

А. А. Колесников

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ
РЕАКТИВНЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Военное Издательство
Министерства Вооруженных Сил
Союза ССР
1947*

А. А. КОЛЕСНИКОВ

ОСНОВЫ ТЕОРИИ
РЕАКТИВНЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ВООРУЖЕННЫХ СИЛ СОЮЗА ССР
Москва — 1947

Колесников А. А. Основы теории реактивных двигателей.

В книге рассмотрены основные типовые схемы реактивных двигателей и тепловые процессы, происходящие в них. Книга предназначена в качестве учебного пособия для летных и технических училищ, а также и для строевых частей ВВС ВС СССР.

Редактор инженер-подполковник Д. А. Новак
Технический редактор Д. Г. Моисеенко
Корректор А. П. Иванова

Г85170. Подписано к печати 15.3.47. Изд. № 5,3746.
Объем 7,75 печ. л. 5,95 уч.-изд. л. 38 000 зн. в 1 печ. л.

2-я типография Управления
Военного Издательства МВС СССР
имени К. Е. Ворошилова
Зак. 1860

ПРЕДИСЛОВИЕ

Непрерывная борьба за улучшение летно-тактических данных боевых самолетов требует создания мощного, малогабаритного и высотного двигателя.

Дальнейшему повышению мощности поршневых авиационных двигателей и снижению их удельных и габаритных параметров препятствуют трудности главным обра-

Перед использованием книгой необходимо внести следующие исправления:

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
23	25 и 26 сверху	Площадь $Ize2$ — эквивалентна потерянной энергии и равна $\rho_e v_z^2$.	Площадь $oae2$ — эквивалентна потерянной энергии и равна $\rho_e v_z^2$.
49	22 сверху	$M = M' + M'' + M'''$	M
58	5 снизу	5700 км.	5700 км/час.
63	2 сверху	возрастать.	уменьшаться.
88	30 сверху	левая	правая
99	17 и 18 сверху	входящая в выражение тяги, проходящейся на 1 кг воздуха (см. формулу 80), изменяется по линейному закону.	входящая в выражение тяги, изменяется по линейному закону.

Изд. № 5,3746. Зак. № 1860.

винтомоторную группу на всех типах самолетов, — см.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Непрерывная борьба за улучшение летно-тактических данных боевых самолетов требует создания мощного, малогабаритного и высотного двигателя.

Дальнейшему повышению мощности поршневых авиационных двигателей и снижению их удельных и габаритных параметров препятствуют трудности главным образом конструктивного характера.

Самолеты с поршневыми двигателями по своим тактическим данным уже не отвечают полностью требованиям, предъявляемым к ним в настоящее время.

Скорость полета самолета порядка 1000 км/час в настоящее время стала уже реальной и необходимой.

Получение такой скорости полета стало возможно только в последние годы в связи с появлением реактивных двигателей.

Реактивный двигатель — это новый тип силовой установки, позволяющей сосредоточить большую мощность в одном агрегате при значительно меньших удельном весе и удельном миделе по сравнению с поршневыми двигателями.

С появлением реактивных двигателей классическая винтомоторная группа, столь прочно занимавшая свои позиции до настоящего времени, встретила достойного соперника.

Однако не следует думать, что реактивные двигатели в ближайшее время смогут полностью заменить винтомоторную группу на всех типах самолетов, — они

заменят ее только там, где применение ее будет явно нецелесообразным с точки зрения получения необходимых тактических качеств самолета.

В последнее время, особенно в период второй мировой войны, во всех технически передовых странах реактивным двигателям уделялось исключительно большое внимание. К концу войны реактивные двигатели уже нашли практическое применение как в скоростной военной авиации, так и в оружейной технике.

В настоящее время дальнейшему развитию и усовершенствованию реактивной техники уделяется неослабное внимание во всех странах, и поэтому вполне понятен тот интерес, который проявляется к реактивным двигателям со стороны широких кругов инженерно-технического и летного состава.

Данная работа не претендует на полноту освещения всех вопросов реактивной техники и ставит перед собой цель ознакомить читателя с основными типовыми схемами реактивных двигателей и тепловыми процессами, происходящими в них, а также и областями их применения как в авиации, так и некоторых видах оружейной техники.

ГЛАВА ПЕРВАЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. КРАТКАЯ ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ РЕАКТИВНОЙ ТЕХНИКИ

Реактивный принцип был открыт в Китае еще до начала нашего летосчисления.

В сохранившихся памятниках древней китайской письменности времен Иньской культуры (1766—1122 гг. до нашего летосчисления) можно найти сведения о применении китайцами ракет — фейерверков во время великих национальных празднеств.

В более позднее время, в связи с изобретением пороха и дальнейшим прогрессом технической и военной



Рис. 1. Китайская „огненная стрела“:

1 — прессованный порох; 2 — зажигательный состав; 3 — деревянная стрела

культуры Китая, ракета стала применяться китайцами и в военном деле.

Имеются сведения о том, что ракеты в виде „огненных стрел“ применялись китайскими войсками для переброски зажигательных снарядов уже в самом начале XIII века.

Китайская „огненная стрела“ (рис. 1) представляла собой деревянную палку с наконечником и хвостовым оперением, к которой прикреплялся картонный патрон, начиненный порохом и зажигательным составом. „Огненная стрела“ с подожженным в патроне порохом выпускалась из лука. Реактивное действие продуктов сгорания пороха на патрон увеличивало дальность полета

стрелы, а имевшийся в патроне зажигательный состав вызывал пожары и деморализацию неприятельских войск.

В середине XIII века боевые ракеты применялись уже не только китайцами, но также и монголами и арабами.

Проникновение ракеты в Европу относится, повидимому, к XIV веку.

Интересно отметить, что уже в начале XV века итальянским ученым Джованни Фонтана были предложены проекты различных аппаратов: транспортных устройств, подводной торпеды и даже воздушной торпеды, снабженной хвостом и несущими плоскостями, в которых в качестве двигателей предусматривалось применение ракеты.

В течение XV, XVI и XVII веков боевыми ракетами занимаются все европейские страны. Быстрому развитию боевой ракеты в Европе в большой степени способствовало военное соперничество между европейскими странами, вызванное начавшимися в конце XV века войнами за захват колониальных земель.

Первое учреждение в России, занимавшееся изготовлением ракет, было организовано в Москве в 1680 г. Большое участие в работе этого учреждения принимал Петр Первый, который впоследствии ввел ракеты и на вооружение русской армии.

Однако в конце XVII и начале XVIII века ракетное оружие уступило место орудийной артиллерии, которая к этому времени как по дальности стрельбы, так и по точности попадания в цель намного превзошла ракетное оружие.

Изготовление боевых ракет в России принимает особенно широкий размах, начиная с 1808 г., чему впоследствии в большой мере способствовала открытая в Петербурге в 1832 г. пиротехническая артиллерийская школа.

На развитие реактивного оружия в России в то время оказали большое влияние работы выдающихся русских специалистов и изобретателей в области ракет Константинова и Нечаева, которым принадлежали лучшие образцы спасательных и боевых ракет, находившихся на вооружении русской армии.

В 60-х годах XIX века реактивное оружие опять уступает место возникающей тогда нарезной артиллерии и не появляется на полях сражений вплоть до второй мировой войны.

Во второй мировой войне реактивное оружие в массовом масштабе впервые успешно было применено Советской Армией.

Наряду с использованием ракет как боевого оружия с древних времен делались попытки применить ракеты и для подъема человека.

Исторически же развитие воздухоплавания пошло по пути, указанному братьями Монгольфьер в 1783 г. Созданный ими аэростат мог свободно поднимать в воздух несколько человек.

Перед учеными и изобретателями того времени встала задача отыскания способов управления аэростатом в полете.

Воздухоплавательная горячка, охватившая Францию в конце XVIII века, рождала одну идею за другой. В это время высказывается мысль о возможности использования ракеты для перемещения воздушного шара в нужном направлении. Однако появившиеся проекты и конструкции управляемых с помощью ракет аэростатов (Миолана и Жанине, Бланшера, Жиффара и других изобретателей) практического применения не нашли.

В более позднее время стали предлагаться и самостоятельные реактивные воздухоплавательные аппараты.

Нельзя не отметить проекта реактивного воздухоплавательного аппарата русского революционера-народовольца Николая Ивановича Кибальчича, который он предложил 23 марта 1881 г., находясь в тюрьме в ожидании своей казни.

В качестве горючего для реактивного двигателя Кибальчич выбрал порох, что для того времени было большим шагом вперед.

Несмотря на это проект Кибальчича не был рассмотрен и пролежал в архивах до 1918 г., а его автор был казнен 15 апреля 1881 г.

В конце XIX века идея использования ракеты в качестве двигателя для полета человека стала особенно популярна. Однако в то время теория ракеты была разработана еще очень слабо, и эта идея, не имея достаточного научного обоснования, носила подчас чисто фантастический характер.

Только в начале XX века реактивный принцип получил серьезную теоретическую разработку в трудах ученых различных стран, но главным образом в работах русского ученого и изобретателя Константина Эдуардо-

вича Циолковского (1857—1935 гг.), который по праву считается общепризнанным основоположником теории реактивного движения.

Его работа „Исследование мировых пространств реактивными приборами“, в которой он дал научную разработку принципов реактивного движения и проект

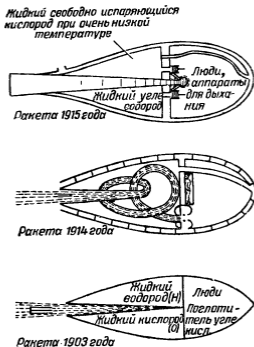


Рис. 2. Проекты космических кораблей К. Э. Циолковского

космического корабля, была опубликована в 1903 г. в журнале „Научное обозрение“.

К. Э. Циолковский написал и ряд других работ, посвященных решению проблемы межпланетных перелетов.

Помимо разработки вопросов теории реактивного движения, К. Э. Циолковский предложил несколько проектов ракетных кораблей для межпланетных путешествий (см. рис. 2), а также первый высказал мысль о возможности использования для ракет в качестве

компонентов топливной смеси жидких горючих и окислителей (носителей кислорода), смесь которых обладает большей теплотворной способностью по сравнению с порохом, а следовательно, является и более эффективной.

После первых успешных полетов самолета братьев Райт в 1903 г. воздухоплавателей стала занимать мысль о применении ракеты в качестве двигателя для самолета.

Уже в 1908 г. французский изобретатель Графиньи предложил схему реактивного самолета и построил его модель с пороховой ракетой. При испытаниях модель пролетела 1 км и удачно спланировала. Газеты Франции подняли большую шумиху по поводу небывалых успехов Графиньи.

В последующие годы появляются проекты реактивных самолетов французских изобретателей и ученых Рене Лорена и Эсно Пельтри, которые одновременно занимались также разработкой теории реактивных двигателей. Рене Лорен в 1913 г. предложил схему воздушно-реактивного двигателя, в котором начальное сжатие воздуха происходит только за счет скоростного напора.

В 1919 г. американский ученый профессор Роберт Годдард опубликовал работу „Способ достижения больших высот“, в которой он описывает конструкцию, результаты испытаний и теорию ракеты.

В 1923 г. вышла из печати работа немецкого физика и астронома Германа Оберта „Ракета — в межпланетное пространство“, в которой автор разработал ряд теоретических и практических вопросов по реактивному движению.

Параллельно с упомянутыми учеными, во многих странах над этими же вопросами работало большое количество других ученых и изобретателей, которые также внесли большой вклад в науку и технику реактивного движения.

По мере развития авиации, вопросы использования ракеты как двигателя для самолетов увлекают все большее и большее число конструкторов и изобретателей.

В последующие годы появилось большое количество как теоретических работ, посвященных дальнейшему развитию принципов реактивного движения, так и конкретных практических предложений в области реактивной техники.

В 30-х годах итальянским инженером Кампини и французским инженером Ледуком были предложены и проанализированы схемы воздушно-реактивных двигателей с дополнительным поджатием воздуха специальным компрессором, приводимым во вращение в двигателе Кампини поршневым авиационным мотором и в двигателе Ледука — газовой турбиной.

Длительный полет самолета с реактивным двигателем впервые был произведен в августе 1940 г. в Италии с аэродрома Форланини на самолете Капрони-Кампини (рис. 3) продолжительностью 10 минут. В конце ноября 1941 г. полковником Марно де Бернарди, изве-

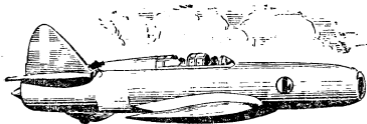


Рис. 3. Самолет Капрони-Кампини в полете

стным победителем в состязаниях на кубок Шнейдера, был совершен перелет на самолете Капрони-Кампини из Милана в Рим.

Перелет был совершен за $2\frac{1}{2}$ часа с промежуточной остановкой неизвестной продолжительности в Пизе. Средняя скорость полета была невелика и составляла всего лишь 210 км/час. Однако все предшествующее развитие ракеты и первые полеты реактивных самолетов показали, какие исключительные перспективы открывает реактивный двигатель как для авиации, так и для различных видов специального оружия.

Перед второй мировой войной вопросам развития реактивной техники во всех передовых странах уделялось исключительно большое внимание.

К концу войны реактивные двигатели как для самолетов, так и для специального оружия уже вышли из стадии лабораторных экспериментов и нашли практическое применение на фронтах мировой войны.

Реактивные самолеты и реактивное оружие зарекомендовали себя как новое мощное средство нападения и обороны.

В настоящее время во всех странах мира дальнейшему развитию и усовершенствованию реактивной техники уделяется исключительно большое внимание.

Разработка авиационных типов реактивных двигателей идет главным образом в направлении создания турбокомпрессорных воздушно-реактивных двигателей с винтом и без винта и двигателей ракетного типа, работающих на жидком топливе.

2. ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РЕАКТИВНОГО ДВИЖЕНИЯ И ТИПЫ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Для передвижения парохода, самолета и других транспортных аппаратов в жидкой и газообразной среде современная техника использует силу реакции водяных и воздушных масс, получающих ускоренное движение от гребного винта и пропеллера. Отбрасываемые массы воздействуют на винт, сообщаящий им ускоренное движение, что и воспринимается нами как тяга винта.

Для приведения во вращение винта на аппарате необходимо иметь какой-либо двигатель, в котором происходит превращение термохимической энергии топлива в механическую.

В данном случае мы имеем дело с системой „двигатель — винт“, от которой вещество окружающей среды получает ускорение не в самом двигателе, а в результате воздействия на него винта. Данная система создает тягу по принципу внешней реакции.

С физической точки зрения реактивный принцип основывается на законе изменения количества движения тела. Согласно этому закону изменение количества движения тела равно произведению силы, вызвавшей изменение скорости движения тела, на время ее действия (импульсу силы), т. е.

$$mv_2 - mv_1 = R\Delta t,$$

где R — сила, действующая на тело с массой m ;

Δt — время действия силы;

$mv_2 - mv_1$ — изменение количества движения тела за время Δt .

Если принять время действия силы равным 1 сек., то

$$R = mv_2 - mv_1,$$

где $mv_2 - mv_1$ — изменение количества движения тела за 1 сек.

Отсюда видно, что тяга, развиваемая винтом, будет равна изменению количества движения отбрасываемой массы за 1 сек.

Реактивный принцип наглядно объясняется и третьим законом механики Ньютона, согласно которому, если при действии одного тела на другое с силой R второе тело получает ускоренное движение, то на первое тело, вызывающее это ускорение, также будет действовать сила, равная по абсолютной величине силе R , но направленная в противоположную сторону.

Одно из самых простых применений внешнего реактивного принципа мы имеем при движении обычной весельной лодки. Работа весел заключается в том, что они своими лопатками захватывают какое-то количество воды и толкают ее назад. Вследствие того что вода отбрасывается назад, весла и связанная с ними лодка получают толчок вперед.

При вращении гребного винта или пропеллера их лопасти, так же как и весла лодки, захватывают окружающую воду или воздух и отбрасывают их назад с какой-то скоростью, т. е. сообщают им определенное количество движения. Изменение количества движения тела в 1 сек., как было отмечено выше, равно силе, действующей на тело со стороны винта; со стороны же отбрасываемого тела на винт будет действовать сила, равная по величине, но противоположная по направлению.

Легко подсчитать тягу, создаваемую системой, работающей по принципу внешней реакции. Для этого необходимо знать вес воздуха или воды, отбрасываемых в 1 сек., и изменение скорости их потоков за это же время.

Если скорость потока перед винтом равна нулю, то сила тяги алгебраически может быть выражена в виде следующей формулы:

$$R = mw = \frac{G}{g} w, \quad (1)$$

где R — тяга в кг;

m — масса вещества, отбрасываемого назад, равная $\frac{G}{g}$;

G — вес вещества, отбрасываемого назад, в кг;

w — скорость потока после винта в м/сек;

g — ускорение силы тяжести, равное 9,81 м/сек².

Если же на винт, например пропеллер, воздух набегает с какой-то скоростью, то винт увеличивает его скорость (количество движения) по отношению к скорости окружающей среды.

В этом случае формула (1) примет следующий вид

$$R = \frac{G}{g} (w - v); \quad (2)$$

здесь v — скорость потока перед винтом (скорость полета) в *м/сек.*

Из формул (1) и (2) видно, что одну и ту же тягу можно получить, отбрасывая большую массу с малой скоростью или малую массу с большой скоростью.

Однако с точки зрения расхода энергии на создание определенной тяги выгоднее отбрасывать большую массу с малой скоростью. Действительно, как известно, количество энергии, затрачиваемой на приведение какого-либо тела в движение, выражается известной формулой живой силы

$$E = \frac{Gw^2}{2g}. \quad (3)$$

Если эта энергия затрачивается винтом в одну секунду, то его мощность, в лошадиных силах, будет равна

$$N = \frac{Gw^2}{2g \cdot 75}. \quad (4)$$

Сравнивая формулы (1) и (4) и производя элементарные преобразования, получим следующую зависимость между мощностью, тягой и скоростью отбрасывания

$$N = R \frac{w}{2 \cdot 75}. \quad (5)$$

Отсюда видно, что для получения определенной тяги затрата мощности, а следовательно, и топливной энергии будет прямо пропорциональна скорости отбрасывания массы.

Например, для получения тяги 1 500 кг, при скорости отбрасывания 150 *м/сек.*, необходимо затратить мощность в 1 500 л. с., а при скорости отбрасывания 1 500 *м/сек.* нужно затратить мощность в 15 000 л. с., т. е. в десять раз больше. Из формулы же (1) следует, что отбрасываемая масса в первом случае будет в десять раз больше, чем во втором.

Для случая, когда скорость воздуха перед винтом равна v , зависимость между мощностью, затрачиваемой на вращение винта, скоростью отбрасывания воздуха w и тягой винта может быть выражена в виде формулы

$$N = \frac{Rv}{75} \cdot \frac{w+v}{2v}. \quad (6)^1$$

Из формулы (6) видно, что второй сомножитель правой части равен обратной величине КПД идеального винта, который значительно выше, чем действительный КПД винта

$$\frac{1}{\eta_{\text{ид}}} = \frac{w+v}{2v}$$

или

$$\eta_{\text{в}} = \frac{2v}{w+v}. \quad (7)$$

Из формулы (6) следует, что при постоянном значении КПД идеального винта затрата мощности для получения определенной реактивной тяги будет прямо пропорциональна скорости набегающего потока. Однако КПД винта будет тем больше, чем меньше разница между скоростью отбрасывания и скоростью набегающего потока. С увеличением же КПД винта для получения определенной тяги, при данной скорости набегающего по-

¹ Если поток воздуха набегаёт на винт со скоростью v , то изменение его живой силы, производимое винтом, может быть выражено в виде формулы

$$E = \frac{G(w^2 - v^2)}{2g}.$$

Если же эта энергия затрачивается винтом в 1 сек., то мощность винта в лошадиных силах будет равна

$$N = \frac{G(w^2 - v^2)}{2g \cdot 75}.$$

Подставляя из формулы (2) значения $\frac{G}{g}$ в данную формулу мощности, получим

$$N = \frac{R}{75} \cdot \frac{w+v}{2}.$$

Умножая числитель и знаменатель правой части на v , получим

$$N = \frac{Rv}{75} \cdot \frac{w+v}{2v}.$$

тока, затрачиваемая мощность будет уменьшаться. Из соотношения же (2) следует, что для достижения этого нужно увеличивать массу отбрасываемого воздуха. Таким образом, для получения экономичной работы реактивной системы нужно стремиться к тому, чтобы отбрасывание воздуха винтом производилось со скоростью, близкой к скорости полета.

2. Двигатели, которые нами будут рассматриваться ниже, также работают по реактивному принципу, и все выведенные соотношения для системы, работающей по внешнему реактивному принципу, будут справедливы и для них. В отличие от системы „двигатель — винт“, в этих двигателях газы получают ускоренное движение в самих двигателях, без помощи винта, т. е. можно сказать, что двигатели работают по внутреннему реактивному принципу или принципу внутренней реакции.

Двигатели, работающие по принципу внутренней реакции, принято называть реактивными двигателями. В реактивных двигателях термохимическая энергия топлива преобразуется непосредственно в кинетическую энергию истечения газа из двигателя в окружающее пространство.

Сила реакции газа, движущегося ускоренно при истечении из двигателя, по третьему закону Ньютона, действует на двигатель в направлении, противоположном истечению. Эта сила может быть использована как тяга для передвижения самолета, снаряда, торпеды и т. д.

Для пояснения сказанного, представим себе сосуд, замкнутый со всех сторон и наполненный каким-либо газом (рис. 4). Допустим, что давление газа в сосуде больше давления окружающей среды.

Давление газа на противоположные стенки замкнутого сосуда (силы 1, 2, 3 и 4) взаимно уравновешивается, и сосуд остается в покое, независимо от его формы. Если же в одной из стенок сосуда (рис. 5) сде-

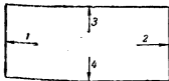


Рис. 4

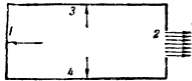


Рис. 5

лать отверстие, например в стенке 2, то газ будет истекать из отверстия в окружающую среду, и давление его на внутренние стенки сосуда уже не будет уравновешено полностью, так как давление на стенку 2 будет меньше, чем на стенку 1. Давление же газа в этом случае на стенки 3 и 4 попрежнему будет взаимно уравновешено. Следовательно, на сосуд будет действовать сила реакции в направлении, противоположном истечению газа, независимо от состояния окружающей среды.

Определим силу реакции, действующую на сосуд. Представим себе сосуд (рис. 6), в стенке которого сделано отверстие, переходящее в насадок, например цилиндрической формы.

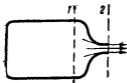


Рис. 6

Поскольку газ истекает из сосуда с определенной скоростью, то естественно, что он от состояния покоя в сечении 1 до конечной скорости на выходе из насадка в сечении 2 движется ускоренно за счет падения давления, т. е. вследствие расширения. Отметим, что насадок взят только для получения большей наглядности при выводах.

Перемещение массы газа m с ускорением a обуславливается наличием силы R , действующей на газ, для которой справедлива следующая зависимость от массы газа и ускорения, возникающего вследствие ее воздействия:

$$R = ma$$

или

$$R = m \frac{\Delta w}{\Delta t}; \quad (8)$$

здесь Δw — приращение скорости движения газа в насадке за время Δt .

Формулу (8) можно переписать в виде

$$R \Delta t = m \Delta w.$$

Производя суммирование правой части от нуля до w , а левой от нуля до t , получим (при поддержании давления газа в сосуде постоянным) следующее выражение:

$$Rt = mw. \quad (9)$$

Эта формула выражает, как мы уже знаем, известный закон о том, что импульс силы равен изменению количества движения тела.

Полагая время $t = 1$ сек., получим, что сила, действующая на движущийся газ, будет равна произведению его массы на секундное приращение скорости.

$$R = m\omega = \frac{G}{g}\omega; \quad (10)$$

здесь ω — скорость газа на выходе из насадка.

Если при действии со стороны сосуда силы R на массу газа m в направлении его течения ему сообщается ускорение, то на сам сосуд, по третьему закону Ньютона, должна действовать сила реакции, равная силе R и направленная в сторону, противоположную направлению истечения. Эта сила реакции и используется непосредственно как тяга реактивного аппарата. Таким образом, реактивную силу или тягу можно подсчитать по формуле (10), которая полностью совпадает с формулой (1). Следовательно, сила реакции, действующая на сосуд, будет равна произведению массы газа, вытекающей из сосуда в 1 сек., на скорость истечения. Совершенно очевидно, что если осевая скорость рабочего тела при поступлении его в сосуд будет равна v , то силу реакции можно выразить, по аналогии формулой (2), в следующем виде

$$R = \frac{G}{g}(\omega - v) = m(\omega - v). \quad (11)$$

Длительное поддержание давления газа в сосуде (камере сгорания реактивного двигателя), а следовательно, и получение непрерывного его истечения достигается сжиганием в нем различных топлив.

3. Работа реактивных двигателей может протекать как с участием, так и без участия атмосферного воздуха в тепловых процессах, происходящих в них.

Двигатели, в которых для создания тяги не используется атмосферный воздух, т. е. работающие независимо от окружающей среды, называются реактивными двигателями ракетного типа.

В двигателях ракетного типа горючее сжигается в окислителе (носителе кислорода), запасенном на самом реактивном аппарате.

Двигатели, в которых для сжигания горючего используется атмосферный воздух, принято называть воздушно-реактивными (сокращенно ВРД).

Тяга двигателей реактивного типа может быть подсчитана по формуле (10)

$$R = \frac{G}{g} w,$$

где R — тяга в кг;

G — весовой расход топливной смеси в кг/сек;

w — скорость истечения продуктов сгорания в окружающей среде в м/сек;

g — ускорение силы тяжести, равное 9,81 м/сек².

Как видно из этой формулы, тяга реактивных двигателей ракетного типа зависит только от секундного расхода топливной смеси и скорости истечения продуктов сгорания из двигателя и не зависит от скорости движения реактивного аппарата. С подъемом на высоту тяга двигателей ракетного типа не уменьшается, как это имеет место у двигателей, использующих для сжигания горючего атмосферный воздух (поршневых и воздушно-реактивных). С увеличением высоты полета, как будет показано дальше, их тяга возрастает, достигая максимальной величины в безвоздушном пространстве. Таким образом, реактивные двигатели ракетного типа могут развивать тягу как при наличии окружающей среды, так и в безвоздушном пространстве. Поэтому с применением двигателей этого типа издавна связывались проекты межпланетных перелетов, которые, отметим попутно, хотя теоретически и были вполне обоснованы, но даже в настоящее время технически пока еще не выполнимы.

В качестве топлива для двигателей ракетного типа могут быть использованы жидкие, твердые и газообразные вещества.

Ниже мы рассмотрим только двигатели, работающие на жидких компонентах топлива (сокращенно называемые ЖРД), так как в настоящее время их можно уже эффективно использовать в авиации и оружейной технике.

Тяга воздушно-реактивных двигателей, без учета расхода топлива, может быть подсчитана по формуле

(11), с учетом же расхода топлива эта формула примет следующий вид:

$$R = \frac{G}{g}(w - v) + \frac{G_m}{g} w, \quad (12)$$

где G_m — расход топлива в $кг/сек$.

Так как расход топлива значительно меньше расхода воздуха, то вторым членом этого уравнения можно пренебречь, при этом ошибка в определении тяги не будет превышать 2—3%.

Процесс сгорания топлива в воздушно-реактивных двигателях может происходить при постоянном давлении ($p = \text{const}$) и при постоянном объеме ($v = \text{const}$). Первые двигатели обычно называются прямоточными (ПВРД), а вторые — взрывными или пульсирующими (ВВРД).

Как прямоточные, так и взрывные ВРД делятся на бескомпрессорные и компрессорные. В бескомпрессорных двигателях поджатие воздуха осуществляется только за счет преобразования скоростного напора набегающего потока воздуха в давление.

В компрессорных же двигателях воздух перед поступлением в камеры сгорания дополнительно поджимается специальным компрессором.

Для привода компрессора может быть использована газовая турбина или поршневой авиационный мотор. Двигатели с газовой турбиной принято называть турбокомпрессорными воздушно-реактивными (ТКВРД).

Если турбокомпрессорный воздушно-реактивный двигатель создает тягу не только за счет реакции газов, но также частично и за счет винта, то такой двигатель обычно называют турбокомпрессорным ВРД с винтом.

Ниже нами будут рассмотрены бескомпрессорные и компрессорные воздушно-реактивные двигатели.

ГЛАВА ВТОРАЯ

ЖИДКОСТНЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЖРД)

1. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ЖРД

Жидкостный реактивный двигатель любого типа и назначения состоит из камеры сгорания, в которой производится сгорание топлива, соплового аппарата, служащего для преобразования энергии продуктов сгорания

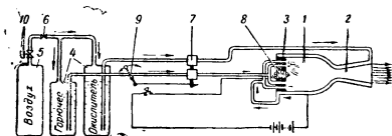


Рис. 7. Принципиальная схема ЖРД с подачей топлива давлением сжатого воздуха:

- 1 — камера сгорания; 2 — сопло; 3 — головка двигателя; 4 — баки для компонентов топлива; 5 — баллон с сжатым воздухом; 6 — воздушный редуктор; 7 — дросселирующий агрегат; 8 — свеча зажигания; 9 — рычаг управления двигателем; 10 — запорный кран

в скорость их истечения, системы питания двигателя топливом и системы управления работой двигателя. Принципиальные схемы ЖРД приведены на рис. 7 и 8. Охлаждение двигателя осуществляется одним или обоими компонентами топлива, для чего камера сгорания и сопло имеют специальные рубашки.

Схема работы ЖРД представляется в следующем виде. Компоненты топлива (горючее и окислитель) из баков по трубопроводам отдельно подводятся к двигателю и поступают в рубашки охлаждения (на рис. 7 показано охлаждение двигателя одним из компонентов). По выходе из рубашек компоненты, пройдя через систему форсунок, поступают в камеру сгорания двига-

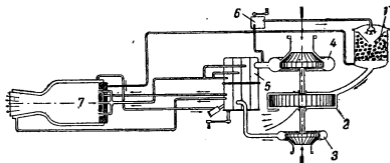


Рис. 8. Принципиальная схема ЖРД с подачей топлива насосом:

1 — парогенератор; 2 — турбина; 3 — насос горючего; 4 — насос окислителя; 5 — дросселирующий агрегат; 6 — регулятор давления парагаза; 7 — реактивный двигатель.

теля. Смешение компонентов топлива происходит только в камере сгорания, так как подавляющее большинство топливных смесей представляет собой сильно взрывчатые вещества. Продукты сгорания расширяются в сопловом аппарате двигателя до атмосферного давления и с большой скоростью истекают в атмосферу.

Компоненты топлива из баков могут подаваться в двигатель как давлением сжатого воздуха (рис. 7), находящегося в отдельных баллонах на реактивном аппарате, так и специальным автономным турбонасосным агрегатом (рис. 8). Турбина насосного агрегата приводится во вращение парогазовой смесью, получаемой в парогенераторе из одного или обоих компонентов топлива.

Компоненты топлива подаются в двигатель в определенном весовом соотношении. Для поддержания этого соотношения компоненты перед поступлением в камеру сгорания проходят через управляемый дросселирующий агрегат, которым регулируется весовой расход компонентов.

Начальное воспламенение топливной смеси может быть произведено или электрической свечой или каким-либо химическим путем.

После воспламенения первых порций топлива в камере сгорания образуется очаг горения, от которого и воспламеняется вновь поступающее топливо.

Во время работы двигателя подача компонентов топлива в камеру сгорания производится непрерывно, следовательно, и процесс сгорания идет также непрерывно. При постоянном расходе топлива в 1 сек. давление газов в камере сгорания будет постоянным.

Величина тяги ЖРД регулируется изменением расхода топлива, осуществляемого дросселирующим агрегатом.

2. ТЕПЛОВОЙ ЦИКЛ ЖРД. ТЕРМИЧЕСКИЙ КПД

Под тепловым циклом ЖРД понимается совокупность термодинамических процессов, последовательно протекающих во всей реактивной установке, т. е. в системе питания, камере сгорания и сопле, которые условно можно представить в виде кругового цикла.

На рис. 9 в координатах p - v изображена диаграмма идеального цикла ЖРД при расширении газа в сопле до наружного давления.

На участке ac компоненты топлива в жидком состоянии нагнетаются в камеру сгорания двигателя. Вследствие малого изменения объема жидкости от давления, этот процесс может быть представлен в виде вертикальной прямой линии ac .

На участке cz происходит процесс сгорания топлива при постоянном давлении. На участке ze происходит процесс расширения продуктов сгорания в сопле до атмосферного давления. На участке ea происходит отдача тепла продуктами сгорания в окружающую среду и охлаждение их до температуры этой среды. Процесс ea протекает уже вне реактивной установки.

При построении диаграммы данного цикла предполагается, что топливо находится в жидком состоянии

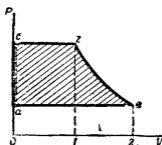


Рис. 9. Диаграмма идеального теплового цикла ЖРД

только в процессе ac , все же остальные процессы идут при газообразном состоянии рабочего тела.

Описанный цикл ЖРД, как не трудно видеть, соответствует хорошо известному в термодинамике циклу Рэнкина. Определим полезную работу цикла, т. е. работу истечения продуктов сгорания из двигателя.

Графически эта работа определяется площадью $czea$. Площадь $czea$ можно вычислить из равенства

$$\text{площадь } acze = \text{площадь } ocz1 + \text{площадь } Ize2 - \\ - \text{площадь } oae2;$$

здесь площадь $ocz1$ — эквивалентна работе расширения газов в камере сгорания и равна $p_2 v_1$;

площадь $Ize2$ — эквивалентна работе, получаемой при адиабатическом расширении продуктов сгорания в сопле двигателя.

Эта работа совершается за счет уменьшения внутренней энергии продуктов сгорания

$$u_z - u_e = c_v T_z - c_v T_e,$$

где c_v — теплоемкость продуктов сгорания при постоянном объеме;

T — абсолютная температура газов.

Площадь $oae2$ — эквивалентна потерянной энергии и равна $p_e v_2$.

Таким образом, полезная работа цикла L будет равна

$$L = p_2 v_1 + \frac{1}{A} (u_z - u_e) - p_e v_2 = \frac{1}{A} [(u_z + A p_2 v_1) - \\ - (u_e + A p_e v_2)].$$

Выражение $u + A p v$, как известно из термодинамики, представляет собой полную энергию тела и называется теплосодержанием или энтальпией. Теплосодержание обозначается через i .

Таким образом, $i = u + A p v = c_p T$, где c_p — теплоемкость тела при постоянном давлении, а T — абсолютная температура тела.

Следовательно, работа истечения продуктов сгорания из двигателя будет равна

$$L = \frac{1}{A} (i_z - i_e); \quad (13)$$

здесь A — тепловой эквивалент механической работы, равный $\frac{1}{427}$ кал/кгм.

Из формулы (13) видно, что работа истечения продуктов сгорания из двигателя совершается за счет уменьшения их теплосодержания в процессе адиабатического расширения по линии ze . Работа истечения затрачивается на увеличение кинетической энергии газов, т. е. на увеличение скорости их истечения из сопла двигателя.

Для общей термодинамической оценки цикла реактивного двигателя, по аналогии с поршневым двигателем внутреннего сгорания, введем понятие термического КПД.

Термический КПД реактивного двигателя будет равен отношению тепла, превращенного в полезную работу истечения продуктов сгорания в идеальном цикле, к затраченному теплу.

Для цикла Рэнкина можно написать выражение термического КПД (η_t) в следующем виде

$$\eta_t = \frac{i_z - i_e}{i_z - i_a}, \quad (14)$$

где i_a — теплосодержание жидкой рабочей смеси при температуре и давлении внешней среды.

Полная энергия 1 кг рабочего тела в общем виде будет равна сумме, определяемой энергией рабочего тела в точке a (рис. 9), равной i_a , работой сжатия $L_{сж}$ и теплотворной способностью 1 кг топливной смеси (H_u). Следовательно, $i_z = i_a + AL_{сж} + H_u$.

Работа сжатия в ЖРД, согласно предыдущему, практически равна нулю, т. е. $AL_{сж} = 0$.

Тогда формулу (14) можно переписать в следующем виде

$$\eta_t = \frac{i_z - i_e}{H_u} = \frac{\Delta i}{H_u}. \quad (15)$$

На рис. 10 показана зависимость η_t цикла Рэнкина от степени расширения продуктов сгорания в сопле двигателя ($\delta = \frac{v_e}{v_z}$) для двух значений H_u , равных 750 кал/кг и 2500 кал/кг. При построении кривых условно принято, что процесс расширения продуктов сгорания происходит до атмосферного давления при

показателе адиабаты $k = 1,4$, где $k = \frac{c_p}{c_v}$. Согласно ранее сделанным допущениям, приведенные на графике значения термических КПД можно считать верхними теоретически мыслимыми пределами. Таким образом, исследование кругового термодинамического цикла ЖРД позволило оценить сравнительную экономичность двигателя в зависимости от условий его работы и наметить верхние теоретически мыслимые пределы использования тепла в нем.

Взаимное расположение кривых показывает, что термический КПД цикла Рэнкина при увеличении H_u и постоянном значении δ уменьшается. Однако следует иметь в виду, что уменьшение термического КПД с увеличением H_u еще не обуславливает собой уменьшение скорости истечения продуктов сгорания, а следовательно, и величины тяги двигателя, проходящейся на 1 кг топливной смеси, так как скорость истечения определяется не только термическим КПД, но и теплотворной способностью топливной смеси.

Для меньших значений показателя адиабаты расширения газа, что в действительности и имеет место, вследствие зависимости теплоемкости продуктов сгорания от температуры, значения термических КПД всегда будут меньше приведенных, но выявленная закономерность в отношении η_t остается без изменения.

3. СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

Выше было установлено (формула 13), что работа истечения продуктов сгорания совершается за счет уменьшения их теплосодержания при адиабатическом

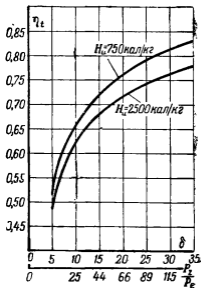


Рис. 10. Сравнительная зависимость термического КПД

$$\text{ЖРД от } H_u, \delta \text{ и } \frac{P_z}{P_e}$$

расширении в сопле двигателя. Эта работа затрачивается на увеличение кинетической энергии газа. Работа истечения по формуле (13) равна

$$L = \frac{1}{A} (i_z - i_e).$$

Если принять скорость входа газов в сопло равной нулю, то для одного кг газа можно написать

$$\frac{w^2}{2g} = \frac{1}{A} (i_z - i_e). \quad (16)$$

Отсюда

$$w = \sqrt{\frac{2g}{A} (i_z - i_e)}. \quad (17)$$

Таким образом, зная теплоперепад продуктов сгорания в сопле двигателя, можно вычислить их теоретическую скорость истечения в атмосферу.

Из формулы (15) имеем

$$i_z - i_e = \eta_t H_u.$$

Поэтому

$$w = \sqrt{\frac{2g}{A} \eta_t H_u} = 91,5 \sqrt{\eta_t H_u}. \quad (18)$$

Отсюда видно, что теоретическая, а следовательно, и действительная скорость истечения продуктов сгорания из двигателя будут тем больше, чем выше термический КПД цикла и теплотворная способность 1 кг топливной смеси.

На рис. 11 показаны теоретические скорости истечения продуктов сгорания для различных значений H_u и η_t .

При адиабатическом расширении скорость истечения газа может быть, как известно из термодинамики, подсчитана по формуле

$$w = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} p_z v_z \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_z} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (19)$$

где p_z и v_z — давление и удельный объем газа в камере сгорания реактивного двигателя;

p_e — давление, до которого расширяется газ в сопле;

k — показатель адиабаты расширения.

Для случая выражения скорости истечения газа по формуле (19) предполагается, что скорость его движения в камере сгорания равна нулю.

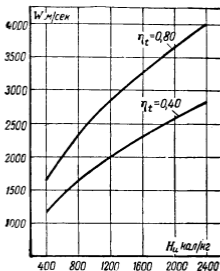


Рис. 11. Зависимость теоретической скорости истечения газов из сопла ЖРД от теплотворной способности топливной смеси

Для определения секундного расхода газа через сопло можно пользоваться в общем случае формулой, имеющей следующий вид

$$G \text{ кг/сек} = f_e \sqrt{2g \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_z}{v_z} \left[\left(\frac{p_e}{p_z} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_e}{p_z} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}; \quad (20)$$

здесь f_e — выходное сечение сопла.

Из формулы (19) видно, что скорость истечения зависит от величины отношения давлений $\frac{p_e}{p_z}$ и возрастает с уменьшением этого отношения. Очевидно, что максимальная скорость истечения будет в том случае, когда p_e будет равно давлению окружающей среды (p_0).

В случае истечения продуктов сгорания в пустоту скорость истечения, как это следует из той же формулы, будет равна

$$w = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} p_z v_z} = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_z}. \quad (21)$$

В термодинамике доказывается, что если истечение газа происходит из цилиндрического или сужающегося по потоку конического насадка (простые насадки), то газ будет расширяться до внешнего давления только при величине отношения $\frac{p_0}{p_z}$, лежащего в интервале от 1 до β_k , где β_k есть так называемое критическое отношение давлений.

Значение β_k определяется родом газа и его температурой и может быть выражено в следующем виде

$$\beta_k = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (22)$$

Зависимость β_k от температуры и рода газа объясняется тем, что теплоемкости газа (c_p и c_v), определяющие значение k , непостоянны и являются функциями температуры и физико-химических свойств газа.

Величина β_k для значений k от 1,10 до 1,40 лежит в интервале от 0,53 до 0,58. Таким образом, расширение газа до атмосферного давления в простых насадках возможно только в случае, если $\frac{p_0}{p_z}$ больше или равно β_k , т. е. давление в камере сгорания не должно превышать примерно 1,7—1,8 атм. Скорость истечения в этом случае подсчитывается по формуле (19).

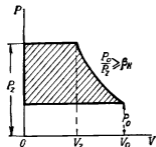


Рис. 12

При расширении газа до атмосферного давления на приращение его кинетической энергии используется полный перепад давлений с p_z до p_0 . При полном расширении газа работа, идущая на приращение его кинетической энергии, графически может быть представлена в координатах pV заштрихованной площадью, как это показано на рис. 12.

Если же отношение $\frac{p_0}{p_z}$ меньше β_k , то газ в самом узком сечении простых насадков будет расширяться только до критического давления p_k , которое всегда будет больше атмосферного давления p_0 .

Критическое давление p_k в функции давления газа в камере сгорания p_z может быть выражено в виде следующей формулы

$$p_k = \beta_k p_z \quad (23)$$

Таким образом, при значении $\frac{p_0}{p_z}$, меньшем β_k , используется не полный перепад давления с p_z до p_0 , а только часть его — с p_z до $p_k = \beta_k p_z$. Следовательно, в этом случае работа расширения газа, идущая на увеличение его кинетической энергии, графически может быть представлена в координатах $p-v$ заштрихованной площадью, как это показано на рис. 13. Отсюда видно, что максимальная скорость истечения газа из простого насадка зависит от перепада давления газа, определяемого формулой (23).

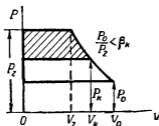


Рис. 13

Если в формулу (19) вместо $\frac{p_e}{p_z}$ подставить значение β_k из формулы (22), то максимальная скорость истечения газа из простого насадка может быть выражена следующей формулой

$$w = \sqrt{2g \frac{k}{k+1} p_z v_z} = \sqrt{2g \frac{k}{k+1} R T_z}. \quad (24)$$

Секундный расход газа через простой насадок для случая $\frac{p_0}{p_z} < \beta_k$ можно определить, если в формулу (20) вместо $\frac{p_e}{p_z}$ подставить значение β_k из формулы (22). Тогда формула (20) для случая простого насадка при критическом истечении примет следующий вид

$$G_{\text{сек}} = f_k \sqrt{2g \frac{k}{k+1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{2}{k-1}} \frac{p_z}{v_z}}. \quad (25)$$

4. СОПЛО ЛАВАЛЯ

Расширение газа до внешнего давления может происходить и при $\frac{p_0}{p_z}$, меньшем β_k .

Такое расширение может быть осуществлено в коническом, расширяющемся по потоку насадке или сопле Лавалья, названного по имени шведского инженера Лавалья, впервые применившего такой насадок для расширения пара в паровых турбинах.

С помощью сопла Лавалья газ теоретически можно расширить до давления окружающей среды при любом значении отношения $\frac{p_0}{p_z}$.

Скорость истечения и расход газа через сопло Лавалья

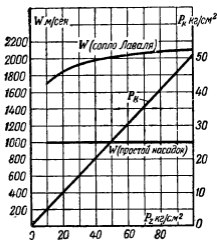


Рис. 14. К сравнению скоростей истечения газа из простого насадка и из сопла Лавалья при одинаковом начальном состоянии газа

можно подсчитывать по формулам (19), (20) и (25). Сравнение скоростей истечения газа из сопла Лавалья и простого насадка при одинаковых значениях $T_z = 3000^\circ\text{K}$ и $k = 1,4$ в зависимости от величины p_z произведено на графике рис. 14.

Этот график показывает, что применение сопла Лавалья обеспечивает получение большей скорости истечения продуктов сгорания из двигателя, а следовательно, и получение большей реактивной тяги.

Из этого же графика, а также из рис. 13 видно, что в случае применения простого насадка газы

покидают насадок не при атмосферном давлении, а при критическом давлении p_k .

Схема сопла Лавалья показана на рис. 15.

Переднюю часть сопла $AA' - KK'$ делают обычно круто сходящейся, так как течение газа в этой части происходит, как в простом насадке, и не зависит от правой части сопла.

Задняя часть сопла $KK'—BB'$, где струя по движению потока расширяется, делается плавной с вполне определенным углом раскрытия или углом конусности сопла α . Если сделать сопло с слишком большим углом конусности, то тогда струя может оторваться от его стенок, вследствие чего будут большие потери кинетической энергии газа и скорость истечения сильно упадет.

При выборе угла конусности сопла исходят из условий, обеспечивающих, с одной стороны, течение газа без отрыва струи от его стенок и, с другой, — уменьшение поверхности стенок сопла с целью наилучшего их охлаждения.

Сечение $K—K'$ с минимальной площадью называется критическим и является строго определенным для данного сопла (обозначается обычно через f_k). Давление газа в критическом сечении, как мы установили выше (формула 23), может быть выражено в функции начального давления в камере сгорания, т. е. $p_k = \beta_k p_z$.

Скорость газа в критическом сечении сопла Лавала (24), так же как и в простом насадке, зависит только от начального состояния продуктов сгорания в камере и совершенно не зависит от окончательного давления расширения.

Попутно отметим, что эта скорость будет равна скорости звука в газе, имеющем параметры, характерные для критического сечения.

Таким образом, критическое сечение в сопле Лавала, так же как и в простых насадках, определяет секундный расход газа при заданных условиях его состояния в камере сгорания двигателя.

Сечение BB' называется выходным сечением или задним обрезом сопла. Выходное сечение при данном значении f_k определяет степень расширения газов в сопле и, следовательно, его максимальную скорость истечения.

Расстояние l (рис. 15) обычно называют длиной сопла. Длина сопла является функцией площадей крити-

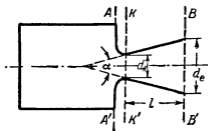


Рис. 15. Сопло Лавала

ческого и выходного сечений и угла его конусности. Потеря скорости в сопле Лавалья при неизменном расчетном режиме работы ЖРД должна быть невелика и по опытам с соплами паровых турбин не должна превышать 10%. Таким образом, коэффициент полезного действия сопла ЖРД (φ), очевидно, лежит в пределах 0,90—0,95.

Однако, если сопло начинает работать вне расчетного режима, то коэффициент φ быстро уменьшается. На рис. 16 показан характер зависимости коэффициента φ от режима работы сопла. Точка *A* определяет расчетный режим сопла Лавалья.

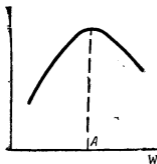


Рис. 16. Зависимость коэффициента φ от скорости истечения

5. ТЯГА. МОЩНОСТЬ ЖРД. СРАВНЕНИЕ С ВМГ

Выше было установлено (см. формулу 10), что сила реакции (тяга), возникающая при истечении газа из ЖРД, может быть подсчитана по формуле

$$R_0 = \frac{G}{g} w.$$

Определим максимальную реактивную силу, возникающую при истечении газа из простого насадка. Подставив в формулу (10) значения w и G из формул (24) и (25) и произведя элементарные преобразования, получим

$$R_0 = B_1 f_k p_z \quad (26)$$

где

$$B_1 = \frac{2k}{k+1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

Коэффициент B_1 , как видно из его выражения, зависит (через k) от рода газа и его температуры.

При постоянном значении B_1 и f_k реактивная сила, согласно формуле (26), будет прямо пропорциональна давлению в камере сгорания двигателя.

Полученная формула (26) дает возможность определить максимальную силу реакции струи газа, вытекающей через простой насадок (динамическая реакция).

Как было показано выше, в критическом сечении простого насадка, при отношении $\frac{p_0}{p_z}$, меньшем β_k , устанавливается критическое давление p_{kz} , которое по абсолютной величине больше давления окружающей среды и с физической точки зрения является противодействием для вытекания газа.

Следовательно, в статическом отношении ЖРД с простым насадком при $\frac{p_0}{p_z} < \beta_k$ не уравновешен.

На схеме рис. 17 показано действие статических сил на ЖРД с простым насадком. Из схемы видно, что все силы давления газа на стенки камеры сгорания и насадка взаимно уравновешиваются, за исключением сил $p_0 f_k$ и $p_k f_k$, действующих на двигатель во взаимно противоположных направлениях.

Результирующая этих двух сил (R') действует в том же направлении, что и сила реакции, и будет равна, следовательно, разности этих сил, т. е.

$$R' = f_k(p_k - p_0). \quad (27)$$

Таким образом, при неполном расширении газа в насадке общая реактивная сила будет равна сумме двух сил

$$R = R_0 + R', \quad (28)$$

или

$$R = \frac{G}{g} w + f_k(p_k - p_0);$$

заменив p_k через $\beta_k p_z$, получим

$$R = f_k [(B_1 + \beta_k) p_z - p_0]. \quad (29)$$

С физической точки зрения дополнительная сила является следствием реакции свободной струи, возник-

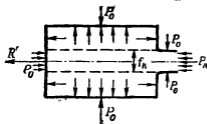


Рис. 17. Схема действия статических сил на ЖРД при истечении газа из простого насадка

кающей в результате ускоренного движения газа при его расширении от сечения f_k до того места вне насадка по направлению движения струи, где давление газа уравнивается с давлением окружающей среды.

Вследствие дополнительного расширения газа вне насадка его скорость (w_0) на каком-то удалении от насадка будет больше, чем скорость на выходе из насадка (w).

По закону импульса силы можно написать

$$f_k(p_k - p_0) = \frac{G}{g}(w_0 - w).$$

Откуда

$$w_0 = w + \frac{f_k(p_k - p_0)}{G} g. \quad (30)$$

Определим максимальную возможную тягу ЖРД при истечении продуктов сгорания через сопло Лавала. Подставляя значение скорости из формулы (19) и значение секундного расхода газа из формул (20) или (25) в формулу тяги (10), получим следующее выражение тяги ЖРД с соплом Лавала

$$R = \frac{G}{g} w = B_2 f_k p_z \sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_z}\right)^{\frac{k-1}{k}}}, \quad (31)$$

где

$$B_2 = 2k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{1}{(k^2-1)^{0,5}}.$$

Коэффициент B_2 , так же как и B_1 , зависит от рода газа и его температуры.

При постоянном значении B_2 и f_k тяга ЖРД с соплом Лавала будет изменяться пропорционально

$p_z \sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_z}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$, т. е. с увеличением p_z тяга также будет возрастать. На рис. 18 показана зависимость

$\sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_z}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$ от p_z при значении $k = 1,4$ и $1,1$.

Из графика рис. 18 видно, что $\sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_z}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$ возрастает как с увеличением p_z , так и с увеличением показателя адиабаты расширения.

Наибольшее возрастание исследуемой функции происходит примерно до значения p_z , равного 30 кг/см².

Функция $\sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_z}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$, как мы видели раньше, вхо-

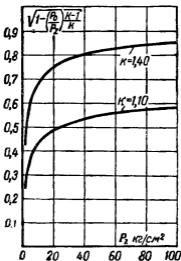


Рис. 18. Влияние показателя адиабаты k и давления в камере сгорания ЖРД на

$$\sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_z}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$$

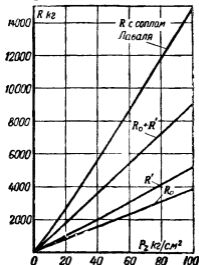


Рис. 19. К сравнению тяг ЖРД с простым насадком и соплом Лаваля: R — с соплом Лаваля, $R_0 + R'$ — с простым насадком (с учетом статической и динамической реакции газов); R_0 — динамическая реакция с простым насадком, R' — статическая реакция с простым насадком

дит также и в выражение скорости истечения продуктов сгорания из сопла ЖРД (см. формулу 19).

На рис. 19 произведено сравнение тяг ЖРД с простым насадком и с соплом Лаваля при постоянных значениях их минимальных проходных сечений, при одина-

ковом расходе топлива и одинаковом начальном состоянии газа в камере сгорания ЖРД, в зависимости от давления газа в камере сгорания.

При построении графика показатель адиабаты расширения принят равным 1,4.

Из этого графика видно, что применение сопла Лавала дает возможность значительно повысить тягу двигателя по сравнению с простым насадком ($R_0 + R'$) при прочих равных условиях.

Отсюда следует, что применение простых насадков в жидкостных реактивных двигателях совершенно не рационально.

Сравнение кривых ($R_0 + R'$) и R_0 показывает, насколько велико значение статической реакции $f_k(p_k - p_0)$ в общем балансе тяги ЖРД с простым насадком.

Из графика видно, что больше половины тяги ЖРД с простым насадком создается за счет статической реакции.

Если давление продуктов сгорания на выходе из сопла Лавала будет больше атмосферного, что имеет место, например, при подъеме ЖРД на высоту, то к значению тяги, подсчитанной по формулам (10) и (31), прибавится, согласно формуле (27), дополнительный член

$$f_e(p_0 - p_H),$$

где f_e — выходное сечение сопла;

p_H — атмосферное давление;

p_0 — давление продуктов сгорания на выходе из сопла двигателя у земли.

Тогда тяга для ЖРД на высоте будет определяться по формуле

$$R = B_2 f_k p_z \sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_z}\right)^{\frac{k-1}{k}}} + f_e(p_0 - p_H) \quad (32)$$

или

$$R = \frac{G}{g} w + f_e(p_0 - p_H). \quad (33)$$

На рис. 20 показан примерный характер изменения тяги ЖРД с соплом Лавала в зависимости от высоты при постоянном расходе топлива. Из этого графика видно, что по мере подъема на высоту тяга ЖРД непрерывно возрастает. Так, например, на высоте 11 000 м тяга двигателя примерно на 9% выше, чем у земли.

Тягу двигателя, отнесенную к 1 кг топлива, расходуемому в 1 сек., принято называть удельной тягой. Алгебраически удельная тяга может быть выражена в виде следующей формулы

$$R_1 = \frac{1}{g} \omega \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}} \quad (34)$$

Удельная тяга является весьма характерным параметром ЖРД, так как она определяет эффективность использования топлива, запасенного на реактивном аппарате, и степень совершенства двигателя, при данной

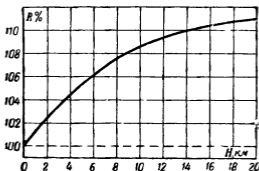


Рис. 20. Протекание высотной характеристики ЖРД

теплотворной способности топливной смеси. Удельной тягой удобно пользоваться для подсчета секундного расхода топливной смеси. Например, чтобы получить тягу ЖРД, равную 800 кг, при удельной тяге $160 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$, необходимо израсходовать следующее количество топлива в кг/сек $G = 800 : 160 = 5 \text{ кг/сек}$.

Проследим теперь, как будет изменяться мощность, развиваемая ЖРД, в зависимости от скорости полета. Говорить о мощности ЖРД без движения не имеет смысла, так как двигатель создает не крутящий момент, который преобразуется в тягу, как это происходит при обычной винтомоторной группе, а непосредственно тягу. Выше было установлено, что тяга ЖРД не зависит от скорости движения аппарата и является неизменной величиной для данной высоты, при постоянном расходе топлива.

Отсюда мощность в лошадиных силах, развиваемая ЖРД, может быть выражена следующей формулой

$$N = \frac{Rv}{75}, \quad (35)$$

что соответствует тяговой мощности ВМГ.

Из формулы (35) видно, что мощность ЖРД возрастает прямо пропорционально скорости полета.

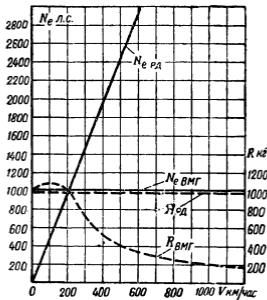


Рис. 21. Характеристики ЖРД и ВМГ

В поршневых же двигателях, наоборот, можно принять, что мощность не зависит от скорости полета, а тяга ВМГ изменяется в зависимости от скорости полета и от КПД винта.

При подсчете условной эффективной мощности ЖРД правую часть формулы (35) необходимо поделить на КПД условного винта.

Тогда

$$N_{\text{эф}} = \frac{Rv}{75\eta_{\text{в}}}. \quad (36)$$

На рис. 21 показаны сравнительные кривые изменения эффективных мощностей ЖРД и поршневого мо-

тора, а также и тяг ЖРД и ВМГ в зависимости от скорости полета. При построении графиков принято, что тяги ЖРД и ВМГ у земли равны между собой, а КПД винта во всем диапазоне скоростей принят равным 0,75.

Вследствие увеличения мощности ЖРД со скоростью полета удельный расход топлива в двигателе на 1 л. с./час и удельный вес двигателя (кг/л. с.) будут соответственно уменьшаться.

Таким образом, экономичность работы ЖРД будет возрастать вместе с увеличением скорости и высоты полета реактивного аппарата.

При удельной тяге, равной 180 кг, расход топливной смеси в ЖРД на 1 эффективную л. с./ч при скорости полета 720 км/час будет составлять 5,63 кг/л. с. ч., а при скорости полета 2000 км/час — 2,03 кг/л. с. ч.

Если принять удельный расход топлива в поршневом бензиновом моторе равным 300 г/л. с. ч., то расход топливной смеси в ЖРД на 1 л. с. в час будет равен удельному расходу топлива в поршневом моторе только при скорости 13500 км/час, принимая КПД условного винта при расчетах постоянным и равным 0,75. Однако КПД винта ВМГ сильно уменьшается при увеличении скорости полета сверх расчетной, так что практически удельные расходы в ЖРД будут равны удельным расходам в поршневом моторе при значительно меньшей скорости полета.

Следует отметить, что это сравнение носит чисто условный характер, так как нельзя оценивать и сравнивать ЖРД с поршневым мотором только по их удельным расходам топлива.

Жидкостный реактивный двигатель — это особый двигатель, не похожий на поршневой, имеющий свои характеристики и свои вполне определенные области применения, где ВМГ может оказаться совершенно непригодной.

В настоящее время представляется совершенно реальным построить жидкостный реактивный двигатель с тягой в несколько тысяч килограммов, при сравнительно малом собственном весе. Например, ЖРД, имеющий тягу порядка 1000 кг, будет весить всего около 100—150 кг.

Такой двигатель при скорости полета 1000 км/час может развить эффективную мощность, эквивалентную мощности поршневого мотора в 5000 л. с. При малых скоростях полета удельные расходы топлива в ЖРД на

1 л. с./ч. очень велики, что ограничивает область его применения. Например, при скорости полета 720 км/час и удельной тяге двигателя 180 кг удельный расход топлива на 1 л. с./ч. будет примерно в 19 раз больше, чем у поршневого мотора. Однако способность ЖРД развивать большую тягу при малых собственных габаритах и весе, а также независимость его тяги от скорости полета и возрастание ее с высотой — открывают широкие возможности для использования ЖРД на реактивных аппаратах с большой скоростью полета.

6. ИНДИКАТОРНЫЙ КПД

При работе ЖРД неизбежны тепловые потери как при сгорании топлива, так и при расширении продуктов сгорания в сопле.

Тепловые потери при сгорании топлива (выделении тепла) являются следствием неполноты сгорания, отвода тепла через стенки, диссоциации молекул газа (распада молекул на их составные части вследствие высокой температуры в камере сгорания) и т. д.

Потери при расширении газа в сопле являются следствием догорания топлива в сопле, трения газа о его стенки, ассоциации молекул газа (восстановление молекул из составных частей, на которые они распались при диссоциации) и т. д.

Термический КПД (формула 15) характеризует верхний теоретический предел использования тепла в реактивной установке.

Вследствие наличия неизбежных потерь в двигателе (реальном) полезная работа истечения газа в действительном тепловом цикле всегда будет меньше, чем в идеальном.

Обозначим через Δi теплоперепад, характеризующий истечение газа в реальном двигателе.

Тогда

$$\Delta i = \xi H_u - Q, \quad (37)$$

где ξ — коэффициент выделения тепла, учитывающий все потери, имеющиеся в процессе сгорания топлива;

H_u — теплотворная способность 1 кг топливной смеси;

Q — тепло, теряемое с истекающими газами.

Для термодинамической оценки цикла реального двигателя введем понятие об индикаторном КПД.

Индикаторным КПД η_i назовем отношение тепла, превращенного в полезную работу истечения в цикле реального двигателя, к затраченному теплу.

По определению можно написать

$$\eta_i = \frac{A_i}{H_u}. \quad (38)$$

Индикаторный КПД η_i всегда меньше термического КПД η_t .

Отношение

$$\eta_j = \frac{\eta_i}{\eta_t} \quad (39)$$

называется относительным КПД; этот коэффициент характеризует собой степень отклонения действительного цикла от идеального или, другими словами, степень совершенства двигателя с тепловой точки зрения.

Двигатель будет тем совершеннее, чем ближе значение относительного коэффициента подходит к единице, так как в этом случае дополнительные тепловые потери будут меньше, чем при большем отклонении этого КПД от единицы.

В данное время достаточных опытных данных о величине относительного КПД еще не имеется. На основании же вычислений, произведенных с учетом потерь тепла как в камере сгорания, так и в сопле двигателя, можно положить для цикла Рэнкина относительный КПД равным

$$\eta_j = 0,60 \div 0,70.$$

Отсюда

$$\eta_i = (0,60 \div 0,70) \eta_t.$$

Таким образом, действительная скорость истечения продуктов сгорания из сопла ЖРД будет примерно на 20% ниже теоретической (см. рис. 11). Ниже приводится таблица (табл. 1) расчетных значений скоростей истечения продуктов сгорания некоторых топливных смесей, с учетом возможных потерь тепла в сопле двигателя. Таблица составлена в предположении, что химическая неполнота сгорания отсутствует, процесс сгорания протекает при давлении 30 кг/см², а расширение продуктов сгорания происходит до атмосферного давления.

Таблица 1

№ по спор.	Наименование топливной смеси	Удельный вес топливной смеси (в жидком состоянии)	Теплотворная способность смеси H_{H} кал/кг	Температура сгорания (абсолютная) T_2	Скорость истечения продуктов сгорания, м/сек	Удельная тяга E_1 , кг
1	Водород и кислород (жидкие)	0,42	3 040	3 600	3 000	306
2	Керосин и жидкий кислород	1,03	2 270	3 500	2 450	250
3	Спирт этиловый (95%) и жидкий кислород	1,00	1 950	3 100	2 300	235
4	Керосин и азотная кислота	1,33	1 440	2 900	2 200	224
5	Спирт этиловый (95%) и азотная кислота	1,25	1 320	2 600	2 100	214

7. ЭФФЕКТИВНЫЙ КПД

Для полной оценки экономичности работы реактивного двигателя необходимо учитывать также и затраты энергии на различные вспомогательные механизмы, обслуживающие реактивную установку, например на привод во вращение топливных насосов и т. д.

Для полной оценки реактивного двигателя как движителя введем понятие эффективного КПД. Эффективным КПД реактивного двигателя назовем отношение тепла, превращенного в кинетическую энергию истечения продуктов сгорания, вытекающих из сопла, к общему затраченному теплу, с учетом работы вспомогательных механизмов.

Тепло, преобразованное в кинетическую энергию истечения газа, представим в следующем виде

$$A \frac{Gw^2}{2g},$$

где A — тепловой эквивалент механической работы;
 G — секундный расход топливной смеси;
 w — скорость истечения продуктов сгорания.

Если учесть затрату тепла на вспомогательные механизмы, то секундный расход топливной смеси будет равен $(G + \Delta G)$.

При теплотворной способности 1 кг смеси H_u кал/кг общее затраченное тепло будет равно $H_u(G + \Delta G)$. Тогда эффективный КПД будет равен

$$\eta_b = \frac{A}{2g} \cdot \frac{Gw^2}{H_u(G + \Delta G)}. \quad (40)$$

Скорость истечения продуктов сгорания в реальном двигателе, согласно формулам (17) и (38), будет равна

$$w = \sqrt{\frac{2g}{A} \eta_i H_u}. \quad (41)$$

Заменяя w в формуле (40) на w из формулы (41), получим

$$\eta_b = \eta_i \frac{G}{G + \Delta G}. \quad (42)$$

Дополнительный расход топливной смеси на привод вспомогательных механизмов будет определяться как конструктивными особенностями самого двигателя, так и КПД вспомогательных механизмов.

Очевидно, что в ЖРД с подачей топлива в камеру сгорания давлением сжатого воздуха $\eta_b = \eta_i$.

Индикаторный и эффективный КПД жидкостного реактивного двигателя могут быть выражены и как отношение полной кинетической энергии 1 кг продуктов сгорания $\left(\frac{w^2}{2g} + \frac{v^2}{2g}\right)$ к полной (тепловой и кинетической) энергии топлива $\left(\frac{H_u}{A} + \frac{v^2}{2g}\right)$.

Например, для ЖРД с подачей топлива в камеру сгорания давлением сжатого воздуха будет иметь

$$\eta_b = \eta_i = \frac{w^2 + v^2}{2g \frac{H_u}{A} + v^2}. \quad (43)$$

Следует отметить, что при современных скоростях полета самолета значение дополнительного слагаемого $\left(\frac{v^2}{2g}\right)$ в общем балансе полной энергии продуктов сгорания и топлива невелико и им можно пренебречь. Однако при скоростях полета свыше 1000 м/сек этого делать уже не следует.

8. ПОЛЕТНЫЙ И ПОЛНЫЙ КПД

Для полной оценки эффективности превращения энергии топливной смеси в полезную работу передвижения реактивного аппарата введем понятие полного КПД.

Полный КПД винтомоторной установки, как известно, равен произведению эффективного КПД мотора на КПД винта, т. е.

$$\eta = \eta_o \eta_v.$$

КПД винта характеризует степень использования мощности мотора на полезное передвижение самолета.

Полезная отдача реактивного двигателя характеризуется его полетным КПД, который по смыслу аналогичен КПД винта.

Полетным КПД реактивного двигателя назовем отношение полезной работы, совершаемой реактивным двигателем, как движителем, к полной энергии продуктов сгорания, вытекающих из двигателя.

Полетный КПД алгебраически можно выразить в виде формулы

$$\eta_n = \frac{Rv}{Rv + \frac{G(w-v)^2}{2g}}, \quad (44)$$

где R — тяга;
 v — скорость полета;
 w — скорость истечения продуктов сгорания;
 $(w-v)$ — скорость продуктов сгорания, отнесенная, к земным координатам.

Нетрудно заметить, что выражение $\frac{G(w-v)^2}{2g}$ представляет собой неиспользованную энергию газового потока.

Заменяя в формуле (44) R его выражением из формулы (10) и произведя несложные преобразования, получим следующее выражение полетного КПД для реактивных двигателей ракетного типа

$$\eta_n = \frac{2wv}{w^2 + v^2}. \quad (45)$$

С другой стороны, полную энергию 1 кг продуктов сгорания можно представить, как указывалось выше, в виде суммы

$$\frac{w^2}{2g} + \frac{v^2}{2g},$$

где $\frac{w^2}{2g}$ — кинетическая энергия газовой струи (1 кг), вытекающей из двигателя;

$\frac{v^2}{2g}$ — кинетическая энергия газов (1 кг), находящихся в двигателе, обусловленная перемещением реактивного аппарата со скоростью v .

Тогда полетный КПД можно выразить (для 1 кг газа) следующим образом

$$\eta_n = \frac{\frac{1}{g} wv}{\frac{w^2}{2g} + \frac{v^2}{2g}} = \frac{2wv}{w^2 + v^2}, \quad (45a)$$

т. е. получим опять формулу (45).

Формула полетного КПД (45) справедлива только для случая расширения продуктов сгорания в сопле двигателя

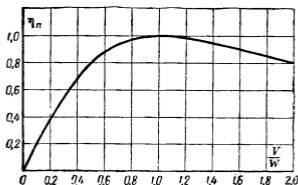


Рис. 22. Зависимость полетного КПД ЖРД от скорости полета

до атмосферного давления. В случае же неполного расширения выражение полетного КПД, как видно из формулы (33), будет несколько сложнее.

На рис. 22 показана зависимость η_n от отношения $\frac{v}{w}$. Из графика рис. 22 видно, что полетный КПД с приближением скорости полета к скорости истечения возрастает. При скорости полета, равной скорости истечения, полетный КПД достигает максимального значения и становится равным единице.

Следовательно, при скоростях полета реактивного аппарата, отличающихся от скорости истечения газов, полетный КПД будет всегда меньше единицы.

При скоростях же полета, больших скорости истечения, полетный КПД убывает.

Убывание же η_n при $\frac{v}{w} > 1$, как это видно из формулы (45а), можно объяснить сильным возрастанием величины $\frac{v^2}{2g}$, которая становится уже больше чем $\frac{w^2}{2g}$, в то время как при малых скоростях полета полный запас энергии газов в основном определяется величиной $\frac{w^2}{2g}$.

Из графика также видно, что полетный КПД реактивного двигателя ракетного типа достигает значения КПД воздушного винта 0,80 только при значении $\frac{v}{w} = 0,50$, в то время как при меньших скоростях полета он значительно меньше η_n .

Полный КПД жидкостного реактивного двигателя, по аналогии с полным КПД винтомоторной группы, можно выразить так:

$$\eta = \eta_s \cdot \eta_n. \quad (46)$$

При изменении η_n , а при больших скоростях и η_s (см. формулу 43) полный КПД ЖРД будет также зависеть от скорости полета.

Действительно, подставив в формулу (46) значения эффективного и полетного КПД из формул (43) и (45) и произведя несложные преобразования, получим следующую формулу для определения полного КПД в зависимости от скорости полета

$$\begin{aligned} \eta = \eta_s \eta_n &= \frac{w^2 + v^2}{2g \frac{H_n}{A} + v^2} \cdot \frac{2wv}{w^2 + v^2} = \frac{2wv}{2g \left(\frac{H_n}{A} + \frac{v^2}{2g} \right)} = \\ &= \frac{\frac{1}{g} wv}{\frac{H_n}{A} + \frac{v^2}{2g}}. \end{aligned} \quad (47)$$

Как уже отмечалось выше, значением $\frac{v^2}{2g}$ при малых скоростях полета можно пренебречь вследствие его малости по сравнению с другими членами формулы.

Из формулы (47) видно, что полный КПД жидкостного реактивного двигателя характеризует степень использования полной энергии топлива на полезное перемещение реактивного аппарата.

На рис. 23 изображен график, показывающий зависимость полного КПД жидкостного реактивного двигателя от скорости полета без учета члена $\frac{v^2}{2g}$, входящего в формулу (47). Эта кривая построена для смеси этилового спирта (95%) и жидкого кислорода. При построении принято, что $\eta_0 = \eta_i$ (см. табл. 1).

Кривая, изображенная на рис. 23, характеризует только степень использования энергии топлива на полезное пе-

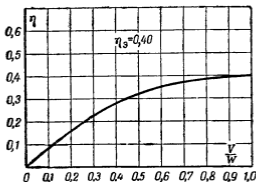


Рис. 23. Влияние скорости полета на полный КПД реактивного двигателя с соплом Лавая

редвижение реактивного аппарата, но не дает полного представления об эффективности использования 1 кг топлива, запасенного на реактивном аппарате, для сравнения с поршневым мотором.

Из табл. 1 видно, что теплотворная способность топливной смеси для ЖРД, например, состоящей из этилового спирта (95%) и жидкого кислорода, равна 1950 кал/кг, в то время как средняя теплотворная способность бензина равна 10 500 кал/кг.

Отсюда следует, что при полном КПД реактивного двигателя, равном полному КПД ВМГ, весовой расход, например, спирто-кислородной смеси в реактивном двигателе будет в 5,38 раза больше, чем расход бензина в поршневом моторе, если оба эти двигателя совершают

одинаковую полезную работу. Эффективность использования 1 кг топлива, запасенного на реактивном аппарате в реактивном двигателе ракетного типа, может быть повышена, при всех прочих неизменных условиях, только путем повышения теплотворной способности топливной смеси.

9. ДАВЛЕНИЕ И ТЕМПЕРАТУРА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Давление в камере сгорания ЖРД определяет ряд важнейших параметров и характеристик двигателя в целом — максимально возможные значения W , R_b , η_b , давление подачи компонентов топливной смеси, вес двигателя, мощность турбонасосного агрегата и т. д. Увеличение давления в камере сгорания ведет к повышению термического и индикаторного КПД, а следовательно, и удельной тяги, а также снижает степень диссоциации молекул продуктов сгорания, что увеличивает температуры сгорания и уменьшает габариты двигателя.

Однако значительное увеличение давления сгорания повышает давление подачи и ухудшает распыливание компонентов топлива и ведет к повышению веса всей реактивной установки.

Возрастание скорости истечения продуктов сгорания из сопла ЖРД, а следовательно, и удельной тяги при данном расходе топлива особенно заметно при повышении давления в камере сгорания примерно до 30 кг/см² (см. формулу 19 и рис. 18). Дальнейшее же увеличение давления, как видно из этого графика, не дает большого прироста скорости истечения продуктов сгорания.

Температура в камере сгорания ЖРД определяется теплотворной способностью топливной смеси, полнотой сгорания, теплоемкостью продуктов сгорания, а также потерями тепла на диссоциацию молекул и через стенки двигателя.

Рассмотрим баланс тепла, выделяющегося при сгорании 1 кг топливной смеси.

Уравнение теплового баланса достаточно точно может быть представлено в следующем виде:

$$\dot{Q}_a = M'_{CO_2} c'_m T_z + M''_{H_2O} c''_m T_z + M'''_{\text{двухатом}} c'''_m T_z + Q_{\text{дмс}} - M c_m T_1. \quad (48)$$

При составлении уравнения теплового баланса допущено, что тепло, выделяющееся при сгорании 1 кг топливной смеси, идет только на нагревание продуктов

сгорания от температуры начала процесса сгорания T_1 до конечной температуры T_z с учетом возможных потерь тепла. В этом уравнении не учтено тепло, затрачиваемое на нагревание и испарение жидких компонентов топлива от наружной температуры T_0 до температуры испарения T' , а также тепло, идущее на нагревание паров компонентов топлива от температуры испарения T' до температуры начала процесса сгорания T_1 .

Правда, это тепло в уравнении теплового баланса без большой ошибки может быть учтено условным снижением температуры начала процесса сгорания T_1 до температуры окружающей среды T_0 .

В уравнении теплового баланса приняты следующие обозначения:

- ξ — коэффициент, учитывающий неполноту сгорания топлива и теплоотдачу в стенки;
- H_u — теплотворная способность 1 кг топливной смеси;
- M', M'', M''' — число кг-молей соответствующих газов, образующихся при сгорании 1 кг топлива с учетом диссоциации;
- $M = M' + M'' + M'''$ — общее количество продуктов сгорания в кг-молях без учета диссоциации или число кг-молей смеси газов перед сгоранием;
- $c'_{m'}, c''_{m'}$ — средние молекулярные теплоемкости соответствующих газов;
- c_m — средняя молекулярная теплоемкость смеси газов;
- T_z — абсолютная температура продуктов сгорания;
- $Q_{\text{дис}}$ — тепло, поглощаемое при диссоциации молекул;
- T_1 — температура начала процесса сгорания, которая может быть принята равной температуре окружающей среды (температуре компонентов топлива в баках).

Теплотворная способность 1 кг топливной смеси H_u должна определяться с учетом теплоты образования

окислителя, т. е. теплоты, которая будет затрачена на разложение окислителя в камере сгорания для выделения свободного кислорода.

При определении температуры сгорания в ЖРД обязательно необходимо учитывать тепло $Q_{\text{дис}}$, идущее на диссоциацию молекул, так как температура сгорания в противном случае получится завышенной примерно на 10—15%.

Степень диссоциации¹ молекул газа возрастает как с увеличением его температуры, так и с уменьшением давления.

Теплота диссоциации молекул 1 кг-моля газа с увеличением его температуры уменьшается.

Входящие в уравнение теплового баланса средние молекулярные теплоемкости c'_m , c''_m , c'''_m и c_m зависят от температуры.

По Лангену-Шреберу можно принять следующую зависимость средних молекулярных теплоемкостей от температуры:

а) при постоянном давлении:

$$\begin{aligned} \text{для углекислоты} & \dots \dots \dots c'_{mр} = 8,759 + 0,00189 T \\ \text{для водяного пара} & \dots \dots \dots c''_{mр} = 8,840 + 0,00116 T \\ \text{для двухатомных газов} & \dots \dots \dots c'''_{mр} = 6,610 + 0,00153 T \end{aligned}$$

б) при постоянном объеме:

$$\begin{aligned} \text{для углекислоты} & \dots \dots \dots c'_{mv} = 6,774 + 0,00189 T \\ \text{для водяного пара} & \dots \dots \dots c''_{mv} = 6,855 + 0,00116 T \\ \text{для двухатомных газов} & \dots \dots \dots c'''_{mv} = 4,625 + 0,00053 T \end{aligned}$$

Температура сгорания в современных жидкостных реактивных двигателях достигает значений порядка 3 000° Ц.

10. ГОРЮЧИЕ И ОКИСЛИТЕЛИ ДЛЯ ЖРД

Целесообразность использования того или иного горючего в ЖРД должна обязательно оцениваться в связи с определенным окислителем, так как только качество и физико-химические показатели топливной смеси в це-

¹ Методика определения степени диссоциации продуктов сгорания подробно изложена в „Технической термодинамике“ Шюле В., т. II, и у Пф.аума В. „IS-диаграммы продуктов сгорания“, Энергоиздат, 1933 г.

лом определяют конструкцию и основные параметры реактивной установки.

Например, скорость истечения продуктов сгорания из сопла будет определяться при всех прочих равных условиях теплотворной способностью 1 кг топливной смеси, а не теплотворной способностью одного горючего; вес и объем топливных баков будут определяться средним удельным весом топливной смеси и т. д.

Исходя из этого, к топливной смеси можно предъявить следующие основные общие требования:

1. Топливная смесь должна иметь высокую теплотворную способность, которая определяет скорость истечения и потребный запас горючего и окислителя на реактивном аппарате.

2. Топливная смесь должна иметь наибольший удельный вес, который определяет вес и габариты топливных баков.

3. Компоненты топливной смеси должны допускать охлаждение ими камеры сгорания и сопла двигателя, т. е. иметь высокую температуру кипения и большую теплоемкость.

4. Компоненты топливной смеси должны находиться в жидком состоянии при эксплуатационных температурах и давлениях, так как компоненты, представляющие собой ожиженные газы, значительно усложнят конструкцию двигателя в целом, а также и его эксплуатацию.

5. Компоненты топливной смеси должны быть достаточно безопасны при работе с ними.

6. Компоненты топливной смеси должны быть недефицитными продуктами отечественной промышленности.

Практически очень трудно подобрать топливную смесь, которая удовлетворяла бы всем этим требованиям. При подборе компонентов топливной смеси наибольшую трудность представляет выбор окислителя, так как многие из них малоустойчивы, взрывоопасны, сильно ядовиты и т. д.

Следует отметить также, что большинство топливных смесей представляет собой сильно взрывчатые вещества, вследствие чего их компоненты до камеры сгорания двигателя должны обязательно подаваться отдельно. В таблице 2 приведены основные данные ряда горючих, а в таблице 3 данные различных окислителей.

№ по пор.	Горючее	Химическая формула	Состав в %			Молекулярный вес	Удельный вес жидкости	Температура кипения, °С	Низшая теплотворная способность, кал/кг	Удельный вес смеси с кислородом	Теплотворная способность смеси с кислородом, кал/кг
			С	Н	О						
1	Толуол	C_7H_8	91,3	8,7	—	92,06	0,866	110,5	9750	1,04	2300
2	Ацетилен (жидкий)	C_2H_2	92,3	7,7	—	26	0,613	—83,6	11600	0,93	2750
3	Водород (жидкий)	H_2	—	100	—	2,02	0,071	—252,7	28700	0,42	3030
4	Бензин	—	—	~15	—	—	0,69 ÷ 0,74	70 ÷ 110	~10500	~0,99	~2265
5	Керосин	—	~85	—	—	—	0,79 ÷ 0,82	200 — 250	~10200	~1,03	~2260
6	Этиловый спирт (95%)	C_2H_6O	52,2	13,0	34,8	46,05	0,789	78,5	6000	0,99	2010
7	Метиловый спирт (95%)	CH_4O	37,5	12,5	50,0	32,03	0,792	64,5	5340	1,00	1825
8	Скипидар	$C_{10}H_{16}$	88,2	11,8	—	136,1	0,86	150	10000	1,05	2300

Таблица 3

№ по пор.	Окислитель	Химическая формула	Молекулярный вес	Удельный вес жидкости	Температура плавления, °C	Температура кипения, °C	Температура образования, град.-мом.	Температа испарения, кал/кг	Весовое содержание в %		Температурная способность смеси с толуолом, град. К	Удельный вес смеси с толуолом
									кислорода	толуола		
1	Кислород	O ₂	32	1,12	-227	-182,8	0	51	100	—	2280	1,04
2	Азотная кислота .	HNO ₃	63	1,52	-42	86	42,4	115	76,2	1,59	1.60	1,35
3	Азотный тетраоксид	N ₂ O ₄	92	1,47	-9,3	22	5,02	93,5	69,6	—	1720	1,31
4	Тетранитрометан .	CN ₄ O ₈	196	1,65	13	125,7	4,7	—	65,3	6,12	1710	1,47
5	Монокись азота	NO	30	1,27	-161	-151	-21,5	—	46,7	—	2000	1,19
6	Гидроперекись .	H ₂ O ₂	34	1,46	-1,7	Разлагается при 100°	44,5	—	94,1	5,9	1600	1,32
7	Закись азота	N ₂ O	44	1,23	-102,4	-89,5	-18,7	68 (при -20°С)	26,4	—	1310	1,18
8	Пятиокись азота .	N ₂ O ₅	108	1,63	30	47	14,6	44,8	74,1	—	1740	1,40
9	Хлорная кислота .	НСlO ₄	105	1,78	-112	110	19,4	—	63,7	1	1660	1,50
10	Озон	O ₃	48	1,45	-251,5	-112	34,5	73	100	—	2820	1,25

Примечание. В настоящее время, очевидно, только кислород, азотная кислота, гидроперекись, азотный тетраоксид и тетранитрометан могут найти применение в жидкостных реактивных двигателях.

Кроме приведенных в табл. 3 окислителей, можно было бы привести еще много и других, но они имеют такие физико-химические свойства, которые препятствуют использованию их в ЖРД.

11. ПРИМЕНЕНИЕ ЖРД

Первая в мире ракета, работавшая на жидкой топливной смеси, была выпущена в воздух в июне 1929 г. американским ученым профессором Робертом Годдардом. После этого эксперимента до второй мировой войны о результатах работ над жидкостными реактивными двигателями почти ничего не было известно.

Во время же войны ЖРД нашли практическое применение как в области авиации, так и в области специальных видов оружейной техники.

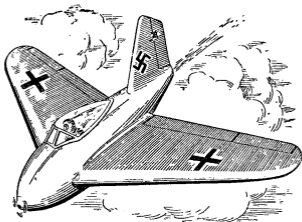


Рис. 24. Самолет Me-163 в полете

В авиационной технике ЖРД применялись и в качестве основных двигателей для самолетов истребителей-перехватчиков и в качестве вспомогательных стартовых ускорителей для облегчения взлета тяжелых самолетов с обычной ВМГ.

На рис. 24 показан самолет Me-163, применявшийся немцами в боевых операциях над территорией Германии.

По схеме этот самолет является одноместным монопланом со среднерасположенным крылом стреловидной формы и каплеобразным фюзеляжем без горизонтального хвостового оперения.

Крыло с большой стреловидностью позволило отказаться от горизонтального хвостового оперения, так как появилась возможность использования элеронов одно-

временно и в качестве рулей высоты. Благодаря установке ЖРД самолет Me-163 (рис. 24) имеет высокие показатели скороподъемности и горизонтальной скорости. По некоторым данным, самолет набирает высоту 6 000 м за 2,5 мин. и 12 000 м — за 3,5 мин., причем набор высоты может производиться почти вертикально.

Максимальная скорость полета самолета достигала 900 км/час. Вес самолета при взлете равен 4 100 кг.

На самолете Me-163 в хвостовой части его фюзеляжа был установлен жидкостный реактивный двигатель НКВ-109-509 фирмы Вальтер (рис. 25).

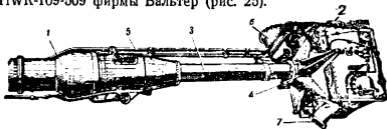


Рис. 25. Внешний вид ЖРД НКВ-109-509 (фирмы Вальтер) самолета Me-163:

1 — корпус камеры сгорания и сопла; 2 — коробка агрегатов системы питания и управления; 3 — соединительный кожух, в котором проходят трубопроводы для подачи компонентов топлива к форсункам камеры сгорания; 4 — монтажная рама; 5 — трубопроводы охлаждения; 6 — парогазогенератор; 7 — патрубок для выхода отработанного парагаза из турбины

Двигатель фирмы Вальтер представляет собой ЖРД с насосной системой питания. Принципиальная схема этого двигателя изображена на рис. 8.

В качестве горючего для двигателя применяется метиловый спирт с различными присадками (компонент С), а в качестве окислителя — гидроперекись (компонент Т) с примесью различных стабилизаторов. Охлаждение камеры сгорания и сопла двигателя осуществляется только компонентом С. После прохождения по охлаждающей рубашке двигателя компонент С поступает в дросселирующий агрегат, откуда далее поступает к форсункам камеры сгорания.

Для образования парогазовой смеси в парогазогенератор подается определенное количество компонента Т.

Парогазогенератор заполнен кусками пемзы, пропитанной какой-либо солью марганца, например, перманганатом калия, служащей в качестве катализатора (веще-

ства, ускоряющего реакцию) для разложения гидроперекиси. Гидроперекись, разлагаясь в парогенераторе на воду и свободный кислород, выделяет значительное количество тепла, вследствие чего продукты ее разложения получают в виде смеси паров воды и свободного кислорода. Образовавшаяся парогазовая смесь поступает на лопатки турбины и приводит ее во вращение. На одном валу с турбиной сидят насосы горючего и окислителя. Двигатель, установленный на самолете Me-163, весит 160 кг. Максимальная тяга двигателя у земли равна 1500 кг, а минимальная 200 кг. Изменение величины тяги производится регулировкой расхода топливной смеси.

При тяге 1500 кг давление в камере сгорания достигает 19 кг/см^2 , а при тяге 200 кг — 3 кг/см^2 . На максимальном режиме работы весовой расход топливных компонентов в 1 сек. равен 7,2 кг.

Очень большой расход топлива в ЖРД значительно снижает время моторного полета самолетов данного типа. Например, при запасе компонентов топлива на самолете Me-163 в 2 026 кг (компонента С — 460 кг и компонента Т — 1 566 кг) продолжительность горизонтального полета самолета с работающим двигателем при скорости полета 800 км/час на высоте 6 000 м равна только 4,7 мин. Для увеличения продолжительности полета этого самолета немцами практиковалась прерывистая работа двигателя в полете, т. е. летчик включал двигатель только на короткие промежутки времени для набора высоты и скорости. В остальное же время самолет летал с выключенным двигателем, как планер. Двигатель на самолете Me-163 допускал многократные повторные запуски в воздухе. Применение повторных запусков двигателя в воздухе позволяло значительно увеличить общую продолжительность полета самолета Me-163.

Фирма Вальтер производила также серийный выпуск стартовых ускорителей с жидкостными реактивными двигателями на тягу 500, 1000 и 1500 кг, для облегчения взлета тяжелых самолетов (Ю-88, Me-321, He-177 и др.).

Включение стартовых ускорителей при разбеге самолета производилось после того, как самолет уже пробежит некоторое расстояние и наберет определенную скорость. После взлета самолета, на высоте примерно 150 м, ускорители сбрасывались на парашютах.

Жидкостные реактивные двигатели стартовых ускорителей работают в основном только на гидроперекиси, используя для образования рабочего газа тепло, выделяющееся при ее разложении.

В качестве катализатора для разложения гидроперекиси применялся раствор солей марганца, например

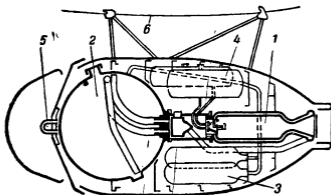


Рис. 26. Схема стартового ускорителя с ЖРД фирмы Вальтер:

1 — жидкостный реактивный двигатель; 2 — баллон для гидроперекиси; 3 — баллоны для сжатого воздуха; 4 — баллон для раствора катализатора; 5 — кольцо крепления парашюта; 6 — шкивная поверхность крыла

перманганата калия или натрия в различных органических растворителях (метиловом спирте). При сгорании спирта, в котором растворяется катализатор, также выделяется некоторое количество тепла, которое идет на образование рабочего газа.

Удельная тяга в этом случае будет ниже, чем у двигателя самолета Me-163. Например, у стартового ускорителя на тягу 500 кг удельная тяга равна $137 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$ в то время как у самолетного двигателя она достигает примерно $200 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$.

Подача гидроперекиси и растворов солей марганца в камеру сгорания двигателя ускорителя производится непрерывно давлением сжатого воздуха. Продолжительность работы ЖРД до полной выработки топлива колеблется от 30 до 45 сек.

В области оружейной техники жидкостные реактивные двигатели нашли применение как на ракетах дальнего действия, так и на ракетах ближнего действия типа авиационных и планирующих бомб (*Нс-293*). Во время второй мировой войны из ракет дальнего действия нашел практическое применение немецкий ракетный снаряд, известный под названием V-2 (*Фау-2*).

Жидкостный реактивный двигатель ракетного снаряда V-2 (рис. 27) работает на спирте и жидком кислороде. Компоненты топливной смеси подаются в камеру сгорания двигателя турбонасосной установкой,

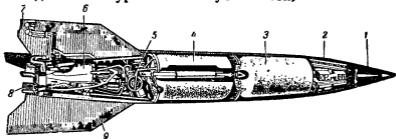


Рис. 27. Компонентная схема ракетного снаряда V-2:

1 — задняя камера; 2 — отсек управления; 3 — бак со спиртом; 4 — бак с жидким кислородом; 5 — турбина и насосы; 6 — камера сгорания ЖРД; 7 — внешние штифты управления; 8 — внутренние штифты управления; 9 — стабилизатор

Охлаждение двигателя осуществляется спиртом перед поступлением его в камеру сгорания.

По некоторым данным, максимальная тяга реактивного двигателя V-2 равна 25 000 кг. Для создания такой тяги необходимо расходувать весьма большое количество топливной смеси. Мощность турбины, приводящей топливные насосы, равна примерно 500—600 л. с. Турбина приводится во вращение парогазовой смесью, образующейся в результате разложения гидроперекиси. Общий вес компонентов топлива на снаряде равен 8 400 кг. Начальный вес снаряда 12 700 кг, длина 14 м, максимальный диаметр 1,65 м/час.

Скорость V-2 в момент прекращения работы двигателя достигает 5 700 км.

Высота траектории полета V-2 достигает 90—110 км, а дальность полета около 350 км.

Управление полетом ракеты производится с земли с помощью радио.

ГЛАВА ТРЕТЬЯ

ПРЯМОТОЧНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ПВРД)

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Воздушно-реактивные двигатели представляют особый интерес для авиации, так как в них для сгорания топлива используется не специальный окислитель, запас которого необходимо иметь на самолете, а атмосферный воздух, что позволяет значительно лучше решить проблему дальности и продолжительности полета самолета.

Помимо того что ВРД не требует для своей работы запаса химического окислителя на самолете, они имеют еще и более высокий полный КПД, чем ЖРД.

Величина тяги воздушно-реактивных двигателей, подсчитываемая по формуле 12, в отличие от тяги ЖРД, будет сильно зависеть от состояния окружающей среды, так как с изменением параметров воздуха (температуры и давления) будет изменяться и расход воздуха через двигатель. Следовательно, тяга ВРД будет зависеть от высоты и скорости полета самолета.

2. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ПВРД

Принципиальная схема прямоточного воздушно-реактивного двигателя для дозвуковых скоростей полета показана на рис. 28.

Двигатель представляет собой сквозной профилированный металлический канал, состоящий из трех основных частей: передней части — диффузора, ограниченного сечениями a и c ; средней части — камеры сгорания, ограниченной сечениями c и z , и задней части конфузора (сопла), ограниченного сечениями z и e .

В силу своих конструктивных особенностей прямоточные ВРД могут работать только при наличии встречного потока воздуха, т. е. при полете самолета.

Передняя часть двигателя — диффузор — предназначена для преобразования кинетической энергии набегающего потока воздуха в потенциальную энергию да-

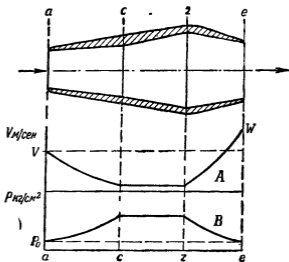


Рис. 28. Принципиальная схема ПВРД для дозвуковых скоростей

вления. Диффузор двигателя должен быть рассчитан так, чтобы скорость воздушного потока в камере сгорания была, с одной стороны, максимальной для уменьшения габаритов двигателя и, с другой, — обеспечивала при заданной длине двигателя возможно более полное сгорание топлива.

В камере сгорания происходит подвод тепла к воздуху за счет сгорания топлива, которое туда подается непрерывно через систему форсунок.

Расширение продуктов сгорания, а следовательно, и увеличение их скорости, происходит в задней части двигателя — конфузоре.

Из теории движения газов известно, что если поток воздуха будет набегать на диффузор с дозвуковой скоростью, то для осуществления течения воздуха в диффузоре с повышением давления (со сжатием) необходимо,

чтобы диффузор представлял собой канал, расширяющийся в направлении потока.

Профиль конфузора прямооточного ВРД подбирается на основе следующих соображений.

При дозвуковых скоростях входа воздуха в диффузор отношение наружного давления к давлению газов в камере сгорания этого двигателя $\left(\frac{P_0}{P_z}\right)$ будет всегда больше β_R . Следовательно, как было установлено ранее, в этом случае для расширения продуктов сгорания в прямооточном ВРД до наружного давления необходимо применять сходящийся по потоку насадок (сопло).



Рис. 29. Принципиальная схема ПВД для дозвуковых скоростей с цилиндрической камерой сгорания

На рис. 28 показан также характер изменения скорости (график А) и статического давления (график В) потока в канале прямооточного ВРД.

Для первоначального воспламенения топливовоздушной смеси в камере сгорания прямооточного ВРД может быть применена электрическая свеча зажигания. После запуска двигателя система зажигания может быть выключена, а воспламенение вновь поступающего топлива будет происходить уже от горячих газов (очага горения), находящихся в камере сгорания. Для проведения процесса сгорания топлива при постоянном давлении форма камеры сгорания двигателя должна быть отличной от цилиндрической (рис. 28). Однако, исходя из аэродинамических и конструктивных соображений, очевидно, целесообразнее форму камеры сгорания делать близкой к цилиндрической, как это показано на рис. 29.

Форма и конструкция диффузора двигателя должны определяться, исходя из условий работы двигателя на самолете.

Следует отметить, что набегающий поток воздуха начинает поджиматься еще до входа в диффузор вследствие его торможения перед двигателем. Поджатие воздуха перед двигателем сказывается в том, что в двигатель входит внешняя невозмущенная струйка не с поперечным сечением, равным входному сечению диффузора (сечение a), а ограниченная линиями тока b и b' (рис. 29).

Из расчетов следует, что скорость входа воздуха в диффузор может быть принята приблизительно равной 0,8—0,9 от скорости набегающего потока.

Наличие внешнего поджатия воздуха перед двигателем и специфичность условий работы двигателя на самолете могут в значительной мере определить длину и угол раскрытия диффузора, а также его продольный профиль.

Действительно, если продлить диффузор по линии тока ($b—b'$) до сечения B_1 , как показано на рис. 29, то количество воздуха, входящего в двигатель, и его степень поджатия не изменятся.

Расход воздуха и его степень поджатия в диффузоре также не изменятся, если уменьшить длину диффузора до сечения B_2 , как показано на том же рисунке. Отсюда следует, что поджатие воздуха за счет скоростного потока может быть осуществлено только путем торможения потока перед двигателем, т. е. при отсутствии диффузора.

При установке двигателя в очень толстом крыле или в передней части фюзеляжа самолета двигатель, вообще говоря, может быть выполнен без диффузора, так как воздух перед входом в канал двигателя уменьшит свою скорость и подожмется на заданную величину за счет торможения перед крылом. При установке же двигателя под крылом диффузор уже необходим, так как его отсутствие (отсутствие удобообтекаемого переднего конуса) привело бы к значительному увеличению потерь, вследствие срыва струи с передней кромки канала двигателя.

Из рассмотрения рис. 29 также следует, что расход воздуха через прямоточный ВРД определяется только выходным сечением конфузора и не зависит от величины входного сечения диффузора. Действительно, с изменением выходного сечения конфузора будет меняться и сечение невозмущенного потока ($b—b'$), входящего в двигатель, а именно: при увеличении выходного сечения конфузора будет увеличиваться и сечение $b—b'$, а следовательно, будет возрастать и весовой расход воздуха

через двигатель, и наоборот, при уменьшении выходного сечения конфузора весовой расход будет возрастать.

В действительности же выбор параметров диффузора должен производиться только опытным путем.

В качестве топлива в прямоточных ВРД могут быть использованы различные сорта авиационного бензина.

Если поток воздуха будет набегать на двигатель со сверхзвуковой скоростью, то для осуществления течения воздуха в диффузоре со сжатием необходимо, чтобы диффузор вначале суживался, а затем расширялся в направлении потока.

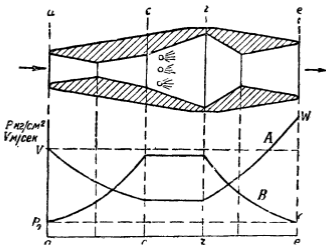


Рис. 30. Принципиальная схема „сверхзвукового“ ПВРД:
а-с — диффузор; с-з — камера сгорания; з-е — сопло

На рис. 30 изображена принципиальная схема прямоточного ВРД для сверхзвуковых скоростей полета. На этом же рисунке показан характер изменения скорости (график А) и статического давления (график В) потока воздуха в канале двигателя.

При сверхзвуковых скоростях входа воздуха в диффузор отношение наружного давления к давлению газов в камере сгорания становится уже меньше критического, т. е. $\frac{P_0}{P_z} < \beta_k$. В данном случае, как уже известно из предыдущего, для расширения продуктов сгорания до атмосферного давления необходимо применять уже сопло Лавала.

3. ТЕПЛОВОЙ ЦИКЛ. ТЕРМИЧЕСКИЙ КПД

Термодинамическое изменение состояния воздуха, проходящего через ВРД, условно, так же как и для ЖРД, можно представить в виде кругового теплового цикла.

Идеальный прямоточный ВРД работает по циклу Брайтона, который в координатах pV изображен на рис. 31.

Под идеальным ПВРД будем понимать такой двигатель, в котором процессы сжатия воздуха в диффузоре и расширения продуктов сгорания в конфузоре протекают адиабатически, давление газа на выходе из конфузора равно атмосферному и процесс сгорания топлива происходит при постоянном давлении. Тепловые потери в этом двигателе, кроме неизбежных по второму закону термодинамики, также отсутствуют.

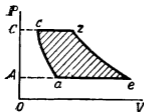


Рис. 31. Диаграмма цикла Брайтона

На участке ac диаграммы цикла (рис. 31) воздух адиабатически поджимается в диффузоре; на участке cz осуществляется подвод тепла к воздуху при постоянном давлении; на участке ze продукты сгорания адиабатически расширяются в конфузоре до наружного давления и на участке ea происходит отдача тепла продуктами сгорания в окружающую среду.

Линия ea проведена условно, чтобы сделать цикл замкнутым, так как процесс охлаждения продуктов сгорания в действительности происходит вне реактивного двигателя.

Полная работа истечения продуктов сгорания из воздушно-реактивного двигателя, а следовательно, и скорость их истечения определяются величиной суммарного заряда энергии, сообщенного воздуху как за счет предварительного сжатия в диффузоре, так и за счет сжигания топлива.

Из рис. 31 видно, что площадь $ACze$ эквивалентна полной работе истечения и состоит из суммы площадей, соответственно эквивалентных работе сжатия и нагнетания свежего воздуха (площадь $ACca$), и работе, получаемой за счет сжигания топлива и равной $H_u - Q$ (площадь $acze$). Здесь H_u — теплотворная способность 1 кг топливоздушной смеси (цикл будем рассматривать с 1 кг рабочего тела) и Q — количество тепла,

потерянное с 1 кг продуктов сгорания, покинувших двигатель. Следовательно, можно написать

площадь $ACze =$ площадь $ACca +$ площадь $acze$.

Если заменить сумму этих площадей суммой эквивалентных им работ, то полная работа истечения $L_{\text{ист}}$ может быть выражена следующей формулой

$$L_{\text{ист}} = L_{\text{сж}} + \frac{H_u - Q}{A}. \quad (49)$$

Работа сжатия и нагнетания воздуха может быть представлена (см. рис. 31) в виде

$$L_{\text{сж}} = \frac{c_p}{A} (T_c - T_a), \quad (50)$$

а работа (в тепловых единицах), получаемая за счет сжигания топлива, может быть выражена так:

$$H_u - Q = c_p (T_z - T_c) - c_p (T_e - T_a), \quad (51)$$

где $c_p (T_z - T_c)$ — количество тепла, подведенного за счет полного сжигания топлива;

$c_p (T_e - T_a)$ — тепло, потерянное с истекающими продуктами сгорания.

Подставляя значения $L_{\text{сж}}$ и $H_u - Q$ в формулу (49), получим

$$\begin{aligned} L_{\text{ист}} &= \frac{c_p}{A} [(T_c - T_a) + (T_z - T_c) - (T_e - T_a)] = \\ &= \frac{c_p}{A} (T_z - T_e) = \frac{i_z - i_e}{A}, \end{aligned} \quad (52)$$

т. е. полная работа истечения газа, которая будет затрачиваться на увеличение его скорости, определяется полным теплоперепадом газа до и после его расширения в конфузоре двигателя.

Суммарная энергия, сообщенная 1 кг продуктов сгорания перед входом их в конфузор, будет равна

$$H' = AL_{\text{сж}} + H_u, \quad (53)$$

где H_u — теплотворная способность 1 кг топливовоздушной смеси;

$AL_{\text{сж}}$ — тепловая энергия, эквивалентная работе сжатия.

В прямоточном ВРД сжатие воздуха осуществляется только за счет преобразования кинетической энергии набегающего потока. Таким образом, работа сжатия будет определяться скоростью набегающего потока воздуха и полнотой преобразования в диффузоре двигателя его кинетической энергии в давление.

Найдем полезную работу цикла, которая идет на увеличение кинетической энергии воздуха, проходящего через двигатель.

Если из полной работы истечения (формула 52) вычесть работу сжатия и нагнетания (формула 50), то получим полезную работу цикла, выраженную формулой (51). Графически эта работа определяется площадью *acze*. Для термодинамической оценки цикла ПВРД введем понятие термического КПД.

Термическим КПД цикла прямоточного воздушно-реактивного двигателя назовем отношение тепла, превращенного в идеальном цикле в полезную работу истечения, к подведенному теплу (за счет полного сжигания топлива). Тогда алгебраически термический КПД цикла можно представить в виде формулы

$$\eta_t = \frac{c_p [(T_z - T_c) - (T_e - T_a)]}{c_p (T_z - T_c)} = 1 - \frac{T_e - T_a}{T_z - T_c}. \quad (54)$$

Так как в идеальном цикле Брайтона $p_c = p_z$ и $p_a = p_e$, а процессы сжатия *ac* и расширения *ze* протекают по адиабатическому закону, то легко показать, что

$$\frac{T_e - T_a}{T_z - T_c} = \frac{T_a}{T_c}.$$

Тогда выражение термического КПД (формула 54) примет следующий вид

$$\eta_t = 1 - \frac{T_a}{T_c}. \quad (55)$$

Из формулы (55) видно, что термический КПД идеального цикла ПВРД определяется только отношением температуры наружного воздуха к температуре воздуха в конце сжатия (на входе в камеру сгорания), т. е. степени сжатия воздуха, и совершенно не зависит от количества подведенного тепла. Количество же израсходованного топлива будет определять только величину реактивной тяги двигателя.

Из термодинамики известно, что соотношение между температурами и давлениями газа в точках *a* и *c* при адиабатическом процессе изменения его состояния может быть выражено так:

$$\frac{T_a}{T_c} = \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}.$$

Заменив в формуле (55) отношение температур через отношение давлений, получим

$$\eta_t = 1 - \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}. \quad (56)$$

Отсюда видно, что термический КПД цикла Брайтона определяется только степенью повышения давления воздуха при его поджатии.

Отношение давлений $\frac{p_c}{p_a}$ обозначим через π и назовем степенью сжатия воздуха в ВРД, в отличие от поршневых моторов, где степенью сжатия (ϵ) называется отношение объема газа в цилиндре до сжатия к объему после сжатия. Произведя в формуле (56) замену $\frac{p_a}{p_c}$ на $\frac{1}{\pi}$, получим

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}}. \quad (57)$$

Отсюда следует, что термический КПД прямооточного ВРД зависит только от степени предварительного сжатия воздуха и возрастает с ее увеличением.

Величина степени сжатия воздуха определяется скоростным напором встречного потока и полнотой его преобразования в энергию давления. На рис. 32 показана зависимость термического КПД идеального цикла ПВРД от скорости полета для различных температур наружного воздуха.

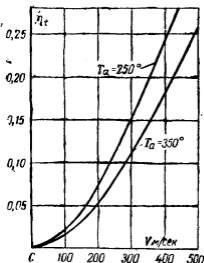


Рис. 32. К определению термического КПД идеального ПВРД

При построении графика принято, что весь скоростной напор воздушного потока преобразуется в давление и показатель адиабаты сжатия $k = 1,4$.

Из графика рис. 32 видно, что термический КПД ПВРД при малых скоростях полета очень мал и резко возрастает с увеличением скорости полета и уменьшением температуры воздуха. Отсюда следует, что высокие значения термического КПД ПВРД могут быть получены только при больших скоростях полета на больших высотах.

4. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ

Для определения теоретической скорости истечения продуктов сгорания из конфузора двигателя напишем, на основании закона сохранения энергии, уравнение теплового баланса для 1 кг воздуха, проходящего через сечения двигателя a и e (см. рис. 28)

$$A \frac{v^2}{2g} + c_p T_a + c_p (T_z - T_c) = A \frac{w^2}{2g} + c_p T_e, \quad (58)$$

где $A \frac{v^2}{2g}$ — кинетическая энергия набегающего потока (для 1 кг);

$c_p T_a$ — теплосодержание воздуха при наружной температуре T_a ;

$A \frac{w^2}{2g}$ — кинетическая энергия продуктов сгорания на выходе из двигателя;

$c_p T_e$ — теплосодержание продуктов сгорания на выходе из двигателя.

Из формулы (58) имеем

$$\frac{A(w^2 - v^2)}{2g} = c_p [(T_z - T_c) - (T_e - T_a)].$$

Заменяя выражение $c_p [(T_z - T_c) - (T_e - T_a)]$ по формуле (54) на выражение $\eta_t c_p (T_z - T_c)$ и подставляя в вышенаписанное соотношение, получим

$$\frac{A(w^2 - v^2)}{2g} = \eta_t c_p (T_z - T_c). \quad (59)$$

Из этой формулы легко определить теоретическую скорость истечения. После несложных преобразований получим

$$w = \sqrt{v^2 + \frac{2g}{A} \eta_t c_p (T_z - T_c)}. \quad (60)$$

Из формулы (60) следует, что скорость истечения газов из ПВРД при постоянном значении v определяется термическим КПД теплового цикла двигателя и количеством тепла, сообщенного воздуху за счет сжигания топлива $c_p [(T_z - T_c)]$.

5. ЭФФЕКТИВНЫЙ КПД

В реальном двигателе скорость истечения газов из двигателя значительно меньше теоретической вследствие наличия неизбежных потерь энергии в диффузоре, камере сгорания и конфузоре двигателя.

Потери в диффузоре и конфузоре происходят главным образом вследствие трения газа о стенки. Потери же в камере сгорания складываются из потерь, возникающих за счет неполноты сгорания топлива, теплообмена с внешней средой через стенки, и потерь, вызываемых отклонением профиля камеры сгорания реального двигателя от профиля, обеспечивающего проведение процесса сгорания при постоянном давлении.

В целях уменьшения миделя двигателя камере сгорания обычно придают цилиндрическую форму, как это показано на рис. 29. Из теории течения газов известно, что в случае применения цилиндрической камеры сгорания будет происходить падение давления в камере в направлении потока. Падение давления возрастает с увеличением степени подогрева воздуха в двигателе. Наличие же падения давления уменьшает полезную работу истечения, а следовательно, и скорость истечения продуктов сгорания из двигателя.

На рис. 33 показана диаграмма цикла двигателя с цилиндрической камерой сгорания и для сравнения пунктиром нанесен цикл с постоянным давлением сгорания. Из диаграммы видно, что в случае проведения процесса сгорания топлива при постоянном давлении площадь цикла $acz'e'$ будет больше, чем площадь цикла $acge$,

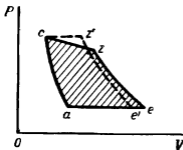


Рис. 33. Диаграмма цикла реального ПВРД

получающаяся при неизменном расходе топлива в цилиндрической камере сгорания. Если из диаграммы *асзе* рис. 33 вычесть все тепловые потери, сопровождающие протекание теплового цикла в реальном ПВРД, то в разности получим полезную работу истечения, которая пойдет на увеличение живой силы воздуха, проходящего через реальный двигатель. Отношение полезной работы истечения к подведенному теплу (H_u) назовем индикаторным КПД двигателя, который показывает, какая часть подведенного тепла пошла на увеличение живой силы воздуха в реальном двигателе. В прямомочном ВРД индикаторный КПД (η_i) практически будет равен эффективному КПД (η_e), так как затрата энергии на приведение в действие вспомогательных агрегатов двигателя (топливных помп и т. д.) очень невелика и ею практически можно пренебречь, а механические потери совершенно отсутствуют (см. определение этих коэффициентов в разделе ЖРД).

Эффективный КПД двигателя, выраженный через изменение кинетической энергии 1 кг воздуха, проходящего через реальный двигатель, будет иметь, по аналогии с формулой (59), в которую входит термический КПД, следующий вид

$$\eta_e = \frac{\left(\frac{w^2}{2g} - \frac{v^2}{2g}\right) A}{H_u}, \quad (61)$$

здесь H_u — теплотворная способность 1 кг топливовоздушной смеси.

Как показывают более подробные термодинамические исследования процессов в ПВРД¹, отношение скорости истечения продуктов сгорания из двигателя к скорости набегающего потока воздуха при данных значениях T_z и T_a может быть представлено в следующем виде

$$\frac{w}{v} = \sqrt{\frac{T_z}{T_a}} \xi; \quad (62)$$

¹ Б. С. Стечкин, Теория воздушно-реактивных двигателей. Коиспект лекций, изд. ВВА им. Жуковского, 1945 г.

здесь ξ — коэффициент, учитывающий потери в двигателе. Подсчет коэффициента ξ показывает, что в реальном двигателе он может достигать величины порядка 0,70—0,80. С увеличением скорости полета эффективный КПД прямоточного воздушно-реактивного двигателя, так же как и его термический КПД, будет возрастать.

На рис. 34 показана зависимость эффективного КПД ПВРД от скорости полета. При построении графика принято: $H_u = 230$ кал/кг; $\xi = 0,70$.

6. ТЯГА И ПОЛНЫЙ КПД

Реактивная тяга воздушно-реактивного двигателя определяется по формуле (11)

$$R = \frac{G}{g}(w - v),$$

отсюда тяга ВРД, отнесенная к 1 кг воздуха, проходящего через двигатель в 1 сек., будет равна

$$R_1 = \frac{1}{g}(w - v). \quad (63)$$

Иногда эту тягу называют удельной. Но чаще удельной тягой ВРД, по аналогии с ЖРД, называют тягу, отнесенную к 1 кг топлива, расходуемому в 1 сек. Последнее определение удельной тяги характеризует эффективность использования самолетного запаса топлива на передвижение самолета.

В последнее время для определения экономичности работы двигателя установилось понятие удельного расхода топлива ВРД, который определяется как расход топлива в килограммах, приходящийся на 1 кг тяги в час.

При увеличении эффективного КПД с возрастанием скорости полета, при данном расходе топлива, будет

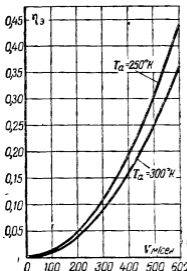


Рис. 34. Зависимость эффективного КПД ПВРД от скорости полета

возрастать и тяга двигателя. Однако эффективный КПД ВРД, так же как и эффективный КПД ЖРД, не дает полного представления о полезном использовании энергии топлива на передвижение самолета.

Для оценки эффективности использования топлива на передвижение самолета введем понятие полного КПД двигателя, который определим как отношение полезной работы двигателя, как движителя самолета, к энергии затраченного топлива.

Отсюда полный КПД будет равен

$$\eta = \frac{R_1 v}{H_w/A}. \quad (64)$$

Подставив в эту формулу значение R_1 из формулы (63) и H_w/A из формулы (61), получим

$$\eta = \eta_0 \frac{2v}{w+v}. \quad (65)$$

Второй сомножитель правой части формулы (65) есть полетный КПД, который, как видно из формулы (7), совпадает с КПД идеального винта.

Таким образом, полный КПД ВРД определяется так же, как для ВМГ и ЖРД, т. е. в виде произведения эффективного КПД на полетный, который зависит от соотношения скоростей полета и истечения.

Найдем условия, определяющие максимальное значение полного КПД, т. е. установим наивыгоднейшее соотношение скоростей полета и истечения, при постоянном значении теплотворной способности 1 кг топливовоздушной смеси.

Подставив в формулу (65) значение η_0 из формулы (61) и произведя элементарные преобразования, будем иметь

$$\eta = \frac{v^2 \left(\frac{w}{v} - 1 \right)}{g H_w/A}.$$

Если в это выражение вставить значение $\frac{w}{v}$, взятое из формулы (62), то получим следующую зависимость полного КПД от подогрева воздуха внутри двигателя

$$\eta = \frac{v^2}{g} \frac{\sqrt{\frac{T_z}{T_a}} \xi - 1}{H_w/A}. \quad (66)$$

Для большего приближения дальнейших рассуждений к реальному двигателю учтем тепловые потери в двигателе введением коэффициента λ , который назовем коэффициентом полноты сгорания. Тогда тепло, использованное на нагревание 1 кг воздуха в двигателе, будет равно λH_u .

Так как сгорание топлива происходит между сечениями двигателя c и z (см. рис. 28), то можно написать

$$\lambda H_u = c_p (T_z - T_c)$$

или, принимая во внимание, что

$$c_p = \frac{Ak}{k-1} R_u$$

получим

$$\lambda H_u = \frac{Ak}{k-1} R (T_z - T_c).$$

Далее, пренебрегая сравнительно незначительным подогревом воздуха при сжатии его в диффузоре, т. е. полагая, что $T_c = T_a$, можно переписать это выражение в следующем виде:

$$\lambda H_u = \frac{Ak}{k-1} RT_a \left(\frac{T_z}{T_a} - 1 \right).$$

Отсюда

$$H_u = \frac{A}{\lambda} \frac{k}{k-1} RT_a \left(\frac{T_z}{T_a} - 1 \right). \quad (67)$$

Подставляя из формулы (67) значение H_u в формулу (66), получим

$$\eta = \frac{\tau^{\alpha} \lambda \left(\sqrt{\frac{T_z}{T_a}} \xi - 1 \right)}{g \frac{k}{k-1} RT_a \left(\frac{T_z}{T_a} - 1 \right)}. \quad (68)$$

Исследование полного КПД ПВРД по формуле (68) показывает, что наиболее выгодный подогрев воздуха в двигателе, при котором полный КПД имеет максимальное значение, должен удовлетворять условию

$$\frac{T_z}{T_a} = \frac{(1 + \sqrt{1 - \xi})^2}{\xi}. \quad (69)$$

Это соотношение показывает, что с ростом потерь в двигателе, т. е. с уменьшением ξ (см. формулу 62), наимыгоднейшая величина подогрева должна возрастать, следовательно, будет увеличиваться и расход топлива. Для значений коэффициента потерь ξ , лежащих в интервале $0,70 \div 0,80$, наимыгоднейшая величина отношения $\frac{T_z}{T_a}$ будет изменяться от 3,4 до 2,6. Если, например, положить $\xi = 0,70$ и температуру наружного воздуха, равной 280°K , то температура продуктов сгорания на входе в конфузор (T_z) должна быть равна примерно 950°K , т. е. температура воздуха в двигателе за счет сжигания топлива должна быть повышена на 670°C .

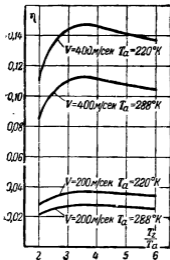


Рис. 35. Зависимость полного КПД ПВРД от значения $\frac{T_z}{T_a}$ и скорости полета

На рис. 35 показаны значения полного КПД ПВРД в зависимости от отношения $\frac{T_z}{T_a}$ для различных значений скоростей полета и наружных температур воздуха. При построении графиков рис. 35 принято, что полнота сгорания топлива $\lambda = 0,90$, а коэффициент потерь $\xi = 0,70$.

Из графика рис. 35 видно, что максимального значения полный КПД достигает при $\frac{T_z}{T_a} = 3,4$ и возрастает как с понижением температуры наружного воздуха, так и с увеличением скорости полета. Следовательно, прямоточный воздушно-реактивный двигатель — это двигатель для скоростных и высотных самолетов.

На рис. 36 изображен график зависимости максимального значения полного КПД ПВРД от скорости полета при температуре наружного воздуха 260°K , что соответствует примерно высоте 5000 м по стандартной атмосфере. При построении графика принято, что коэффициенты $\lambda = 0,90$ и $\xi = 0,70$.

Из этого графика видно, что полный КПД ПВРД изменяется в зависимости от скорости полета по за-

кону квадратичной параболы. Однако в действительности увеличение η при увеличении v будет происходить более медленно вследствие увеличения потерь в двигателе с возрастанием скорости полета.

Сравнение полного КПД ПВРД с полным КПД ВМГ ($\eta_p \cdot \eta_v$) показывает, что при малых скоростях полета полный КПД ПВРД значительно меньше полного КПД ВМГ. Например, при скорости полета 200 м/сек максимальный полный КПД ПВРД равен примерно 3%, тогда как полный КПД ВМГ в настоящее время может быть принят равным 0,20. С увеличением скорости полета полный КПД ПВРД возрастает и при скорости примерно 500—550 м/сек, т. е. 1 800—2 000 км/час, становится равным полному КПД ВМГ, а при скорости полета порядка 700—800 м/сек, т. е. 2 500—2 800 км/час, превышает его в два раза.

Из формул (60) и (62) следует, что скорость истечения, а следовательно, и тяга двигателя при данной скорости полета будут возрастать с увеличением степени подогрева воздуха в двигателе. Таким образом, повышение температуры в камере сгорания позволит получить с одного и того же двигателя большую тягу. Однако, как было установлено выше, с увеличением степени подогрева воздуха свыше наиболее выгодной экономичность работы двигателя снижается. Поэтому выбор величины степени подогрева воздуха в камере сгорания двигателя и других его параметров должен производиться, исходя из конкретных условий работы двигателя и его назначения.

7. РАСХОД ТОПЛИВА. КОЭФИЦИЕНТ ИЗБЫТКА ВОЗДУХА

Процесс сгорания топлива в камере ПВРД происходит в потоке воздуха. Скорость потока, при данной

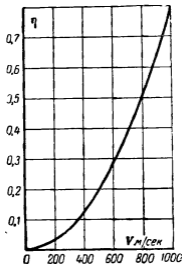


Рис. 36. Зависимость полного КПД ПВРД от скорости полета

длине камеры сгорания, будет в значительной степени определять полноту использования топлива, идущего на нагревание воздуха (коэффициент λ), и влиять на устойчивость процесса сгорания.

Скорость воздуха на входе в камеру сгорания двигателя можно допустить равной 40—60 м/сек.

Для стабилизации фронта пламени в камере сгорания и получения устойчивого горения при различных скоростях и высотах полета самолета целесообразно в поясе топливных форсунок камеры устанавливать специальные отражатели и турбулизаторы, которые будут стабилизировать очаг горения и способствовать лучшему перемешиванию топлива с воздухом.

При невысокой степени подогрева коэффициент избытка воздуха α может достигать значения, равного 4,0—4,5. Устойчивое сгорание топлива при таком коэффициенте избытка воздуха в некоторых случаях было бы невозможным.

Поэтому воздух, поступающий в камеру сгорания, должен вводиться в процесс сгорания таким образом, чтобы в зоне наиболее интенсивного сгорания топлива обеспечивалось вполне определенное значение коэффициента избытка воздуха, при котором процесс сгорания протекает устойчиво. Воздух, не участвовавший в процессе сгорания, подмешивается к продуктам сгорания по пути их движения к конфузору. Для достижения полного сгорания особое внимание должно быть обращено на получение хорошего распыливания топлива путем соответствующего подбора конструкции форсунок, их числа и места расположения.

Полнота сгорания топлива будет в значительной степени определять полный КПД ПВРД, а следовательно, и расход топлива при получении определенной тяги.

Экономичность работы воздушно-реактивных двигателей, как было сказано выше, принято характеризовать расходом топлива на 1 кг тяги в час.

Определим расход топлива в ПВРД на 1 кг тяги в час. По формуле (64) имеем

$$\eta = \frac{R_1 v}{H_u / A},$$

где R_1 — тяга, приходящаяся на 1 кг воздуха;

H_u — теплотворная способность 1 кг топливовоздушной смеси.

Преобразовав эту формулу, получим следующее выражение для общего расхода топлива в час на создание тяги R_1 кг

$$G_m = \frac{3600AR_1v}{\eta H}, \quad (70)$$

где H — теплотворная способность 1 кг топлива; тогда расход топлива, приходящийся на 1 кг тяги в час, будет равен

$$G_m^1 = \frac{G_m}{R_1} = \frac{3600Av}{\eta H}. \quad (71)$$

Например, при $v = 200$ м/сек и $\eta = 0,03$ $G_m^1 = 5,35 \frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}$.

При часовом расходе воздуха G_B кг отношение $\frac{G_m}{G_B}$ будет равно $\frac{1}{\alpha L_0}$.

Так как G_B для нашего случая будет равен 3600 кг, то из формулы (70) можно найти следующее соотношение для определения коэффициента избытка воздуха

$$\alpha = \frac{\eta H}{AL_0 R_1 v}. \quad (72)$$

При малых скоростях полета значение коэффициента избытка воздуха в ПВРД будет лежать в пределах 3—4.

8. СРАВНЕНИЕ ПВРД С ВМГ

Выше было установлено, что полный КПД воздушно-реактивного двигателя по смыслу аналогичен полному КПД ВМГ, который равен произведению эффективного КПД мотора на КПД винта, т. е. $\eta_o \cdot \eta_v$. Таким образом, если производить сравнение эффективного КПД ПВРД с эффективным КПД поршневого мотора, то полный КПД ВРД необходимо разделить на КПД условного винта, т. е. $\eta \frac{1}{\eta_v}$. Это отношение по смыслу будет аналогично с понятием эффективного КПД поршневого мотора.

При подобных сравнениях КПД условного винта принимают обычно равным 0,75.

При сравнении мощности ПВРД, так же как и мощности ЖРД, с эффективной мощностью поршневого мотора необходимо вводить поправку на КПД условного винта.

Условная эффективная мощность любого реактивного двигателя может быть выражена в виде следующего соотношения:

$$N_e = \frac{Rv}{75\eta_b}. \quad (73)$$

Отсюда следует, что при всех прочих равных условиях эффективная мощность реактивного двигателя будет возрастать прямо пропорционально скорости полета самолета.

При подробном рассмотрении мощности прямоточного ВРД с помощью формул (57), (10), (63) и (73) можно установить, что мощность этого двигателя изме-

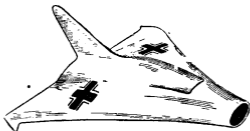


Рис. 37. Продувочная модель немецкого реактивного истребителя Егер Р-13 с прямоточным ВРД (вид сбоку)

няется примерно пропорционально кубу скорости полета, что делает его особенно эффективным при больших скоростях полета. Прямоточные ВРД вследствие низкого значения их КПД при малых скоростях полета и больших габаритов до настоящего времени распространения еще не получили. Однако этот тип двигателя может быть применен как для кратковременного форсирования скорости самолетов с ВМГ, так и на самолетах специального назначения с большой скоростью полета. Практическое применение прямоточных ВРД будет возможно, повидимому, только в том случае, если двига-

тель будет входить составной частью в конструкцию самолета.

На рис. 37 и 38 изображена продувочная модель немецкого истребителя Егер Р-13 с прямоточным воздушно-реактивным двигателем для полетов на сверхзвуковых скоростях.

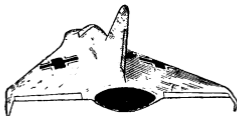


Рис. 38. Продувочная модель немецкого реактивного истребителя Егер Р-13 с прямоточным ВРД (вид сзади)

Самолет Егер Р-13 по схеме представляет собой летающее крыло с малым удлинением. Кабина летчика размещена над каналом двигателя. Расчетная скорость самолета 2400 км/час.

К концу войны истребитель Егер Р-13 находился в стадии конструирования.

ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

ТУРБОКОМПРЕССОРНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

1. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ТУРБОКОМПРЕССОРНОГО ВРД

В предыдущей главе было установлено (см. формулу 57), что термический КПД воздушно-реактивных двигателей, в которых процесс сгорания топлива идет при постоянном давлении, определяется только степенью предварительного поджатия воздуха. С увеличением степени сжатия термический КПД возрастает, а с уменьшением соответственно падает. Следовательно, для повышения термического КПД этих двигателей нужно идти по линии увеличения давления сгорания.

Повышение степени сжатия воздуха в турбокомпрессорном ВРД достигается путем дополнительного поджатия его специальным компрессором. В турбокомпрессорном ВРД компрессор приводится во вращение газовой турбиной, рабочим телом для которой служат продукты сгорания.

Таким образом, в конструктивном отношении турбокомпрессорный ВРД должен состоять из следующих основных элементов: диффузора, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины, конфузора (сопла) и агрегатов питания, смазки, запуска и управления.

На рис. 39 дана принципиальная схема турбокомпрессорного ВРД.

Последовательность процессов в турбокомпрессорном ВРД следующая. Набегающий поток воздуха, предварительно поджатый в диффузоре и за счет торможения перед двигателем, поступает в компрессор, где он еще дополнительно поджимается. После компрессора

одна часть воздуха идет в камеру сгорания, а другая — на охлаждение камеры и других агрегатов двигателя. По выходе из камеры сгорания горячие газы перемешиваются с сравнительно холодным воздухом, охлаждавшим внутренние части двигателя, вследствие чего их температура значительно понижается.

Перед поступлением на лопатки турбины газы проходят через сопловой аппарат или сопловой венец, где

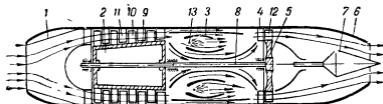


Рис. 39. Принципиальная схема турбокомпрессорного ВРД:

1 — диффузор; 2 — осевой компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — сопловой аппарат (венец) газовой турбины; 5 — газовая турбина; 6 — конфузор (сопло); 7 — конус для регулировки выходного отверстия сопла; 8 — общий вал турбины и компрессора; 9 — ротор компрессора; 10 — лопатки компрессора; 11 — лопатки исправленного аппарата компрессора; 12 — лопатки газовой турбины; 13 — топливная форсунка

за счет частичного собственного расширения они увеличивают свою скорость и получают вполне определенное направление движения. По выходе с лопаток венца газы передают свою энергию лопаткам турбины и приводят ее во вращение.

Мощность турбины через длинный вал передается компрессору и расходуется на сжатие воздуха и привод вспомогательных агрегатов двигателя и самолета (топливных и масляных насосов, электрогенератора и т. д.). На лопатках турбины расходуется только часть потенциальной энергии (давления) газов, а оставшаяся энергия используется на увеличение скорости их истечения при расширении в конфузоре двигателя.

Таким образом, энергия сжигаемого топлива идет на привод компрессора, на создание реактивной тяги и частично теряется с газами, истекающими из двигателя.

Запуск двигателей этого типа производится или специально пусковым моторчиком, входящим в конструкцию двигателя, или с помощью каких-либо других приспособлений.

Вследствие того что большая доля поджатия воздуха в турбокомпрессорном двигателе происходит в его компрессоре, а не за счет скоростного напора, то, в отличие от ПВРД, этот двигатель может развивать тягу и при отсутствии скоростного напора, т. е. при работе двигателя на месте. Следовательно, самолет с турбокомпрессорным ВРД может совершать и самостоятельный взлет.

В конструктивном отношении агрегаты двигателя могут быть выполнены различно. Компрессор двигателя может быть как осевым, так и центробежным (рис. 39 и 40). Характеристики этих типов компрессоров различны. Центробежный компрессор имеет более низкий

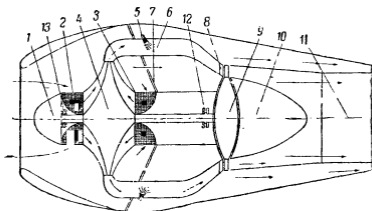


Рис. 40. Принципиальная схема турбокомпрессорного ВРД с центробежным компрессором:

1 — вспомогательные агрегаты (приспособление для запуска, топливная помпа, электрогенератор и т. д.); 2 — передний заборник воздуха; 3 — задний заборник воздуха; 4 — центробежный компрессор с двухсторонним входом; 5 — топливная форсунка; 6 — камера сгорания; 7 — отражательные щитки; 8 — сопловая часть газовой турбины; 9 — турбины; 10 — внутренний обтекатель; 11 — сопловая часть двигателя; 12 — задний подшипник; 13 — передний подшипник

КПД, чем осевой. Величина КПД центробежного компрессора не превышает $0,65 \div 0,70$, тогда как КПД осевого компрессора для тех же степеней сжатия может достигать $0,80 \div 0,85$. Радиальные размеры центробежного компрессора больше, чем осевого, при одинаковой их производительности и степени сжатия, вследствие чего и мидель двигателя с центробежным компрессором больше, чем с осевым. Однако характеристика у центробежного

компрессора более пологая, чем у осевого, что позволяет ему работать с сравнительно высоким КПД на режимах, отличных от расчетного.

Конструкция камеры сгорания будет определяться схемой организации процесса сгорания топлива. Камера сгорания может быть выполнена в виде одной секции, или в виде нескольких отдельных секций, имеющих общий ресивер перед сопловым венцом турбины (см. рис. 41).

Конструкция газовой турбины определяется тепловой схемой двигателя и основными его параметрами. В турбокомпрессорном ВРД могут быть применены как активные, так и реактивные турбины.

Активными турбинами называются такие, у которых превращение потенциальной энергии газа в кинетическую происходит только в сопловом аппарате (венце), а переход этой энергии в механическую работу на лопатках турбины совершается при постоянном давлении.

Реактивными турбинами называются такие, у которых превращение потенциальной энергии газа в кинетическую происходит как в направляющем (сопловом) аппарате, так и на лопатках турбины. В этом случае на лопатках турбины имеет место постепенный перепад давления и увеличение относительной скорости газа, что и является выражением реактивного действия струи на лопатки турбины.

В паротехнике обычно строят смешанные или активно-реактивные турбины, представляющие собой сочетание первых двух типов турбин. Реактивная турбина имеет более высокий относительный КПД, чем активная, но она не допускает высоких температур продуктов сгорания перед лопатками, так как лопатки в этом случае практически принимают температуру продуктов сгорания. Эта особенность реактивной турбины ограничивает возможность ее применения в турбокомпрессорных ВРД без введения специальных приспособлений для охлаждения лопаток.

Активная турбина может работать без охлаждения лопаток при более высоких температурах продуктов сгорания, чем реактивная, вследствие понижения их температуры при расширении в сопловом аппарате, что делает ее более удобной для применения в турбокомпрессорных ВРД. Активная турбина может быть как одноступенчатой, так и многоступенчатой.

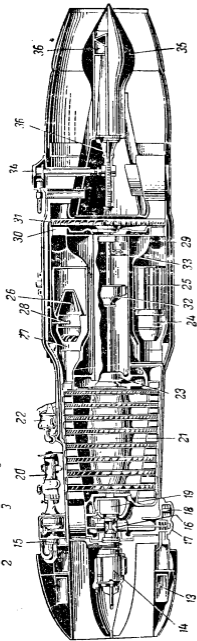
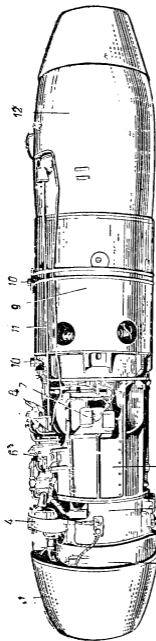


Рис. 41. Внешний вид и продольный разрез немецкого турбокомпрессорного двигателя ЮМО-004;

1 — входной кок осеннего компрессора; 2 — масляный бак; 3 — корпус перелачи; 4 — коробка передач к вспомогательным агрегатам; 5 — корпус компрессора; 6 — регулятор реактивного сопла; 7 — обмотка электродвигателя; 8 — рычаг управления; 9 — несущий силовой корпус двигателя; 10 — штиры для крепления двигателя на самолете; 11 — горизонтальный валок передачи к конусу сопла; 12 — корпус конуса реактивного сопла; 13 — бак пускового толпана; 14 — пусковой мотор; 15 — основная топливная помпа; 16 — привод передачи к вспомогательным агрегатам; 17 — масляная помпа; 18 — масляный фильтр; 19 — передний подшипник компрессора; 20 — регулятор числа оборотов; 21 — ротор компрессора; 22 — топливный фильтр; 23 — задний подшипник компрессора; 24 — внутренний цилиндр камеры сгорания; 25 — газозый коллектор; 26 — сопло; 27 — топливный смеситель; 28 — форсунка; 29 — газовый коллектор; 30 — сопло; 31 — ротор турбины; 32 — передний подшипник турбины; 33 — задний подшипник турбины с откачивающей масляной помпой; 34 — механизм привода к конусу реактивного сопла; 35 — конус реактивного сопла; 36 — опора конуса сопла

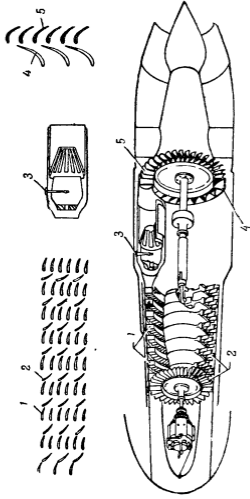


Рис. 42. Схема проточной части двигателя ЮМО-004;

1 — направляющие лопатки компрессора; 2 — лопатки компрессора; 3 — камера сгорания; 4 — лопатки соплового аппарата (вониз) газовой турбины; 5 — лопатки газовой турбины

Следует отметить, что в турбокомпрессорных ВРД применяются, как правило, активные турбины не в чистом виде, а с некоторой степенью реактивности (15—25%).

Допустимая температура в ресивере перед реактивной турбиной без охлаждения ее лопаток не должна превышать 600—650° Ц, в то время как у активной турбины она может достигать 800—850° Ц.

Относительный КПД активной турбины, как правило, не превышает 0,75, а у реактивной он доходит до 0,85 и более вследствие меньшей потери энергии газа на трение его о лопатки.

Величина температуры газа в ресивере, как будет показано ниже, оказывает большое влияние на КПД турбокомпрессорного двигателя в целом и определяет в значительной степени его конструктивные параметры.

Конфузор турбокомпрессорного двигателя делается в виде сходящегося по потоку конуса, т. е. как у ПВРД, так как давление газа за турбиной почти всегда меньше критического.

Для примера на рис. 41 и 42 показаны разрез немецкого турбокомпрессорного двигателя ЮМО-004 и схема проточной части его.

2. ТЕПЛОВОЙ ЦИКЛ ТУРБОКОМПРЕССОРНОГО ВРД

Идеальный турбокомпрессорный ВРД, так же как и идеальный ПВРД, работает по циклу Брайтона, который в координатах p v изображен на рис. 43.

Линия ac —это адиабата полного сжатия воздуха в двигателе. На участке aa' происходит сжатие воздуха перед двигателем и в его диффузоре за счет торможения набегающего потока. На участке $a'c$ воздух дополнительно поджимается в компрессоре. На участке cz к воздуху подводится тепло (сжигается топливо) при постоянном давлении. Линия ze —это адиабата полного расширения продуктов сгорания в двигателе. Участок ze' характеризует расширение продуктов сгорания в сопловом аппарате турбины. Участок $e'e$ характеризует расширение газа в конфузоре двигателя до атмосферного давления. Линия ea —это изобара охлаждения продуктов сгорания, которое в действительности происходит вне двигателя.

Из рис. 43 видно, что площадь $ACca$ эквивалентна полной работе сжатия и нагнетания воздуха в диффузоре и компрессоре двигателя. Она состоит из площади $ABa'a$ и площади $BCca'$, которые соответственно эквивалентны работе сжатия и нагнетания в диффузоре и компрессоре. Площадь $ACze$ эквивалентна полной работе расширения газа в турбине и в конфузоре двигателя.

Таким образом, полезная работа расширения газа, затрачиваемая на увеличение его скорости истечения из двигателя, будет равна разности площадей $ACze$ и $ACca$, т. е. площади $acze$.

Если бы поджатие воздуха производилось только за счет скоростного напора, то полезная энергия истечения газа выражалась бы эквивалентной ей площадью $aa'ke$. Таким образом, эффект, который получается от применения в двигателе с постоянным давлением сгорания компрессора и турбины, по сравнению с ПВД, выражается площадью $a'czk$. Следовательно, прирост кинетической энергии воздуха при прохождении им турбокомпрессорного ВРД будет происходить за счет энергии, эквивалентной площади $acze$. Отсюда можно написать, что прирост кинетической энергии 1 кг воздуха, проходящего через двигатель, будет равен

$$\frac{w^2 - v^2}{2g} = L_{acze}, \quad (74)$$

где L_{acze} — работа расширения газа, эквивалентная площади $acze$ и определяемая как термическим КПД цикла, так и количеством расходуемого топлива.

Однако в реальном турбокомпрессорном двигателе процессы сжатия, сгорания и расширения сопровождаются рядом тепловых и газодинамических потерь, вследствие чего цикл реального двигателя будет в значительной мере отличаться от цикла идеального двигателя.

На рис. 44 показана диаграмма цикла реального двигателя.

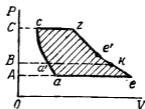


Рис. 43. Диаграмма идеального цикла турбокомпрессорного ВРД

Потери, сопровождающие тепловой цикл в двигателе, условно показаны заштрихованными площадями.

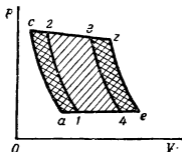


Рис. 44. Диаграмма цикла реального турбокомпрессорного ВРД

Площадь $acze$ соответствует работе истечения газа в реальном двигателе без учета потерь при сжатии и расширении, а площадь 1234 — с учетом потерь.

Потери при сжатии в диффузоре и компрессоре условно выражаются площадью $ac21$, а потери при расширении — площадью $43ze$.

Следовательно, прирост кинетической энергии воздуха при прохождении им реального турбокомпрессорного ВРД будет равен

$$\frac{w^2 - v^2}{2g} = L_{acze} - (L_{ac21} + L_{43ze}) = L_{1234} \quad (75)$$

т. е. приращение кинетической энергии воздуха будет происходить только за счет тепла, эквивалентного площади 1234 .

Величина потерь энергии при сжатии и расширении газа определяется главным образом величиной трения газа при прохождении им двигателя и коэффициентами полезного действия компрессора и турбины.

Алгебраическое выражение прироста кинетической энергии 1 кг воздуха, проходящего через турбокомпрессорный ВРД, с достаточной степенью точности можно представить в виде формулы¹, первая часть которой представляет собой разность между работой расширения газа и работой, идущей на сжатие воздуха.

$$\begin{aligned} \frac{w^2 - v^2}{2g} &= \frac{k}{k-1} RT_z \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{1}{k}}} \right) \eta_T - \frac{k}{k-1} RT_a \left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k} = \\ &= \frac{k}{k-1} RT_a \left[\eta_T \frac{T_z}{T_a} \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{1}{k}}} \right) + \frac{1}{\eta_k} \left(1 - \pi^{\frac{k-1}{k}} \right) \right], \quad (76) \end{aligned}$$

¹ Вывод этой формулы произведен Б. С. Стечкиным в книге «Теория воздушно-реактивных двигателей», изд. ВВА им. Жуковского, 1945 г.

где η_T — относительный КПД процесса расширения, равный отношению полезной работы расширения к идеальной (адиабатической) располагаемой работе, который можно приближенно принять равным КПД турбины;

η_k — относительный КПД процесса сжатия, равный отношению адиабатической работы сжатия ко всей работе, затраченной на сжатие воздуха, который можно приближенно принять равным КПД компрессора;

π — полная степень сжатия воздуха;

T_z — температура продуктов сгорания в ресивере, т. е. перед сопловым аппаратом турбины;

T_a — температура наружного воздуха;

k — показатель адиабат расширения и сжатия, принимаемый для простоты одинаковым.

Из формулы (76) и рис. 44 видно, что если КПД процессов расширения и сжатия будут очень низки, то может случиться, что вся энергия сжигаемого топлива пойдет только на компенсацию потерь и никакого прироста кинетической энергии газов не будет.

Из формулы (76) установим, при каком соотношении параметров η_T , η_k , π и $\frac{T_z}{T_a}$ двигатель не будет развивать никакой тяги, т. е.

$$\frac{w^2 - v^2}{2g} = 0.$$

Приравняв правую часть уравнения (76) к нулю и произведя несложные математические действия, получим:

$$\eta_k \eta_T = \frac{\pi \frac{k-1}{k}}{\frac{T_z}{T_a}}. \quad (77)$$

Например, принимая $\pi = 3,0$, $k = 1,30$ и $\frac{T_z}{T_a} = 4,0$, из формулы (77) найдем, что при $\eta_k = \eta_T = 0,566$ турбокомпрессорный ВРД никакой тяги развивать не будет.

Таким образом, построить экономично работающий турбокомпрессорный ВРД возможно только при наличии компрессора и турбины с высокими значениями КПД.

3. ЭФФЕКТИВНЫЙ КПД

У турбокомпрессорного ВРД индикаторный КПД так же, как и у ПВРД, практически равен эффективному, так как механические потери на трение и затраты энергии на питание и обслуживание двигателя очень незначительны и ими можно пренебречь. Эффективным КПД турбокомпрессорного двигателя назовем отношение полезной работы истечения к подведенному теплу, которое показывает, какая часть подведенного тепла пошла на увеличение кинетической энергии воздуха в двигателе. Отсюда эффективный КПД можно представить в таком виде

$$\eta_e = \frac{\left(\frac{w^2}{2g} - \frac{v^2}{2g}\right) A}{H_u},$$

что полностью совпадает с формулой (61), выражающей эффективный КПД ПВРД.

Прирост кинетической энергии воздуха, а следовательно, и величина эффективного КПД определяются значениями η_k , η_T , π , k , T_a и отношением $\frac{T_z}{T_a}$, зависящим в свою очередь от величины H_u , полноты сгорания топлива и допустимой температуры газов перед турбиной.

При постоянном значении H_u эффективный КПД будет определяться только величиной $\left(\frac{w^2}{2g} - \frac{v^2}{2g}\right) A$.

На рис. 45 показан график зависимости $\frac{w^2 - v^2}{2g}$ от степени сжатия π , значений η_k и η_T и температуры наружного воздуха T_a .

При построении графика принято, что $T_z = 1100^\circ\text{K}$ и $k = 1,4$. Как видно из графика, приращение кинетической энергии воздуха, проходящего через двигатель,

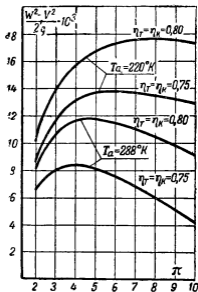


Рис. 45. Изменение кинетической энергии продуктов сгорания в турбокомпрессорном ВРД в зависимости от степени сжатия

Как видно из графика, приращение кинетической энергии воздуха, проходящего через двигатель,

при данной степени подогрева сильно зависит от полной степени сжатия воздуха (в диффузоре и компрессоре), величины КПД процессов сжатия и расширения, а также и температуры наружного воздуха.

С увеличением КПД турбины и компрессора и уменьшением температуры наружного воздуха прирост кинетической энергии становится больше. При неизменных условиях с увеличением степени сжатия величина $\frac{w^2 - v^2}{2g}$ вначале возрастает, потом достигает своего максимального значения, а затем начинает убывать.

При детальном рассмотрении формулы (76) можно установить соотношение между параметрами двигателя, обеспечивающее максимальное приращение кинетической энергии продуктов сгорания, а следовательно, и максимальную тягу. Это соотношение будет иметь следующее выражение

$$\pi = \left(\eta_k \cdot \eta_T \cdot \frac{T_z}{T_a} \right)^{\frac{k}{2(k-1)}} \quad (78)$$

Из формулы (78) следует, что наивыгоднейшая степень сжатия, при которой значение эффективного КПД двигателя максимально, возрастает как с увеличением относительных КПД процессов сжатия и расширения, так и степени подогрева воздуха.

Величину степени сжатия целесообразно выбирать несколько меньшей ее оптимального значения, определяемого по формуле (78), так как при работе двигателя по многим причинам понижается КПД компрессора,

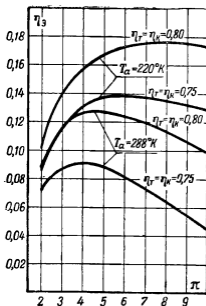


Рис. 46. Зависимость эффективного КПД турбокомпрессорного ВРД от степени сжатия

вследствие чего, согласно формуле (78), требуется снижение оптимального значения степени сжатия.

На рис. 46 показано значение эффективного КПД в зависимости от степени сжатия, значений КПД турбины и компрессора и величины температуры наружного воздуха.

Графики построены при тех же условиях, что и для рис. 45; полнота сгорания топлива принята постоянной и равной $\lambda = 0,90$.

4. СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ. ТЯГА ДВИГАТЕЛЯ

Из формулы (76), выражающей прирост кинетической энергии, легко можно определить скорость истечения продуктов сгорания из двигателя.

Скорость истечения будет равна

$$w = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_a \left[\eta_T \frac{T_z}{T_a} \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}} \right) + \frac{1}{\eta_k} \left(1 - \pi^{\frac{k-1}{k}} \right) \right] + v^2}. \quad (79)$$

Из этого уравнения видно, что скорость истечения зависит также от скорости полета.

Зная скорость истечения, по формуле (63) легко можно определить тягу, развиваемую двигателем. Тяга, отнесенная к 1 кг воздуха, будет равна

$$R_1 = \frac{1}{g} (w - v) = \frac{1}{g} \left[\sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_a \left[\eta_T \frac{T_z}{T_a} \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}} \right) + \frac{1}{\eta_k} \left(1 - \pi^{\frac{k-1}{k}} \right) \right] + v^2} - v \right]. \quad (80)$$

Из формулы (80) видно, что тяга, приходящаяся на 1 кг воздуха, а следовательно, и полная тяга двигателя зависит от скорости полета самолета, температуры наружного воздуха, температуры продуктов сгорания перед турбиной и параметров двигателя η_k , η_T и π .

Таким образом, работа турбокомпрессорного ВРД зависит от КПД турбины и компрессора и от характеристики газового тракта: компрессор—турбина—конфузор. С изменением условий эксплуатации двигателя на данном режиме (скорость и высота полета самолета) будут из-

меняться и условия работы двигателя в целом и его агрегатов (компрессора, турбины, конфузора) в отдельности.

Для сохранения работы двигателя на оптимальных или близких к ним режимах, при различных высотах и скоростях полета самолета, применяется регулировка выходного отверстия конфузора специальным конусом (см. рис. 39). Регулировкой выходного отверстия сопла достигается получение максимальной тяги двигателя на данном режиме его работы на различных скоростях и высотах полета при минимальном удельном расходе топлива. Регулировка выходного отверстия конфузора может быть автоматической (например, у ЮМО-004) и ручной (БМВ-003). Выходное отверстие конфузора изменяется в зависимости от высоты и скорости полета, а также и от режима работы (оборотов) двигателя.

На рис. 47 показана тяга двигателя, приходящаяся на 1 кг воздуха, в зависимости от степени сжатия, скорости полета и температуры наружного воздуха. При построении графика принято $T_z = 1100^\circ\text{K}$. Из этого графика видно, что тяга, приходящаяся на 1 кг воздуха, при данных значениях КПД турбины и компрессора возрастает как с уменьшением температуры наружного воздуха, так и скорости полета. Наибольшая тяга соответствует степени сжатия, определяемой формулой (78).

График рис. 47 построен в предположении, что показатели адиабат сжатия и расширения газа одинаковы и что весовое количество газа при сжатии такое же, как и при расширении. Однако в действительности

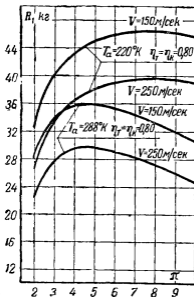


Рис. 47. Тяга турбокомпрессорного ВРД, приходящаяся на 1 кг воздуха

показатель адиабаты расширения меньше показателя адиабаты сжатия, так как температура газа при расширении значительно выше температуры наружного воздуха.

Состав газа (продуктов сгорания) при расширении также отличается от состава газа (воздуха) при сжатии, что в свою очередь будет влиять на показатель адиабаты расширения.

При построении графика не учитывалось, что весовое количество продуктов сгорания, истекающих из двигателя, больше весового количества воздуха, прошедшего через компрессор, на величину израсходованного топлива — на 1 кг воздуха расходуется $1/\alpha L_0$ кг топлива. Тем не менее сделанные допущения позволяют получить ориентировочные значения основных параметров турбокомпрессорного ВРД с достаточной точностью.

5. полный КПД

Полную оценку эффективности использования энергии топлива в турбокомпрессорном ВРД на передвижение самолета определим, как и раньше, с помощью полного КПД по формулам (64) и (65).

$$\eta = \frac{R_1 v}{H_u/A} = \eta_0 \frac{2v}{w + v}.$$

Из этой формулы следует, что при постоянных значениях расхода топлива и скорости полета полный КПД двигателя будет тем выше, чем больше тяга, достигающая своего максимального значения при величине степени сжатия, определяемой формулой (78).

Однако при определении максимального значения полного КПД нужно исходить не из наибольшего значения тяги, определяемой наивыгоднейшей степенью сжатия, а из условия допустимой температуры продуктов сгорания перед турбиной, так как при этом допущении можно наиболее рационально использовать двигатель для получения максимальной тяги. В этом случае уже нельзя принимать расход топлива за постоянную величину, так как с увеличением степени сжатия количество расходуемого топлива, определяемого условием

сохранения постоянства температуры газов перед турбиной, будет уменьшаться и наоборот.

При выборе степени сжатия воздуха в турбокомпрессорном ВРД, в определенных пределах изменения ее величины, целесообразнее исходить не из условия получения максимального значения полного КПД, изменение которого в сравнительно большом диапазоне значений степени сжатия невелико, а из условия получения максимальной тяги, определяющей габариты и вес двигателя.

На рис. 48 показаны значения полного КПД турбокомпрессорного ВРД в зависимости от степени сжатия, подсчитанные из условия получения максимальной тяги.

При построении графиков принято: $\eta_k = \eta_T = 0,80$, $T_z = 1100^\circ\text{K}$ и коэффициент полноты сгорания $\lambda = 0,90$.

Из сравнения графиков, показанных на рис. 47 и 48, видно, что увеличение скорости полета вызывает повышение полного КПД, в то время как тяга, приходящаяся на 1 кг воздуха, уменьшается, причем увеличение полного КПД и уменьшение тяги со скоростью полета происходят неодинаково: полный КПД растет быстрее в процентном отношении, чем падает тяга на 1 кг воздуха. Из формулы (71), определяющей удельный расход топлива в воздушно-реактивных двигателях на 1 кг тяги в час, видно, что с увеличением скорости полета, несмотря на повышение полного КПД ВРД, удельный расход топлива будет возрастать, так как прирост полного КПД в процентном отношении идет медленнее роста самой скорости.

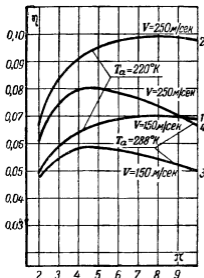


Рис. 48. Зависимость полного КПД турбокомпрессорного ВРД от степени сжатия

Из этих же графиков рис. 47 и 48 видно, что на величину полного КПД и тяги, приходящейся на 1 кг воздуха, большое влияние оказывает температура наружного воздуха. С уменьшением температуры, при сохранении остальных параметров двигателя неизменными, тяга и полный КПД двигателя повышаются.

При вполне определенной скорости полета полный КПД будет изменяться от степени подогрева воздуха, т. е. от отношения $\frac{T_z}{T_a}$.

С увеличением степени подогрева полный КПД турбокомпрессорного ВРД вначале возрастает, а затем начинает убывать вследствие более резкого уменьшения полетного КПД $\left(\frac{2v}{w+v}\right)$ за счет увеличения скорости истечения продуктов сгорания из сопла двигателя по сравнению с ростом эффективного КПД. Следовательно, с увеличением скорости полета степень подогрева, обеспечивающая максимальное значение полного КПД, должна возрастать.

6. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОКОМПРЕССОРНОГО ВРД. СРАВНЕНИЕ С ВМГ

Тяга турбокомпрессорного ВРД, как было установлено выше, зависит от количества воздуха, проходящего через двигатель, скорости истечения продуктов сгорания из сопла и скорости полета. С изменением оборотов компрессора двигателя будет изменяться как расход воздуха, так и степень его сжатия. Следовательно, с изменением оборотов двигателя должна изменяться и его тяга. На практике для получения определенной тяги двигателя изменяют его обороты регулировкой расхода топлива.

Преимущество у турбокомпрессорных ВРД хуже, чем у поршневых моторов, так как все турбокомпрессорные двигатели являются высокооборотными, а поэтому для повышения их оборотов с малых до номинальных требуется значительно большее время, чем у поршневых моторов. Увеличивать обороты турбокомпрессорных ВРД следует плавно, так как в противном случае можно сжечь лопатки турбины и соплового венца. Это происходит потому, что при резком увеличении количества топлива в камере сгорания сильно возрастает темпера-

тура газов перед турбиной из-за недостаточно хорошей приемистости двигателя, т. е. при резком увеличении расхода топлива двигатель не сможет обеспечить поступление в камеру сгорания количества воздуха, необходимого для поддержания определенной температуры газов перед турбиной.

На рис. 49 показан характер изменения тяги и удельного расхода топлива (расхода на 1 кг тяги в час) по числу оборотов двигателя.

Из графика рис. 49 видно, что тяга двигателя при определенных значениях малых оборотов практически равна нулю, а по мере увеличения числа оборотов она нарастает почти по закону кубической параболы. График зависимости удельных расходов топлива от числа оборотов показывает, что турбокомпрессорный двигатель на пониженных оборотах имеет более высокие удельные расходы, чем на номинальных. Следовательно, с точки зрения удельных расходов топлива полеты на малых оборотах являются менее экономичными, чем на номинальных.

Увеличение удельных расходов топлива с понижением числа оборотов двигателя происходит вследствие уменьшения эффективного КПД двигателя, вызываемого снижением главным образом КПД цикла и КПД компрессора. Например, у двигателя ЮМО-004 на номинальных оборотах (8700 об/мин) удельный расход топлива (при $v = 0$) составляет $1,4 \frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}$, а на режиме 0,5 от номинала (по тяге) $1,7 \frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}$. Тяга двигателя и удельный расход топлива изменяются не только от числа оборотов, но также и от высоты и скорости полета.

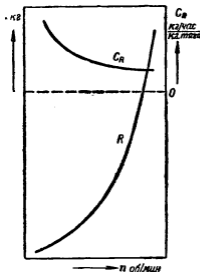


Рис. 49. Характер зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа оборотов двигателя

С увеличением высоты полета тяга падает вследствие уменьшения количества воздуха, проходящего через двигатель. На данной высоте с увеличением скорости полета тяга вначале падает, а затем начинает возрастать. Удельный же расход топлива во всех случаях возрастает с увеличением скорости полета и уменьшается с высотой. Например, у двигателя ЮМО-004 удельный расход топлива на номинальном режиме

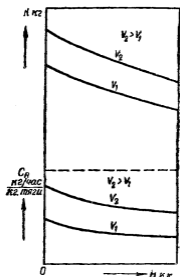


Рис. 50. Протекание высотных характеристик турбокомпрессорного БРД

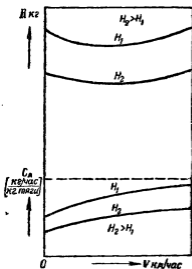


Рис. 51. Характер зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты и скорости полета

с изменением скорости полета у земли от нуля до 800 км/час возрастает от $1,4 \frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}$ до $1,9 \frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}$, т. е. примерно на 35%. На высоте 8000 м при скорости полета 800 км/час удельный расход топлива равен приблизительно $1,6 \frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}$.

На рис. 50 и 51 показаны высотные характеристики турбокомпрессорного двигателя и характер изменения удельного расхода топлива с высотой и скоростью полета.

Падение тяги турбокомпрессорного двигателя по высоте идет медленнее, чем падение мощности у поршневого

авиационного мотора, потому что в тепловом процессе турбокомпрессорного двигателя участвует значительно ббльшая масса воздуха. Вследствие этого и влияние понижения температуры воздуха с высотой на параметры турбокомпрессорного двигателя (степень сжатия, тягу и т. д.) сказывается благоприятнее, чем на мощность поршневого мотора. По той же причине тяга турбокомпрессорного ВРД весьма чувствительна к изменению температуры и давления атмосферного воздуха.

Характер изменения тяги в зависимости от скорости полета определяется влиянием скоростного напора на изменение скорости истечения продуктов сгорания из сопла двигателя.

Из формулы (79) видно, что скорость истечения изменяется в зависимости от скорости полета (скоростного напора) по квадратичному закону, в то время как скорость полета, входящая в выражение тяги, приходящейся на 1 кг воздуха (см. формулу 80), изменяется по линейному закону. Поэтому первый член формулы, определяющей полную тягу турбокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя

$$R = \frac{G_n + G_m}{g} w - \frac{G_n}{g} v,$$

растет с увеличением скорости полета вначале медленнее, а затем быстрее, чем второй член. Вследствие этого и тяга двигателя на данной высоте с увеличением скорости полета сперва падает, а потом, начиная от определенного значения скорости полета, будет увеличиваться. Относительное изменение тяги двигателя в одинаковом диапазоне скоростей полета на разных высотах становится меньше с увеличением высоты.

В турбокомпрессорном ВРД, так же как и в обычном поршневом авиационном моторе, для сжигания топлива используется атмосферный воздух. Ввиду этого предельная высота применения турбокомпрессорного ВРД, очевидно, будет около 20 км, т. е. как и авиационного поршневого мотора с турбокомпрессором. Однако протекание характеристик турбокомпрессорного ВРД по высоте и скорости полета более благоприятно, чем у поршневого мотора.

На рис. 52 и 53 показаны сравнительные характеристики турбокомпрессорного ВРД и поршневого авиа-

ционного мотора. Турбокомпрессорный ВРД, по сравнению с поршневым авиационным мотором, имеет и лучшие аэродинамические и весовые характеристики, т. е. меньший удельный мидель и удельный вес на 1 л. с. Правда, эти параметры для турбокомпрессорного ВРД непостоянны и зависят от высоты и от скорости полета,

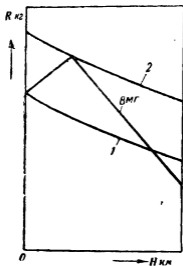


Рис. 52. Протекание высотных характеристик турбокомпрессорного ВРД и ВМГ:

1 — равные земные номинальные тяги;
2 — равные высотные номинальные тяги

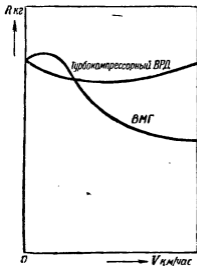


Рис. 53. Протекание тяговых характеристик турбокомпрессорного ВРД и ВМГ по скорости полета, при равных начальных номинальных тягах

так как мощность этого двигателя можно рассматривать только по отношению к какой-то скорости полета. Для скоростей полета у земли порядка 800—1000 км/час удельный мидель и удельный вес турбокомпрессорного ВРД меньше, чем поршневого мотора примерно в $2\frac{1}{2}$ раза.

В качестве топлива в турбокомпрессорном ВРД применяются, как правило, различные сорта тяжелых топлив (керосин, соляровое масло и т. д.), что значительно упрощает эксплуатацию этих двигателей и повышает живучесть самолета в противопожарном отношении.

При всех перечисленных особенностях турбокомпрессорных ВРД необходимо отметить, что турбо-

компрессорные двигатели позволяют получать в одном агрегате исключительно большие тяги, а следовательно, и мощности.

В настоящее время представляется совершенно реальным построить турбокомпрессорный двигатель с мощностью у земли, при скорости полета 800—1000 км/час, в 10000 л. с. и более.

7. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ТУРБОКОМПРЕССОРНЫХ ВРД

Выше была описана схема турбокомпрессорного двигателя (см. рис. 39), в котором весь воздух, поджатый в компрессоре, проходил через турбину. Тяга такого двигателя может быть повышена за счет дополнительного сжигания топлива в продуктах сгорания за турбиной,

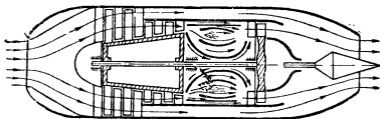


Рис. 54. Принципиальная схема турбокомпрессорного ВРД с перепуском воздуха за турбину

так как α в таких двигателях обычно колеблется от 3,5 до 5. В этом случае получается снижение полного КПД двигателя, что при кратковременной форсировке его тяги вполне допустимо.

На рис. 54 приведена схема турбокомпрессорного двигателя, в котором через турбину проходит только часть воздуха, вошедшего в двигатель, а остальная его часть, после нескольких ступеней компрессора, перепускается прямо за турбину, где он перемешивается с горячими газами и истекает через сопло в атмосферу вместе с продуктами сгорания. Во избежание больших газодинамических потерь давление перепускаемого воздуха должно быть равно примерно давлению газа за турбиной.

При подобной схеме турбокомпрессорного двигателя работа, потребная на сжатие воздуха, уменьшается, так

как через все ступени компрессора проходит только часть воздуха. Процесс сгорания топлива в таком двигателе осуществляется при тех же условиях, что и в двигателе, изображенном на рис. 39. Однако полезная работа истечения продуктов сгорания в таком двигателе затрачивается не только на увеличение кинетической энергии самих продуктов сгорания, но также и на увеличение кинетической энергии перепущенного воздуха.

Согласно формулам (5) и (6), такой перепуск должен уменьшить затрату энергии на получение определенной тяги вследствие уменьшения скорости истечения за счет

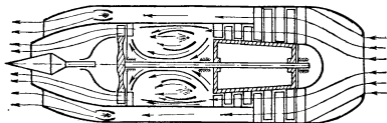


Рис. 55. Принципиальная схема двухконтурного турбокомпрессорного ВРД с дополнительной камерой сгорания

увеличения массы истекающего газа, т. е. увеличить реактивную тягу двигателя, отнесенную к 1 кг топлива, расходуемого в 1 сек. (удельную тягу). Таким образом, в турбокомпрессорном двигателе с перепуском воздуха из компрессора за турбину удельный расход топлива на 1 кг тяги в час будет меньше, чем в двигателе без перепуска воздуха. При правильно выбранном соотношении между количеством перепускаемого воздуха и количеством воздуха, идущего в камеру сгорания, и правильно выбранных термодинамических параметрах можно добиться значительного повышения экономичности работы турбокомпрессорного двигателя по сравнению с двигателем без перепуска. Двигатель с перепуском воздуха по сравнению с двигателем без перепуска, при одинаковых значениях тяг по своему весу и габаритам, будет превосходить последний.

На рис. 55 приведена схема двухконтурного турбокомпрессорного двигателя, в котором перепускаемый

из компрессора воздух подается не за турбину, а поступает в отдельную камеру, где при работе двигателя на форсированных режимах он может подогреться за счет дополнительного сжигания топлива.

Дополнительное сжигание топлива в таком двигателе, так же как и в двигателях, изображенных на рис. 39 и 54, не рационально с точки зрения эффективности его использования (КПД двигателя), что, однако, при кратковременном форсировании двигателя вполне допустимо. При

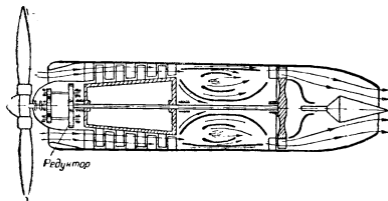


Рис. 56. Принципиальная схема турбокомпрессорного ВРД с винтом

работе такого двигателя без дополнительного сжигания топлива во второй камере экономичность его работы выше, чем у двигателя, изображенного на рис. 37, и определяется при прочих равных условиях количеством перепускаемого воздуха. В этом случае в отношении перепускаемого воздуха компрессор работает как винт высокого давления.

В турбокомпрессорных ВРД мощность газовой турбины, при соответствующем выборе параметров двигателя, можно, помимо компрессора, передавать также и на винт.

На рис. 56 приведена схема турбокомпрессорного ВРД с винтом. Тяга у такого двигателя получается как за счет винта, так и вследствие реакции струи газов, выходящих из двигателя. Соотношение между винтовой и реактивной тягой должно определяться типом и назначением самолета, на котором двигатель должен уста-

навливаться. При малых скоростях полета подобный двигатель экономичнее безвинтовых двигателей (рис. 39, 54 и 55) и приближается по экономичности к ВМГ, а при взлете он сможет обеспечить большую тягу, чем безвинтовые двигатели, что позволит сократить длину разбега самолета и повысить его вертикальную скорость.

С увеличением скоростей полета экономичность работы турбокомпрессорного ВРД с винтом начинает падать. Величина скорости полета самолета, при которой экономичности работы винтовой и безвинтовой схем турбокомпрессорного ВРД становятся равными, при одинаковом конструктивном выполнении двигателей, будет определяться соотношением винтовой и реактивной тяг и КПД винта.

На больших скоростях турбокомпрессорные ВРД с винтом по экономичности уже уступают безвинтовым двигателям.

8. ПРИМЕНЕНИЕ ТУРБОКОМПРЕССОРНЫХ ВРД

Вплоть до второй мировой войны о работах над турбокомпрессорными ВРД, так же как и над ЖРД, почти не было никаких сведений. Широкий размах эти

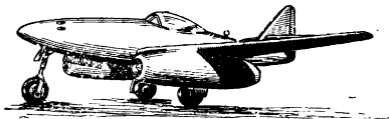


Рис. 57. Самолет Me-262

работы получили в предвоенные годы, но главным образом в первые годы войны. К концу войны эти двигатели уже вышли из стадии лабораторных испытаний и нашли практическое применение на самолетах.

Во время войны в Германии, Англии и США было построено несколько типов самолетов с турбокомпрессорными ВРД, некоторые из которых, например истребители Me-262, He-162 в Германии и самолет фирмы

Глостер „Метеор“ в Англии, принимали участие в боевых операциях и зарекомендовали себя с весьма положительной стороны.

Самолеты с турбокомпрессорными ВРД имеют значительно большую скорость, чем современные самолеты с ВМГ. Например, скорость самолетов Me-262 превышает 850 км/час, а скорость самолета „Метеор“ (рис. 58) равна примерно 950 км/час.

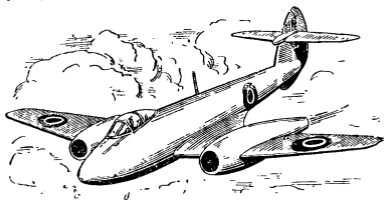


Рис. 58. Самолет фирмы Глостер „Метеор“ в полете

Турбокомпрессорные ВРД применялись в войну не только как основные двигатели реактивных самолетов, но также и в качестве вспомогательных двигателей на самолетах с ВМГ для кратковременного форсирования скорости полета. Например, такой двигатель устанавливался как вспомогательный на немецком самолете Хе-219 (рис. 59). Продолжительность полета самолетов истребительного типа с турбокомпрессорными ВРД в настоящее время приближается уже к продолжительности полета современных истребителей с ВМГ. Слабым местом у самолетов с турбокомпрессорными ВРД является взлет.

Мощность (тяга) турбокомпрессорных ВРД, как было установлено ранее, зависит от высоты и скорости полета самолета. О мощности же турбокомпрессорных ВРД без их собственного передвижения как двигателей говорить не имеет смысла.

При больших скоростях полета мощность турбокомпрессорных ВРД, подсчитываемая по той же формуле, что и мощность ЖРД и ПВРД (формулы 36 и 73), мо-

жет достигать нескольких тысяч лошадиных сил при тяге во время взлета менее 1000 кг, что и осложняет условия взлета этих самолетов. Например, немецкий турбокомпрессорный ВРД ЮМО-004 (см. рис. 41) у земли

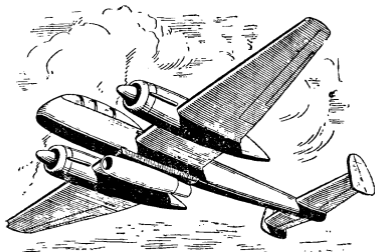


Рис. 59. Самолет Хе-219 в полете. Турбокомпрессорный ВРД установлен под фюзеляжем самолета

при скорости полета 800 км/час развивает мощность, эквивалентную эффективной мощности поршневого мотора в 3000 л. с., в то время как тяга его во время взлета (статическая тяга) равна только 900 кг.

Для облегчения взлета реактивных самолетов немцами применялись стартовые реактивные ускорители.

Статическая тяга современных турбокомпрессорных двигателей у земли превышает уже 1500 кг, а расход топлива у некоторых двигателей равен приблизительно 1,1 кг на 1 кг тяги в час.

ГЛАВА ПЯТАЯ

ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ С АВИАЦИОННЫМИ МОТОРАМИ

1. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА

В турбокомпрессорном ВРД компрессор приводится во вращение газовой турбиной. Для привода компрессора может быть использован и любой другой двигатель, обладающий необходимой мощностью и имеющий приемлемые для самолета вес и габариты.

В настоящее время подходящим двигателем для этой цели является бензиновый авиационный мотор или дизель. Однако возможность замены газовой турбины двигателем внутреннего сгорания у воздушно-реактивных двигателей с большой тягой ограничена мощностью, весом и габаритами поршневых моторов.

В воздушно-реактивном двигателе с тягой 1000—1500 кг мощность, потребная для вращения компрессора, достигает величины 5000—8000 л. с. В этом случае авиационный мотор уже не может заменить газовую турбину из-за недостатка его мощности. Вес и габариты ВРД с авиационным мотором будут больше, чем с газовой турбиной, при любых тягах. Заменой газовой турбины авиационным мотором можно достигнуть у ВРД некоторого повышения КПД двигателя, так как эффективный КПД авиационного мотора несколько выше, чем эффективный КПД газотурбинной установки в целом. Раньше, при анализе схемы турбокомпрессорного ВРД, учитывался относительный КПД газовой турбины, а не эффективный КПД всей газотурбинной установки. Помимо увеличения КПД ВРД, замена газовой турбины на авиационный мотор исключает из конструкции двигателя такие ответственные и теплонапряженные детали, как газовую турбину и ее сопловой венец.

В воздушно-реактивном двигателе с авиационным мотором мощность мотора может или полностью передаваться на вращение компрессора, или распределяться между компрессором и винтом.

На рис. 60 приведена принципиальная схема воздушно-реактивного двигателя с авиационным мотором, в котором вся мощность мотора затрачивается на вращение компрессора. Впервые такая схема ВРД была предло-

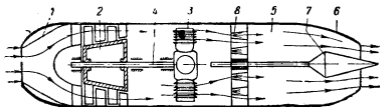


Рис. 60. Принципиальная схема ВРД с авиационным мотором:
1 — диффузор; 2 — компрессор; 3 — авиационный мотор; 4 — вал привода компрессора; 5 — камера сгорания; 6 — конфузор (сопло); 7 — конус для регулировки выходного отверстия конфузора; 8 — топливные форсунки

жена и осуществлена итальянским инженером Кампини. Двигатель Кампини был установлен на самолете Капрони-Кампини (см. рис. 3).

Работа двигателя протекает в такой последовательности. Наружный воздух, пройдя диффузор, поступает в компрессор, где он дополнительно поджимается. После компрессора часть воздуха отводится на питание поршневого мотора, а основная его масса (после охлаждения мотора) поступает в камеру сгорания ВРД, где производится сжигание топлива. Процесс сгорания топлива идет при постоянном давлении. Из камеры сгорания горячие газы истекают через конфузор в атмосферу. В камеру сгорания могут отводиться также и выхлопные газы из поршневого мотора.

• Основным недостатком подобной схемы двигателя является ее конструктивная сложность вследствие наличия такого сложного и громоздкого агрегата, как авиационный мотор.

На рис. 61 изображена принципиальная схема воздушно-реактивного двигателя с авиационным мотором и винтом, в котором на вращение компрессора идет только часть мощности мотора. Последовательность про-

цессов в этом двигателе такая же, как и в двигателе, изображенном на рис. 60.

Работа собственно ВРД при схеме двигательной установки, показанной на рис. 61, может быть или непрерывной, — тогда его тяга все время дополняет тягу винта, или периодической, — когда ВРД используется только в нужные моменты в качестве ускорителя для получения большей скорости полета самолета.

При отсутствии подачи топлива в камеру сгорания ВРД (рис. 61) компрессор обязательно должен вращаться

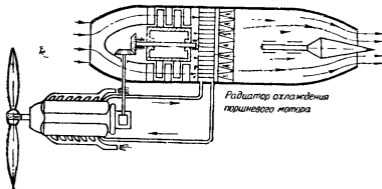


Рис. 61. Принципиальная схема ВРД с авиационным мотором и винтом

и прогонять воздух через туннель для охлаждения радиатора поршневого мотора. В случае же использования для привода компрессора ВРД авиационного мотора воздушного охлаждения радиатор будет отсутствовать, и тогда при неработающем ВРД компрессор может быть полностью отключен от мотора.

Такая схема двигателя по сравнению со схемой, показанной на рис. 60, имеет два больших преимущества, заключающихся в том, что при равной мощности авиационных моторов она обеспечивает получение большей тяги на взлете и возможность экономичных полетов самолета на крейсерских скоростях при выключенном ВРД.

2. ТЕПЛОЙ ЦИКЛ. СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ. ТЯГА

Рассмотрим тепловой цикл ВРД с авиационным мотором. На рис. 62 в координатах pV приведена диаграмма цикла этого двигателя при установке радиатора после компрессора.

По линии ac происходит сжатие воздуха за счет скоростного напора (ac') и в компрессоре ($c'c$). По линии cz' происходит подогрев воздуха в радиаторе, сопровождающийся падением давления, определяемым сопротивлением радиатора. По линии $z'z$ происходит подвод тепла в камере сгорания. Линия ze характеризует расширение продуктов сгорания в конфузоре двигателя до атмосферного давления, и линия ea характеризует теплообмен истекающего газа с окружающей средой. Скорость истечения продуктов сгорания из этого двигателя будет определяться работой истечения, эквивалентной, в отличие от турбокомпрессорных ВРД, уже площади $12cz'zeac'$, так как здесь сжатие воздуха в компрессоре происходит не за счет энергии продуктов сгорания, а за счет мощности, развиваемой авиационным мотором. Если бы сжатие воздуха в ВРД с авиационным мотором происходило за счет энергии продуктов сгорания, то скорость истечения определялась бы только площадью $acz'ze$ без площади $c'12c$, которая эквивалентна энергии, затрачиваемой на сжатие и нагнетание воздуха в двигатель компрессором.

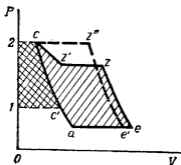


Рис. 62. Диаграмма цикла ВРД с авиационным мотором (при установке радиатора после компрессора)

Если обозначить работу расширения газа в теоретическом цикле $12z''e'ac'$ через $L_{эл.р.}$, а потери, сопровождающие протекание процессов в реальном двигателе, учесть коэффициентом η_r , то скорость истечения продуктов сгорания из двигателя можно подсчитать из следующего соотношения, отнесенного к 1 кг воздуха

$$\frac{w^2}{2g} = L_{эл.р.} \eta_r,$$

откуда скорость истечения будет равна

$$w = \sqrt{2gL_{эл.р.}\eta_r}. \quad (81)$$

Тогда тяга, приходящаяся на 1 кг воздуха, будет равна

$$R_1 = \frac{1}{g} (w - v) = \sqrt{\frac{2 L_{зд.р} \eta_{тр}}{g}} - \frac{v}{g}. \quad (82)$$

Из диаграммы (рис. 62) видно, что работа расширения продуктов сгорания ($L_{зд.р}$), а следовательно, и тяга, приходящаяся на 1 кг воздуха, определяемая формулой (82), будет возрастать с увеличением степени сжатия $\left(\frac{P_c}{P_a}\right)$ и температуры газов в конце процесса сгорания.

При степени сжатия воздуха и температуре газов в конце сгорания в ВРД с авиационным мотором, равным степени сжатия и соответствующей температуре в турбокомпрессорном двигателе, скорость истечения продуктов сгорания из двигателя с авиационным мотором будет больше, за счет энергии, эквивалентной площади $c^2/2c$. Поэтому для обеспечения достаточно высокого значения полетного КПД двигателя степень сж. т.е. воздуха в ВРД с авиационным мотором должна быть несколько ниже, чем у турбокомпрессорного двигателя.

3. полный кпд

Полный КПД этого двигателя определяется по общей формуле

$$\eta = \frac{R_1 v}{112A} = \frac{Rv}{Q/A},$$

т. е. как отношение полезной работы, совершаемой двигателем, используемым в виде движителя самолета, к затраченному теплу.

Здесь Q — тепловая энергия, расходуемая на подогрев воздуха в 1 сек.

При использовании авиамотора только для приведения во вращение компрессора количество затраченного тепла на создание тяги складывается из двух величин:

— тепла, подведенного к воздуху в камере сгорания ВРД;

— тепла, затраченного в авиационном моторе для получения мощности, идущей на вращение компрессора.

При частичной же затрате мощности авиационного мотора на вращение компрессора при подсчете подведенного тепла к воздуху необходимо также принимать во внимание и подвод тепла от радиатора и тепло, поступающее с выхлопными газами поршневого мотора, если они отводятся в камеру сгорания ВРД.

Для сравнительной оценки экономичности работы воздушно-реактивного двигателя как дополнительного двигателя к ВМГ можно написать полный КПД ВРД, исходя из следующих соображений. Обозначим работу поршневого мотора, затраченную на сжатие 1 кг воздуха в компрессоре ВРД, согласно диаграмме рис. 62, через L_{12cc} . Отняв от мотора работу L_{12cc} , мы тем самым уменьшим располагаемую работу винта на величину $L_{12cc}\eta_n$ (η_n — КПД винта). Вследствие сжигания топлива в камере сгорания ВРД и движения самолета ВРД за 1 сек. совершает работу R_1v (отнесенную к 1 кг воздуха).

Отсюда избыточная работа, совершаемая ВРД, будет равна

$$L_{изб} = R_1v - L_{12cc}\eta_n.$$

Для создания избыточной работы затрачено Q кал энергии топлива на подогрев воздуха в камере сгорания ВРД.

Таким образом, эффективность использования энергии топлива в ВРД можно оценить по значению отношения

$$\frac{L_{изб}}{\frac{1}{A} Q_{топл}},$$

которое и будет равно полному КПД ВРД.

Полный КПД ВРД с авиационным мотором, так же как и турбокомпрессорного двигателя, зависит от степени сжатия воздуха, от отношения температуры продуктов сгорания перед конфузуром к температуре наружного воздуха, КПД компрессора и мотора, а также от различных коэффициентов, характеризующих процесс прохождения воздуха через канал реального ВРД.

Если исходить только из условий экономичности работы ВРД, т. е. получения максимального значения полного КПД, то как степень сжатия, так и степень подо-

грева воздуха должны иметь вполне определенные значения, чтобы обеспечить наибольшее значение произведения эффективного КПД двигателя на полетный КПД, определяемый, как известно, соотношением скоростей истечения и полета. Однако при расчете двигателя целесообразно исходить не только из соображений экономичности, но также и из величины тяги, приходящейся на 1 кг воздуха, так как эта величина определяет расход воздуха, габариты двигателя и мощность, необходимую для приведения компрессора во вращение.

ГЛАВА ШЕСТАЯ

ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

1. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА

В пульсирующем воздушно-реактивном двигателе процесс сгорания происходит при постоянном объеме. Поджатие воздуха в этом двигателе может осуществляться либо только за счет скоростного напора, либо за счет

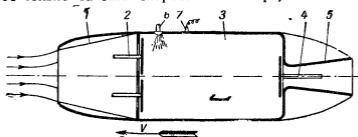


Рис. 63. Принципиальная схема пульсирующего ВРД с поджатием воздуха за счет скоростного напора:

1 — диффузор; 2 — клапаны входные; 3 — камера сгорания; 4 — клапан сопла; 5 — сопло Лавала; 6 — форсунка топливная; 7 — свеча зажигания

скоростного напора и дополнительного поджатия воздуха в компрессоре. На фиг. 63 приведена принципиальная схема пульсирующего ВРД с поджатием воздуха только за счет скоростного напора.

Работа пульсирующего ВРД протекает следующим образом.

Воздух, поджатый в диффузоре, поступает через передние клапаны в камеру сгорания двигателя; клапан сопла в это время закрыт (или закрывается к моменту заполнения камеры свежим воздухом).

Как только камера сгорания наполнится свежим воздухом, клапаны диффузора также закрываются, и камера сгорания становится совершенно изолированной от окружающей среды. В это время в камеру через систему форсунок впрыскивается топливо, затем производится воспламенение топливо-воздушной смеси с помощью электрической свечи. В результате сгорания топлива в камере возрастает давление, абсолютная величина которого зависит от состава смеси и степени предварительного поджатия воздуха. Так, например, при коэффициенте избытка воздуха, равном единице, давление в конце сгорания топлива должно увеличиться примерно в 8—9 раз по сравнению с начальным давлением в камере до вспышки.

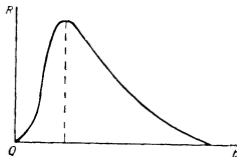


Рис. 64. Характер изменения реактивной тяги пульсирующего ВРД за один цикл

По окончании сгорания клапан сопла открывается, и продукты сгорания истекают в атмосферу, в результате чего создается тяга. Клапаны двигателя могут открываться как принудительно, так и автоматически.

По мере истечения продуктов сгорания давление и температура газа в камере сгорания понижаются. Скорость истечения газов из сопла и реактивная тяга за один цикл также меняются от нуля до максимального значения, а затем опять до нуля. По окончании полного истечения процессы следующего цикла повторяются в той же последовательности.

На рис. 64 показан характер изменения реактивной тяги по времени за один цикл пульсирования ВРД.

Так как максимальное давление в камере сгорания пульсированного ВРД может достигать значительной абсолютной величины и всегда отношение $\frac{P_0}{P_z} < \beta_k$ (см. рис. 13), то, несмотря на переменное давление в камере сгорания в процессе истечения, для расширения продуктов сгорания до атмосферного давления необходимо применять сопло Лавалю, за исключением специальных типов пульсированных двигателей.

Поскольку продолжительность сгорания топлива очень невелика и исчисляется тысячными долями секунды, то практически нет никакой необходимости ставить клапан на входе в сопло. В этом случае, при правильно подобранном критическом сечении сопла, процесс сгорания происходит почти при постоянном объеме.

На рис. 65 показана принципиальная схема пульсирующего ВРД с поджатием воздуха как за счет ско-

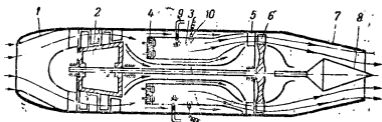


Рис. 65. Принципиальная схема турбокомпрессорного пульсирующего ВРД:

1 — диффузор; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — клапаны входные; 5 — сопловый аппарат турбины; 6 — газовая турбина; 7 — конфузор; 8 — конус конфузора; 9 — топливная форсушка; 10 — свеча зажигания

ростного напора, так и в компрессоре, приводимом во вращение газовой турбиной. Последовательность процессов в этом двигателе такая же, как и в двигателе, показанном на рис. 63.

В турбокомпрессорном двигателе происходят дополнительные процессы поджатия воздуха в компрессоре и частичное расширение продуктов сгорания в турбине.

2. ТЕПЛОВОЙ ЦИКЛ

Рассмотрим тепловой цикл пульсирующего ВРД, диаграмма которого в координатах pV представлена на рис. 66. Пульсирующий ВРД работает по циклу Гемфри. По линии ac происходит сжатие воздуха, по линии cz — повышение давления за счет сжигания топлива, по линии ze — процесс расширения продуктов сгорания до атмосферного давления и по линии ea — теплообмен между продуктами сгорания после истечения их из двигателя и внешней средой. Полезная работа истечения

газа в цикле Гемфри будет эквивалентна площади $acze$.

Если бы процесс сгорания топлива происходил при постоянном давлении p_c , то полезная работа цикла при той же степени сжатия была бы эквивалентна только площади $acze$. Таким образом, с термодинамической точки зрения цикл Гемфри эффективнее цикла Брайтона. Следовательно, воздушно-реактивный двигатель, работающий при постоянном объеме сгорания, более экономичен, чем воздушно-реактивный двигатель с постоянным давлением сгорания.

Из теории двигателей внутреннего сгорания известно, что при одинаковой степени сжатия двигатель, работающий по циклу Отто, более экономичен, чем двигатель, работающий по циклу Дизеля. Аналогичное же сравнение можно привести и в отношении циклов Гемфри и Брайтона для воздушно-реактивных двигателей.

Термический КПД цикла Гемфри в параметрах цикла можно представить в следующем виде

$$\eta_t = 1 - \frac{k}{\pi \cdot k} \cdot \frac{\lambda^{\frac{1}{k}} - 1}{\lambda - 1}, \quad (83)$$

где π — степень сжатия воздуха, $\frac{p_c}{p_a}$;

λ — степень повышения давления при сгорании,

$$\frac{p_z}{p_c};$$

k — показатель адиабат сжатия и расширения.

Таким образом, термический КПД цикла Гемфри зависит не только от π , но также и от количества подводимого в цикле тепла, которое определяет величину параметров λ и k .

С увеличением H_u будет возрастать степень повышения давления (λ), а следовательно и термический КПД цикла (η_t).

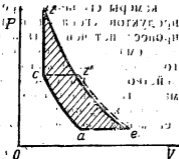


Рис. 66. Диаграмма цикла пульсирующего ВРД

8. ТЯГА ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД

Тяга пульсирующего ВРД может быть подсчитана по общей формуле, выражающей тягу воздушно-реактивных двигателей, если определить среднюю скорость истечения продуктов сгорания.

Найдем среднюю тягу пульсирующего ВРД за один цикл, без учета влияния на тягу скорости полета. Пусть из камеры сгорания через сопло происходит истечение продуктов сгорания в атмосферу. Если разбить весь процесс истечения газа за один цикл, совершающийся за время τ , на элементарные промежутки времени $\Delta\tau$, то за один промежуток времени $\Delta\tau$ на двигатель будет действовать импульс силы $R'\Delta\tau$, равный произведению массы газа, вытекающей за это время, на скорость его истечения w_b , принимаемую в течение промежутка $\Delta\tau$ за неизменную величину. Отсюда можно написать

$$R'\Delta\tau_i = \frac{\Delta G_i}{g} w_b$$

где ΔG_i — вес газов, вытекающих из сопла со скоростью w_i за промежуток времени $\Delta\tau_i$.

Если теперь просуммировать элементарные импульсы по всем промежуткам времени $\Delta\tau$, то получим общий средний импульс, действующий на двигатель за один цикл.

$$R'_{cp} \tau = \sum \frac{\Delta G_i}{g} w_i \quad (84)$$

Обозначая число циклов (вспышек) в двигателе за одну секунду через ν и перемножая правую и левую части формулы (84) на ν , получим средний импульс (тягу), действующий на двигатель в течение одной секунды (без учета влияния на тягу скорости полета)

$$R''_{cp} = R'_{cp} \nu \tau = \nu \sum \frac{\Delta G_i}{g} w_i \quad (85)$$

Если за один цикл из камеры сгорания двигателя вытекает G кг газа, то за ν циклов будет вытекать νG кг. Тогда полезную тягу пульсирующего ВРД, которую можно использовать для передвижения самолета, можно написать, принимая вес продуктов сгорания равным весу воздуха, в следующем виде

$$R = R''_{cp} - \frac{\nu G}{g} v$$

или окончательно

$$R = v \sum \frac{\Delta G_i}{g} \omega_i - \frac{vG}{g} v. \quad (86)$$

Если же учесть при подсчете полезной тяги также и вес расходуемого топлива, то формула (86) примет вид

$$R = v \sum \frac{\Delta G_{i \text{ газ}}}{g} \omega_i - \frac{vG_B}{g} v. \quad (87)$$

Эти формулы показывают, что для увеличения тяги пульсирующего ВРД весьма целесообразно повышать количество циклов за 1 сек.

Число циклов двигателя определяется его конструктивными особенностями, характеризующими время продувки и заполнения камеры сгорания свежим воздухом, время истечения продуктов сгорания, и, кроме этого, зависит от продолжительности процесса сгорания топлива.

Экономичность работы пульсирующих ВРД значительно выше экономичности ВРД с постоянным давлением сгорания. При поджатии воздуха только за счет скоростного напора удельный расход топлива на 1 кг тяги в час у пульсирующего ВРД примерно в $2^{1/2}$ раза меньше, чем у прямого ВРД, при скорости полета 500—700 км/час.

В конструктивном отношении пульсирующие ВРД сложнее двигателей с постоянным давлением сгорания, что, по всей вероятности, и служит основным препятствием к широкому их развитию.

4. ПРИМЕНЕНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ВРД

Во время второй мировой войны воздушно-реактивные пульсирующие двигатели применялись только на немецких самолетах-снарядах V-1.

На рис. 67 и 68 изображены общий вид и схематические разрезы некоторых узлов двигателя и самолета-снаряда V-1.

Двигатель представляет собой профилированную металлическую трубу, состоящую из передней цилиндрической части, являющейся камерой сгорания, задней выхлопной цилиндрической трубы открытого типа и средней конической части.

На входе в камеру сгорания установлена клапанная решетка для впуска воздуха, на которой размещены и

топливные форсунки. Клапаны решетки открываются и закрываются автоматически. Перед клапанной решеткой расположен входной диффузор. Электрическая свеча зажигания расположена в камере сгорания. Автомат питания двигателя топливом расположен в фюзеляже самолета-снаряда, сзади сферических баллонов с сжатым

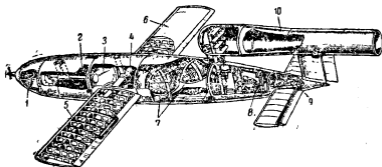


Рис. 67. Самолет-снаряд V-1:

- 1 — киль; 2 — взрывчатое вещество (около 1000 кг); 3 — бак для горючего; 4 — трубчатый лонжерон; 5 — штампованная стальная нервюра крыла; 6 — обшивка крыла; 7 — сферические баллоны для сжатого воздуха; 8 — автопилот; 9 — пневматический сервомеханизм управления рулями; 10 — пульсирующий ВРД

воздухом. Схему работы двигателя самолета-снаряда V-1 (рис. 68) упрощенно можно представить в следующем виде. При запуске в камеру сгорания через форсунки впрыскивается топливо, которое воспламеняется электрической свечой. Вследствие резкого увеличения давления газов при вспышке клапаны входной решетки автоматически закрываются. Далее начинается расширение продуктов сгорания и интенсивное истечение их через выхлопную трубу. В конце расширения, когда давление в камере сгорания станет равным атмосферному, движущиеся по инерции в цилиндрической трубе газы, вследствие большой скорости их движения, создадут разрежение в камере сгорания, т. е. действие газов будет аналогично движению поршня в направлении истечения газов. Под влиянием разрежения в камере сгорания, а в полете и скоростного напора, клапаны входной решетки автоматически открываются, и происходит наполнение камеры свежим воздухом. В момент наполнения камеры туда автоматически впрыскивается топливо, которое воспламеняется уже как от горячих газов, остав-

шихся в двигателе, так и от его нагретых стенок. При последующей вспышке клапаны опять закрываются, и процесс далее повторяется, как описано выше.

Более строгое объяснение процессов, происходящих в двигателе самолета-снаряда V-1, может быть дано

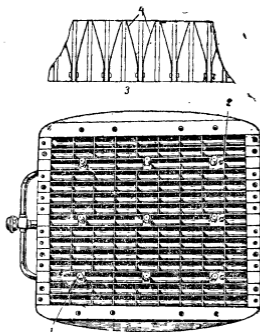


Рис. 68. Общий вид и разрез клапанной решетки пульсирующего ВРД самолета-снаряда V-1:

1 — топливные форсунки; 2 — воздушные форсунки; 3 — разрез клапанной решетки; 4 — клапанные пластинки

с помощью волновой теории, однако мы на этом останавливаться не будем, так как это выходит за рамки настоящей работы. В двигателе за 1 сек. происходит от 45 до 50 циклов, развиваемая им тяга равна примерно 250—300 кг. В качестве топлива используются низкие сорта бензина.

Дальность полета самолета-снаряда порядка 250 км; максимальная скорость 600—640 км/час; высота полета до 3000 м.

КРАТКИЙ БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ

1. Кулагин И. И., Тепловые процессы в реактивных двигателях, Оборонгиз, 1939 г.
 2. Стечкин Б. С., Теория воздушно-реактивных двигателей. Конспект лекций, изд. ВВА им. Жуковского, 1945 г.
 3. Макаров Б. В., Варшавский Г. А., К вопросу об определении оптимальных условий работы воздушно-реактивного двигателя непрерывного действия, ТВФ № 6, 1940 г.
 4. Проф. Уваров В. В., Газовые турбины, ОНТИ — НКАП, 1935 г.
 5. Зенгер Е., Техника ракетного полета, ОНТИ — Укр. ССР, 1936 г.
 6. Инж. Глушко В. П., Жидкое топливо для реактивных двигателей, изд. ВВА, 1936 г.
 7. Шюле В., Техническая термодинамика, т. 1 и 2.
 8. Морис Руа, О полезном действии и условиях применения ракетных аппаратов, ОНТИ, 1936 г.
 9. Проф. Дудаков В. И., Основы теории воздушно-реактивного двигателя непрерывного действия, Оборонгиз, 1938 г.
 10. Цандер Ф. А., Проблема полета при помощи реактивных аппаратов, ОГИЗ, 1932 г.
 11. Проф. Абрамович Г. Н., Расчет воздушно-реактивного двигателя, ТВФ № 3, 1942 г.
 12. Юрьев Б. Н., Экспериментальная аэродинамика, часть I, ОНТИ—НКАП, 1936 г.
 13. Поликовский В. И., Толстов А. Н., Газотурбинный реактивный двигатель ЮМО-004, ТВФ № 10, 1945 г.
 14. Константинов, Исторические сведения о введении и употреблении ракет, 1855 г.
 15. Циолковский К. Э., Избранные труды.
 16. Рынин, Ракеты-двигатели прямой реакции, 1929 г.
-

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	Стр. 3
-----------------------	-----------

ГЛАВА ПЕРВАЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. Краткая история развития реактивной техники	5
2. Физические основы реактивного движения и типы реактивных двигателей	11

ГЛАВА ВТОРАЯ

ЖИДКОСТНЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЖРД)

1. Принципиальная схема ЖРД	20
2. Тепловой цикл ЖРД. Термический КПД	22
3. Скорость истечения продуктов сгорания	25
4. Сопло Лаваля	30
5. Тяга. Мощность ЖРД. Сравнение с ВМГ	32
6. Индикаторный КПД	40
7. Эффективный КПД	42
8. Полетный и полный КПД	44
9. Давление и температура в камере сгорания	48
10. Горючие и окислители для ЖРД	50
11. Применение ЖРД	54

ГЛАВА ТРЕТЬЯ

ПРЯМОТОЧНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ПВРД)

1. Общие сведения	59
2. Принципиальная схема ПВРД	59
3. Тепловой цикл. Термический КПД	64
4. Теоретическая скорость истечения	68
5. Эффективный КПД	69
6. Тяга и полный КПД	71
7. Расход топлива. Коэффициент избытка воздуха	75
8. Сравнение ПВРД с ВМГ	77

ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

ТУРБОКОМПРЕССОРНЫЕ ВОЗДУШНО- РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

	Стр.
1. Принципиальная схема турбокомпрессорного ВРД	80
2. Тепловой цикл турбокомпрессорного ВРД	86
3. Эффективный КПД	90
4. Скорость истечения. Тяга двигателя	92
5. Полный КПД	94
6. Характеристики турбокомпрессорного ВРД. Сравнение с БМГ	96
7. Принципиальные схемы турбокомпрессорных ВРД	101
8. Применение турбокомпрессорных ВРД	104

ГЛАВА ПЯТАЯ

ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ С АВИАЦИОННЫМИ МОТОРАМИ

1. Принципиальная схема	107
2. Тепловой цикл. Скорость истечения. Тяга	109
3. Полный КПД	111

ГЛАВА ШЕСТАЯ

ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

1. Принципиальная схема	114
2. Тепловой цикл	116
3. Тяга пульсирующего ВРД	118
4. Применение пульсирующих ВРД	119
<i>Краткий библиографический указатель</i>	<i>122</i>

