**Реактивные двигатели**

Реактивный двигатель - двигатель, создающий необходимую для движения силу тяги посредством преобразования исходной энергии в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела. Рабочее тело (разогретый поток продуктов горения) с большой скоростью истекает из сопла двигателя и вследствие закона сохранения импульса появляется реактивная сила, толкающая двигатель в противоположном направлении. Для разгона рабочего тела может использоваться как тепловой нагрев, так и другие физические принципы (ионный двигатель, фотонный двигатель). Реактивный двигатель сочетает в себе собственно двигатель с движителем, то есть обеспечивает собственное движение без участия промежуточных механизмов. Существует два основных класса реактивных двигателей: воздушно-реактивные двигатели -тепловые двигатели, рабочее тело которых образуется при реакции окисления горючего вещества кислородом воздуха. ракетные двигатели- содержат все компоненты рабочего тела на борту и способны работать в безвоздушном пространстве. Ракетные двигатели в зависимости от вида топлива (твёрдого или жидкого) подразделяются на пороховые и жидкостные. Двигатели первого типа используют твёрдое топливо, имеющее в своём составе необходимый для горения кислород. Топливом для жидкостных реактивных двигателей служат: водород и соединения водорода с углеродом; твёрдые металлы с малой атомной массой (литий, бор) и их соединения с водородом. В качестве окислителей используют жидкий кислород, перекись водорода, азотная кислота. Схема жидкостного реактивного двигателя показана на рис.1. Жидкое топливо и жидкий окислитель подаются в камеру сгорания 2 при помощи питательных насосов 1. Топливо сгорает при постоянном давлении (что является наиболее простым) при открытом сопло 3. Газообразные продукты сгорания, расширяясь в сопло и вытекая из него с большой скоростью, создают необходимую для движения летательного аппарата силу тяги.



# Рис. 1 Схема жидкостного реактивного двигателя



Рис. 2. Цикл жидкостного реактивного двигателя (р-v диаграмма )

реактивный двигатель

Так как в рассчитываемых двигателях и топливо и окислитель подаются в камеру сгорания в жидком виде, то вместо предварительного сжатия газообразной рабочей смеси или воздуха, как это имело место в двигателях внутреннего сгорания и газотурбинных установках, сжатие и нагнетание рабочих веществ происходит в жидкой фазе. Цикл жидкостного реактивного двигателя в р-v диаграмме изображён на рис. 2. Линия 1-2 соответствует процессу сжатия (нагнетания) жидких компонентов. Ввиду малого объёма жидкости по сравнению с объёмом продуктов сгорания и малой сжимаемости жидкости, нагнетание можно считать изохорным процессом, совпадающим на графике с осью ординат. Линия 2-3 представляет собой процесс подвода теплоты (сгорание топлива) при постоянном давлении. Линия 3-4 обозначает адиабатное расширение продуктов сгорания в сопле. Изобарный процесс 4-1, условно замыкающий цикл, соответствует охлаждению продуктов сгорания, выброшенных из сопла в окружающую среду. Работа (удельная) адиабатного расширения газообразных продуктов сгорания l = i3 - i4 (кДж/кг). Подведённая в цикле теплота, равная теплоте сгорания топлива при постоянном давлении, составляет

q1 = i3 - i2 = (i3 - i1) - ( p2 - p1 ) · v1. (1)

Если пренебречь работой, затрачиваемой на привод жидкостных насосов lн = ( p2 - p1 ) · v1, то коэффициент полезного действия: ηt = (i3 - i4)/( i3 - i1). Так как процесс расширения газа в сопле 3-4 является адиабатным (изоэнтропным), то i3 - i4 = ½ (w42- w32). Скорость газов w3 на выходе из камеры сгорания сравнительно мала, поэтому с небольшой погрешностью термический кпд можно считать равным

ηt = (w42/2q1 ) (2)

Давление в камере сгорания жидкостного реактивного двигателя обычно составляет 20-25 бар, а скорость истечения газа w4 колеблется в пределах 2100-2400 м/сек. Достоинствами жидкостного реактивного двигателя являются: независимость его работы от состояния окружающей среды, возможность полётов в безвоздушном пространстве, полная независимость тяги от скорости полёта и, следовательно, возрастание мощности с увеличением скорости полёта, простота конструкции и малая удельная масса ( масса установки на 1 кг тяги ). Недостатками жидкостных реактивных двигателей являются: сравнительно низкий к.п.д, а так же необходимость иметь на корабле не только большие запасы топлива, но и окислителя.

Воздушно-реактивные двигатели в зависимости от способа сжатия воздуха, поступающего из атмосферы в камеру сгорания, разделяют на бескомпрессорные (сжатие воздуха происходит только вследствие скоростного напора воздушного потока) и компрессорные. Бескомпрессорные в свою очередь делятся на прямоточные (сгорание топлива при постоянном давлении) и пульсирующие (сгорание топлива при постоянном объёме). Летательные аппараты такого типа предварительно нужно разгонять с помощью стартовых реактивных двигателей, а так же специальных катапульт. Схема воздушного реактивного двигателя для сверхзвуковых скоростей полёта и характер изменения давления и скорости газового потока внутри двигателя показаны на рис.3.



Рис. 3 Схема прямоточного воздушно реактивного двигателя для сверхзвуковых скоростей полёта

В сечении 1 воздух поступает в канал двигателя со сверхзвуковой скоростью. Состояние воздуха в сечении 1 совпадает с состоянием атмосферного воздуха на данной высоте. Для осуществления сжатия воздуха, движущегося со сверхзвуковой скоростью, канал должен сначала суживаться, а затем расширяться в направлении потока.

В соответствии с этим канал воздушно-реактивного двигателя на участке I -II суживается; скорость потока на этом участке уменьшается до звуковой, а давление увеличивается до критического значения Ркр. В расширяющейся части канала (участок II-III), являющейся диффузором, происходит дальнейшее уменьшение скорости потока и увеличение давления воздуха. В сечении III сжатие заканчивается; поток воздуха в этом сечении обладает минимальной скоростью. На участке III-IV (камера сгорания двигателя)происходит сгорание впрыскиваемого топлива с выделением тепла q1. После сечения IV газ расширяется и скорость потока возрастает. Так как поток на выходе из камеры сгорания дозвуковой, то канал двигателя вначале суживается (участок IV -V), а затем расширяется (участок V-VI). В сечении V поток имеет скорость звука С, соответствующую параметрам газа в этом сечении. В расширяющейся выходной части сопла происходит дальнейшее уменьшение давления от критического в сечении V до давления окружающей среды Р0 в сечении VI. Соответственно скорость возрастает от звуковой в сечении V до сверхзвуковой в сечении VI. Теоретический цикл ВРД представлен в р-v диаграмме на рис.4. Линия 1-2 соответствует процессу сжатия набегающего потока воздуха в диффузоре при движении летательного аппарата с большой скоростью, линия 2-3 изобарическому процессу подвода теплоты при сгорании топлива, линия 3-4 адиабатическому расширению продуктов сгорания в сопле, линия 4-1 охлаждению удалённых в атмосферу продуктов сгорания.

Как видно из рис. 4, ВРД со сгоранием топлива при р = соnst работает по такому же циклу, как и ГТУ с изобарическим сгоранием топлива. Соответственно этому термический к.п.д цикла ВРД с подводом теплоты при р = соnst:

ηt = 1 - 1/ λ (γ -1)/ γ (λ= Р1/Р2, - степень увеличения давления воздуха в диффузоре, γ = 1,4 - показатель адиабаты)



Рис. 4. Цикл прямоточного ВРД

Эту формулу можно преобразовать в:

ηt = (w4 2 - w1 2 ) /2 q1 (3)

Здесь w4 скорость газов на выходе из сопла, а w1 - скорость набегающего потока воздуха. Преимущества ПВРД состоит в простоте конструкции и его малой массе. Используются в качестве вспомогательных для достижения самолётом больших скоростей полёта. Наиболее распространённым типом компрессорных ВРД является турбореактивный двигатель, широко применяемый в настоящее время в скоростной авиации. Схема турбореактивного двигателя приведена на рис.5. В этом двигателе предварительное сжатие воздуха осуществляется как в результате скоростного напора, так и при помощи осевого компрессора 2, приводимого в движение газовой турбиной 4(с которой он имеет общий вал). Набегающий поток воздуха в диффузоре 1 несколько тормозится, вследствие чего давление воздуха повышается. Из диффузора воздух подаётся для дальнейшего сжатия в компрессор 2, а из него - в камеру сгорания 3, в которую подаётся и жидкое топливо. Топливо теоретически должно сгорать при постоянном давлении, однако из-за потерь давление вдоль камеры несколько падает. Горячие газы из камеры сгорания поступают в газовую турбину, где, расширяясь, производят полезную работу, затрачиваемую на привод компрессора

При выходе из турбины газообразные продукты сгорания попадают в реактивное сопло 5, в котором происходит дальнейшее их расширение и преобразование потенциальной энергии давления в кинетическую. Давление газа при этом уменьшается до атмосферного, а скорость газа значительно возрастает, в результате чего возникает реактивная тяга.



Рис. 5. Схема турбореактивного двигателя

Теоретический цикл турбореактивного двигателя (рис.6) аналогичен циклу прямоточного ВРД и состоит из тех же самых процессов.



Рис. 6.

Различие заключается в том, что в турбореактивном двигателе необходимое сжатие воздуха обеспечивается компрессором ( в ПВРД оно достигается за счёт одного скоростного напора). Термический к.п.д ТРД определяется формулой

ηt= 1- 1/ λ (γ -1)/ γ (4) Здесь λ = Р2/ Р1 - степень повышения давления.. Двухконтурный турбореактивный двигатель

 </wiki/%D0%A4%D0%B0%D0%B9%D0%BB:Turbofan\_operation\_(num).>

Рис. 7. Схема ТРДД с малой степенью двухконтурности.

- Вентилятор. 2 - Компрессор низкого давления. 3 - Компрессор высокого давления. 4 - Камера сгорания. 5 - Турбина высокого давления. 6 - Турбина низкого давления. 7 - Сопло. 8 - Вал ротора высокого давления. 9 - Вал ротора низкого давления.

ТРД наиболее активно развивались в качестве двигателей для всевозможных военных и коммерческих самолетов до 70-80-х годов XX века. В настоящее время ТРД потеряли значительную часть своей ниши в авиастроении, будучи вытесненными более экономичными двухконтурными ТРД (ТРДД). Область применения ТРДД Можно сказать, что с 1960-х и по сей день, в самолетном авиадвигателестроении - эра ТРДД. ТРДД различных типов являются наиболее распространенным классом ВРД, используемых на самолетах, от высокоскоростных истребителей-перехватчиков с ТРДДФсм с малой степенью, до гигантских коммерческих и военно-транспортных самолетов с ТРДД с высокой степенью двухконтурности

 </wiki/%D0%A4%D0%B0%D0%B9%D0%BB:Su-27\_low\_pass.jpg>

Рис.8. Самолет Су-27 с двумя ТРДДФ



Рис.9. Снимки ПАК ФА на старте и в полёте

Из последних разработок российских учёных и конструкторов следует отметить двигатель «117С», установленный на самолёте пятого поколения ПАК ФА - Перспективный авиационный комплекс фронтовой авиации -, первый полет которого произошел 29 января 2010 года, оснащен двумя двигателями "117С". Двигатели отличаются от предшественников увеличенной тягой и ресурсом. Они обеспечивают истребителю сверхманевренность. К уникальным особенностям самолета относятся также малая заметность и возможность длительного сверхзвукового полета.

В настоящее время только у одной страны мира - США - есть на вооружении истребители пятого поколения - F-22 Raptor. Причем их производство уже прекращено, поскольку каждый обходится в 140 миллионов долларов.

Следует понимать, что Т-50 это не только боевой самолет, но и инвестиции в технологии и инженерию, которые имеют большое значение для развития российской промышленности. Это будет иметь экономическое значение не только для России, но и для будущих клиентов Су-50, которые таким образом будут в состоянии избежать военных конфликтов путем создания потенциала эффективного сдерживания. Например, две эскадрильи таких истребителей, поступивших на вооружение ВВС Ирана, развеют все иллюзии насчет израильского удара по этой стране.

Литература

1. Теплотехника - Баскаков А.П. 1991г.

. Теплотехника - Крутов В.И. 1986г.

. Теплотехника, теплогазоснабжение и вентиляция - Тихомиров К.В. 1981г.57.

. Теплотехнические измерения и приборы - Преображенский В.П.1978г.