

Перспективы Совершенствования И Развития Силовых Установок Для Дозвуковых, Сверхзвуковых И Гиперзвуковых Летательных Аппаратов

Б. Т. Соатов¹

Аннотация: В данной статье перечислены преимущества и требования применения перспективных силовых установках на самолетах нового поколения. При этом двигатели были теоретически проанализированы с научной точки зрения. Проблемы при создании двигателей нового поколения достаточно проанализированы.

Ключевые слова: компрессор, удельной массы, пульсирующие детонационные двигатели, ракетно-турбинные двигатель, удельный расход топлива, температура, авиационный двигатель.

Перспективы развития существующих типов авиационных ГТД (с точки зрения теории авиационных двигателей) состоят в дальнейшем повышении параметров их рабочего процесса, снижения габаритов и удельной массы, снижение заметности и улучшения экологических параметров (шума и выброса вредных веществ).

Повышение максимально допустимой температуры газов перед турбиной обеспечивается, главным образом, за счет применения новых схем охлаждения лопаток и в том числе «проникающего охлаждения», подобного пористому охлаждению, которое известно из теории турбин. У двигателей четвертого поколения, как известно, температура $T_{Г\max}^*$ достигает $\approx 1600^\circ\text{К}$. У готовящихся к производству двигателей пятого поколения она составит примерно 1750°К . А у двигателей шестого поколения предполагается поднять её до $1900^\circ \dots 2100^\circ\text{К}$. Опытные разработки лопаток турбины, выдерживающих такую температуру разрабатывается некоторых ОКБ.

Увеличение расчетной степени повышения давления в компрессоре должно сопровождать увеличении температуры газов перед турбиной. Поэтому у двигателей 5-го поколения расчетные значения π_k^* возрастут до $30 \dots 40$, а у 6-го поколения могут достичь $45 \dots 50$. Но при этом для того, чтобы масса и стоимость изготовления компрессора не получили существенного увеличения, число ступеней в каскадах компрессора предполагается существенно снизить за счет увеличения окружных скоростей и увеличения коэффициента нагрузки μ_k .

Снижение удельной массы двигателей будет достигнуто при этом как за счет возрастания $T_{Г}^*$, так и за счет снижения числа ступеней в каскадах компрессора и турбины. У ТРДДФсм 4-го поколения удельная масса составляет примерно $0,012\text{ кг/Н}$, у двигателей 5-го поколения она будет порядка $0,01\text{ кг/Н}$, а у двигателей 6-го поколения может достичь $0,006 \dots 0,008\text{ кг/Н}$.

Снижения уровня выброса вредных веществ, образующихся в результате неполного сгорания топлива и некоторых побочных реакций, должно быть достигнуто за счет совершенствования организации процесса горения топлива в камерах сгорания ГТД. При этом нормы допустимого

¹ Старший преподаватель кафедры Институт военной авиации Республики Узбекистан



уровня выброса этих веществ периодически ужесточаются международной организацией ИКАО.

Снижение тепловой заметности двигателей может быть достигнуто как за счет снижения «дымности» выходящей из двигателя струи газов (так как продукты полного сгорания CO_2 и H_2O имеют малую степень черноты), так и за счет применения выходных устройств такой формы, которая делает менее видимыми через них элементы горячей части двигателя.

Уровень шума, производимого двигателем в полете (и особенно на взлете), также ограничивается для гражданских и военно-транспортных самолетов нормами ИКАО. Он значительно снижается в ТРДДсм по сравнению с ТРДД без смешения потоков. Поэтому двигатели со смешением потоков за турбиной находят все более широкое применение. Кроме того, для снижения шума могут использоваться гофрированные сопла (для ускорения смешения реактивной струи с окружающим воздухом), а для уменьшения шума вентилятора – значительное увеличение осевого зазора между РК и НА вентилятора и шумопоглощающие покрытия в воздухозаборнике.

Решение всех этих задач предполагает с целью снижения потребного объема опытно-конструкторских разработок и испытаний применение методов **математического моделирования** пространственного течения вязкого газа и других протекающих в элементах двигателей процессов путем численного решения уравнений Навье-Стокса (с учетом турбулентности), уравнений теплопередачи, кинетики химических реакций и т.п. с помощью современных ЭВМ.

Разработка новых типов авиационных ГТД.

В планах развития авиационных силовых установок важное место занимают поисковые исследования **новых схем двигателей**, которые обеспечили бы дальнейший прогресс развития авиации в направлении повышения экономичности и расширения диапазона скоростей и высот полета ЛА.

В связи со значительным усложнением и удорожанием существующих авиационных двигателей становится актуальной проблема разработки двигателей, использующих новые физические принципы организации рабочего процесса в них и позволяющих обеспечить высокую экономичность при сравнительно простой конструкции. К их числу относятся прежде всего **пульсирующие детонационные двигатели (ПудД)**.

Как известно, пульсирующие ВРД применялись немцами еще во время второй мировой войны на самолетах-снарядах «Фау – 1», бомбардировавших Лондон. Но они имели низкие удельные параметры, малый ресурс и очень большой уровень шума. Однако, работая по циклу, близкому к циклу Хемфри (сгорание топлива при $V = \text{const}$), они в принципе могут иметь при прочих равных условиях существенно более высокий КПД, чем двигатели, работающие по циклу Брайтона. И вот, в результате ряда разработок проектов реактивных двигателей подобной схемы, но лишенных недостатков «Фау – 1» (в том числе и предложения основоположника теории ВРД Б.С. Стечкина) в последние годы ведутся экспериментальные исследования пульсирующего ВРД, объединяющего в себе работу по циклу, близкому к циклу $V = \text{const}$, и процесс горения в детонационной волне, что позволяет получить в камере сгорания небольших размеров высокие давления газов, сверхзвуковую скорость истечения и ультразвуковую частоту пульсаций, что обеспечивает высокую экономичность двигателя и отсутствие слышимого шума.

Другим перспективным направлением является разработка двигателей, которые обеспечили бы возможность полета при больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. (Гиперзвуковыми принято называть скорости полета, соответствующие $M_H = 5$ и более). Прямоточные (бескомпрессорные) ВРД имеют неплохие параметры при таких скоростях, но не могут самостоятельно разогнать до них ЛА. Определенные возможности в этом плане дает применение **комбинированных двигателей**. К их числу относятся турбопрямоточные (ТПД), ракетно-турбинные (РТД) и другие типы двигателей. Использование в одном двигателе двух различных



циклов и организация рационального энергообмена между циклами, а также адаптивное управление рабочим процессом могут обеспечить улучшение характеристик силовых установок в широком диапазоне скоростей и высот полета.

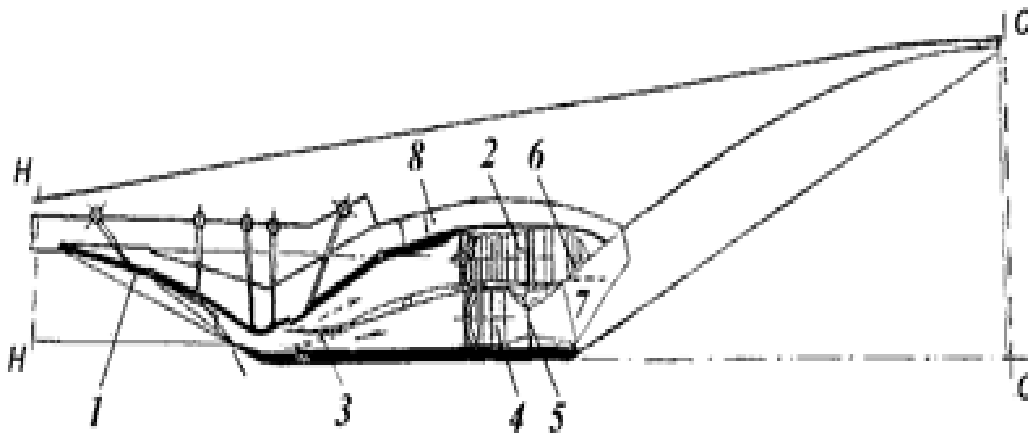


Рис. 1 Турбопрямоточные двигатель.

Турбопрямоточные двигатели сочетают в себе преимущества ТРДФ или ТРДДФ в диапазоне чисел M полета до $3,0...3,5$ с преимуществами ПВРД при $M_n > 3,0...3,5$, когда ГТД становятся неэффективными из-за существенного снижения производительности компрессора, вызванной снижением $n_{пр}$. Для этого они имеют два контура - турбореактивный и прямоточный (рис. 1).

После общего воздухозаборника воздух (с помощью поворотных створок) на взлёте и при разгоне ЛА до трансзвука направляется только к компрессору ТРДФ, а при дальнейшем разгоне переключается одновременно и на вход в камеру сгорания расположенного рядом ПВРД. При дальнейшем разгоне до $M_n \approx 3,0...3,5$ оба контура работают одновременно, а затем контур ТРДФ полностью перекрывается. За форсажной камерой ТРДФ или за камерой сгорания ПВРД продукты сгорания (также через створки) направляются в общее реактивное сопло.

Ракетно-турбинные двигатели сочетают элементы ГТД и ЖРД.

Напомним, что в ЖРД компоненты жидкого топлива (горючее и окислитель) с помощью насоса под высоким давлением подаются в камеру сгорания. При этом в обычном ЖРД коэффициент избытка окислителя α близок к единице, чем обеспечивается практически полное сгорание ракетного топлива и достигается весьма высокая температура продуктов сгорания (свыше 3000 К) что в сочетании с высоким давлением в камере позволяет получить весьма высокую скорость истечения газов из сопла.

В ракетно-турбинном двигателе, схема одного из вариантов которого изображена на рис. 2, горючее и окислитель подаются насосами 9 и 11 в камеру сгорания 2, подобную камере сгорания ЖРД. Эта камера сгорания играет роль газогенератора. Работая при значительном обогащении топливной смеси горючим, она выдает продукты сгорания, содержащие ещё большое количество способных гореть веществ и имеющие значительно более низкую температуру, чем в обычном ЖРД. Эти продукты сгорания поступают далее в турбину 3, вращающую компрессор 1, забирающий воздух через СВУ из атмосферы, сжимающий его (в дополнение к сжатию в СВУ) и подающий его далее в камеру сгорания 5, устроенную по типу форсажной камеры. В этой камере происходит дожигание оставшейся части несгоревшего ракетного топлива (поступающего через коллектор газовых форсунок 4) с использованием в качестве окислителя атмосферного воздуха, поступившего из компрессора.



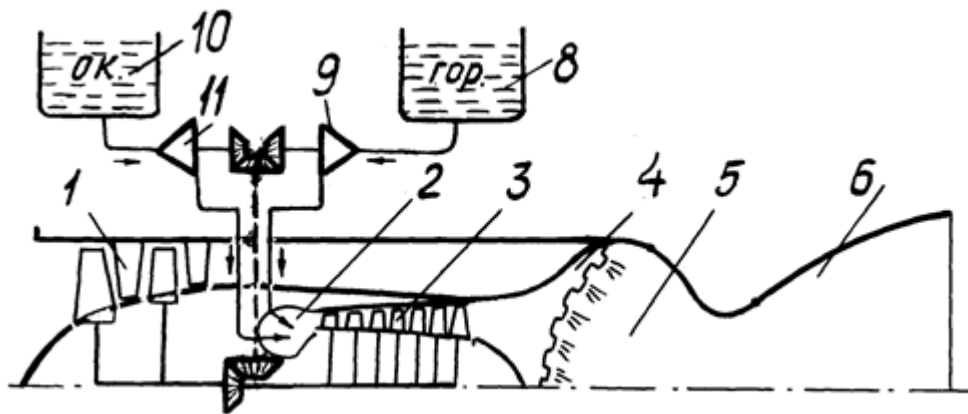


Рис. 2. Схема ракетно-турбинного двигателя

Преимущество РТД по сравнению с ТРДФ или ТРДДФ состоит в возможности получения значительно более высокой степени понижения давления в реактивном сопле, поскольку в воздушном контуре между компрессором и реактивным соплом нет турбины. За счет этого у РТД обеспечиваются существенно более высокие удельные тяги, особенно при больших скоростях полета, и они могут эффективно работать от взлета до чисел M полета порядка 6...7 и более.

Применение криогенных топлив и использование их хладоресурса.

Одним из важных направлений развития авиационных двигателей является переход к использованию в них криогенных топлив – сжиженного природного газа СПГ (состоящего, в основном, из метана) и жидкого водорода. Необходимость такого перехода обуславливается не только предстоящим истощением мировых запасов нефти и не только значительно более высокой экологичностью продуктов сгорания природного газа по сравнению с керосином (а продуктом сгорания водорода, как известно, вообще является абсолютно безвредный водяной пар), но и снижение удельного расхода топлива (вследствие их более высокой теплотворной способности H_u). Кроме того, криогенные топлива обладают значительным хладоресурсом. Температура кипения жидкого метана при нормальном давлении равна минус 162 °С, а жидкого водорода – минус 253°С

Перевод обычных ГТД на криогенные топлива требует только незначительной доработки камер сгорания. Еще в 70-х годах прошлого столетия совершил успешный полет самолет Ту-154 с ТРДД НК-8 и с баками (конечно, с очень мощной теплоизоляцией), заполненными жидким водородом.

Но использование хладоресурса может дать дополнительный эффект за счет установки в проточной части двигателя различных теплообменников, увеличивающих работу цикла ГТД (при данных значениях π и Δ), позволяющих увеличить температуру газов за счет улучшения охлаждения турбины и т.д.

Особое значение имеет применение криогенных топлив с большим хладоресурсом для силовых установок самолетов с большими сверхзвуковыми или гиперзвуковыми скоростями полета, так как полная температура воздуха на входе в двигатель достигает, например, при числе $M_H = 6$ на высоте $H = 30$ км, примерно 1700 К. И тогда без интенсивного охлаждения топливом многих элементов проточной части (включая использования теплообменников) создание надежной конструкции двигателя было бы невозможно.

Поэтому исследования и конструктивные разработки по применению криогенных топлив на различных типах ГТД, ТПД и т.д. являются одним из перспективных направлений развития авиационных двигателей.

Вывод

Экономическая, геополитическая и социальная ситуация в сегодняшнем быстро темпом развивающемся мире показывает, что каждое государство стремится построить свою мощную армию. Роль авиации в войнах и конфликтах в мире в последнее время неопределима. Основная



мощь современной авиации также зависит от двигателей летательных аппаратов. В этом отношении создание современных двигателей пятого и шестого поколения одна из главных задач конструкторов. К основным параметрами и требованиями, предъявляемых к ним при создании современных двигателей, относятся:

повышение максимально допустимой температуры газов перед турбиной;

увеличение расчетной степени повышения давления в компрессоре;

снижение удельной массы двигателей;

снижения уровня выброса вредных веществ;

снижение тепловой заметности двигателей;

применение криогенных топлив и использование их хладоресурса.

Перечень использованные литературы:

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей, часть 2. ВВИА, 2007.
2. Бакулев В.И., Голубев В.А., Нечаев Ю.Н. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. – М.: Изд-во МАИ, 2003.
3. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д. Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин.– М.: Машиностроение, 1995.
4. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Шулекин В.Т. Теория авиационных двигателей. – М.: Транспорт, 2000.
5. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 2002.
6. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей, часть 1. /Под редакцией Ю.Н. Нечаева. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2012

