

А.Н. ЖУКОВ

**АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ:
ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ И МОДЕЛИРОВАНИЯ
ВИРТУАЛЬНЫХ СТРУКТУР**

Статья предваряет цикл статей, посвященных тем разделам теории и проектирования авиационных двигателей, в которых они исследуются как целостные системы. Ключевыми являются проблемы формирования новых структур, взаимовлияния неформальных и формальных составляющих таких формирований.

**1. Кардинальные положения
формирований, моделирования**

Представляется основа исходной позиции намечаемых исследований.

- I. Схема, принципиальная схема, тип, основной тип* - термины машиностроения. В учебниках по теории воздушно-реактивных двигателей ВРД [1 - 3] главное внимание уделяется тем абстракциям-схемам (типам), которые воплощены в образцах ВРД массовой практики авиации. Отмечаются также предположительно перспективные типы (модификации основных типов) стадий предварительной разработки проектов. Ввод терминов «виртуальные структуры», «*виртуальные подтипы (типы)*» обусловлены стремлением обособить абстракции-подтипы, полученные применением принципов формирования и моделирования, от представленных в массовой печати, но пока не воплощенных в реальных изделиях инновационных типов ВРД.
- II.* Появление новой рациональной структуры ВРД – весьма редкое событие. Обычно новая предположительно рациональная схема зарождается в ходе сложного ресурсоемкого процесса практической разработки представителя известной принципиальной схемы – «завязке» проекта, детализации подсистем и моделирования их возможностей на подробных уровнях описаний, в построениях и испытаниях опытных образцов, коррекциях проекта по результатам испытаний, учете ограничений обновляющейся технологии серийного производства. Т.е., практическое проектирование – это движение от известной абстракции к производству и испытаниям нового, охватываемого этой абстракцией изделия, а приоритетный аспект генерации новой схемы – движение от испытаний конкретных вариаций изделия промышленной базы и имитационного моделирования к предельным абстракциям двигателестроения.
- III.* Появление новой структуры может восприниматься результатом эвристических заключений, не связанных с практикой проектирования. Но такая связь имеется.
- IV.* Новая схема при подтверждении практикой двигателестроения становится рациональной схемой.
- V.* В началах теории ВРД основы производства тяги представляются идеальными термодинамическими циклами, одномерными установившимися движениями идеального газа (нулевой уровень описаний теории). Модели идеальных процессов являют собой стержень иерархии моделей функционирования ВРД.
- VI.* В началах теории ставятся и решаются задачи поиска оптимальных представителей нескольких традиционных типов. Оптимальные решения в идеале служат ориентирами детализации конструкций, оптимальные значения величин - начальными приближениями численных методов решения задач практического проектирования.
- VII.* Влияние оценок возможностей предельных абстракций на процесс «практика двигателестроения → новая схема» значительно.

Предлагается известные методы проектирования дополнить методами, в которых ***движения проекта могут начинаться от абстракций, сформированных***

***вне практического проектирования; виртуальные абстракции формируются
методами нулевого уровня описаний теории ВРД и
проектирования сложных технических изделий [4 - 9].***

Первый аргумент в пользу такого дополнения - уменьшение ресурсоемкости генерации структур на несколько порядков.

Кратко суть намечаемой формализации выражается следующим образом: совокупность процедур предельно абстрагированной сферы – это сколок математического обеспечения практического проектирования ВРД сильно уменьшенного масштаба. Основы процедур являют собой следующее.

1. Упрощения конструкций, аппроксимаций функционирования объединяются термином «идеальная термореактивная система». Первые типы таких систем - предельные абстракции типов практики авиации, они - корневые прототипы, их эффективные (оптимальные) представители определяются по векторному критерию *термореактивная эффективность* (компоненты - тяга, либо удельная тяга и импульс тяги по тепловой энергии топлива). Отмечается: в совокупность прототипов желательное включение, исследование в идеале всех известных подтипов.
2. Системы неравенств, ограничивающих допустимые множества представителей типов, подтипов, границы областей применения в идеале корректируются соответственно обновлениям технологий производства. Специфика идеального функционирования позволяет множества эффективных *по Парето* представителей типов, подтипов выразить семействами оптимальных представителей по одному критерию оптимальности – удельная тяга (тяга). Вторая составляющая - импульс тяги по тепловой энергии топлива – переводится в разряд параметров семейства.
3. По результатам анализа возможностей прототипов, требований практики, ожидаемых достижений теории и практики в смежных областях науки и техники вырабатывается основной замысел корректив, формируется исходный вариант схемы. При повторном исполнении пункта вносятся коррективы в предыдущий вариант.
4. Формируются модель функционирования и система неравенств, ограничивающих допустимое множество представителей варианта подтипа. По критериям термореактивной эффективности находится семейство оптимальных решений, определяется область применения подтипа. Если она покрывает осязаемую часть области применения корневого прототипа и на этой части отношение тяги формируемого подтипа к тяге прототипа не меньше единицы, то схема признается рациональной схемой сферы теоретико-эвристических изысканий, вариант включается в совокупность прототипов. Если нет позитивного результата и нет возможностей рационального корректирования, то коррекция предыдущей итерации признается неудачной.
5. С учетом прогноза развития отрасли производится экстраполяция значений эмпирических коэффициентов теории ВРД в «виртуальную реальность». Анализируется влияние этих коэффициентов на критерии термореактивной эффективности. Выводятся сравнительные эвристические оценки веса, габаритов конструкций, других показателей совершенства ВРД. По совокупности оценок термореактивной эффективности, размеров областей применения, результатам эвристических сравнений по другим критериям и оценкам погрешностей сравнений принимается решение о переносе схемы из разряда «рациональные в сфере теоретико-эвристических изысканий» в разряд «рекомендуемые для практики проектирования».
6. В экспертных дополнениях учитывается быстро возрастающий уровень приоритета экологической безопасности функционирования авиации. Если ожидается хотя бы осязаемое уменьшение расхода топлива, то формирование признается рациональным даже при некотором негативном влиянии корректив на некоторые другие критерии совершенства. Правомерность такого акта обусловлена прямой зависимостью уровня экологической безопасности от уровня термореактивной эффективности.

Подчеркиваются важнейшие обстоятельства: фундаментом образования новых подтипов являются результаты формальных исследований идеальных систем; недостаток предельно абстрагированной сферы теории – абсолютные величины вычисляются с неприемлемо большими для практики погрешностями. Но теория ВРД – отраслевая составляющая науки, близость к практике предопределяет ее и основное назначение, и методы моделирования, именно:

теория есть инструмент построения реальных изделий;

преимущественная основа моделирования, продвижений проекта к изделию современного поколения – практика построений и эксплуатации образцов предыдущих поколений.

В этих условиях возврат к истокам теории, в частности, к *представлениям возможностей традиционных типов ВРД в идеале*, воспринимается надуманным актом, помехой в решении важных проблем двигателестроения. Действительно,

зачем при наличии развитой системы автоматизированного проектирования ВРД нужны возможные уточнения, возможно, иная расстановка акцентов над результатами исследований там, где значения кардинальных величин вычисляются с неприемлемо большой погрешностью?

почему один из подуровней первого уровня описаний, где с вводом эмпирических коэффициентов погрешности оказываются приемлемыми, не продуктивен в качестве места генерирования инновационных структур?

Целесообразность использования нулевого уровня описания в качестве места генерирования новых структур подтверждается следующими аргументами.

1). Проектирование сложной системы «ВРД» требует применения нескольких уровней описания. Агрегирование есть следствие невозможности удовлетворительного решения всех задач на одном подробном уровне, есть задачи, свойственные именно агрегированному уровню описания.

2). На нулевом уровне подробности описания являются помехой в решении ее задач. В частности, ввод в ее модели эмпирических коэффициентов означает применение численных методов решения задач, как правило, невозможность оценить всевозможные теоретически допустимые варианты двигателя в рамках рассматриваемой схемы.

3). Чем полнее раскрыто физическое содержание результатов применения формальных описаний в терминах величин первой степени существенности, тем выше вероятность генерации рациональной структуры.

4). Любая корректура, изменяющая модель нулевого уровня, нуждается в оценке на этом уровне.

5). В идеале имеется возможность целостного восприятия результатов моделирования на предельно широком множестве значений величин.

6). Решения большинства оптимизационных задач выражаются явными функциями от параметров этих задач, что позволяет формировать новые схемы без применения электронно-вычислительной техники.

7). Поскольку погрешности являются систематическими (независимо от структуры знак, порядок погрешностей неизменен), а исследования – предваряющими практическое проектирование, то *сравнительные* оценки оказываются приемлемыми для формирования *виртуальных схем*, а в ряде случаев – и для сферы практического проектирования.

8). Повторяется отмеченный выше аргумент – затраты на генерацию в сфере формирования виртуальных структур пренебрежимо малы.

Отмечается: в идеале

подходящая модель смешения газовых потоков не обозначена, модель функционирования представителей типов ВРД со смешением потоков не сформирована, ориентир построения рациональных образцов формально не определен;

подтипы с промежуточным охлаждением, с регенерацией тепла выхлопного газа формально не исследованы;

в априорных оценках перспектив разработки подтипов, как правило, точка определения локально-оптимальных представителей в сравнениях полагается точкой формирования остовов, результат сравнения экстраполируется на весь диапазон функционирования по температуре торможения набегающего на ВРД воздушного потока; автоматическое регулирование влияет на высотно-скоростные характеристики ВРД, а через них и на формирование остова образца тем существеннее, чем больше проектный диапазон по температуре торможения набегающего потока; нет моделей регулирования ВРД в проектном диапазоне.

Отмечаются дополнительные обстоятельства.

1. Определение оптимальных представителей подтипов целесообразно и тогда, когда решения не выражаются явными функциями от параметров оптимизационной задачи.

2. Информационное поле исходных данных сферы теоретических изысканий желательно пополнять описаниями всех известных подтипов, в том числе и тех, которые признаны бесперспективными, а также результатами сравнений всех типов, подтипов друг с другом.

3. При переходе в стадию «завязки» рабочего проекта все подтипы теряют статус рациональности. Априори только некоторые из них могут стать таковыми для практики. Например, значения отношений тяг представителей конкурирующих структур столь велико, что по сравнению с ним относительная погрешность сравнений в идеале пренебрежимо мала.

4. Причина отмены статуса рациональности - вместо автора экспертами становятся специалисты, ответственные за инициацию разработки проекта. Их риск, цена принятия ошибочного решения существенно возрастает, поскольку возможные в некоторых случаях недостаточная степень адекватности аппроксимаций реальности, субъективность оценок автора слагаются с возможными ошибочными оценками готовности экспериментально-промышленной базы к воплощению виртуальной структуры в изделии.

5. Следует ожидать: моделирование сути регулирования в идеале, учет его влияния на структуру, выбор рациональных вариантов поможет определиться в инициации разработки некоторых проектов без затратного моделирования.

6. По порядку изложения результатов исследований [10] может показаться, что замысел коррекции является ведущей составляющей рациональной трансформации прототипа. Но в итеративном процессе модель подтипа и его функционирования формируются по результатам предыдущих формальных сравнений, так что формальная и неформальная составляющие имеют равностепенное значение.

2. Возможные направления формирований

Отмечаются исследуемые направления совершенствования ВРД совершенствованием виртуальных структур.

В подтипах идеальных термореперативных систем исследуются варианты регенерации, смешения потоков.

Модели расширяются моделированием в идеале способов охлаждения потоков. В частности: охлаждения потоков ресурсом обтекающих поверхности летательного аппарата (ЛА) слоев атмосферы; охлаждения потоков ресурсом испарения жидкости.

Пополняются способы реализации частных процессов, состав задействованных в производстве реактивной силы видов энергии, схем потоков внутри ВРД. В частности:

- ◆ формируются абстракции с подсистемами дискретного политропического подвода тепловой энергии топлива, процедуры сравнения с типами ВРД непрерывного действия;
- ◆ исследуются перспективы трансформирования авиационного мотора в систему с осциллирующей подсистемой;
- ◆ исследуются возможности использования явления термоэлектричества в производстве реактивной силы;

◆ формируются, моделируется функционирование подтипов с вспомогательным контуром, в котором циркулирует аккумулярованный газ.

Развиваются направления формирования структур двигателя, в рамках которых можно повысить эффективность корневых законов регулирования. Модели расширяются учетом специфики кардинальных концепций проекта ЛА с широким проектным диапазоном. Регулирование в целом аппроксимирует регулирование максимальных режимов, конкуренты сравниваются в характерных точках диапазона. Ожидается: программы регулирования сферы формирования структур также будут стержнями иерархий программ регулирования разновидностей ВРД.

Суть первых виртуальных программ регулирования:

◆ Аэродинамическое сопротивление ЛА максимально при расчетной максимальной скорости полета. Желательно ВРД развивал максимальную абсолютную тягу именно в этой точке. Но формирование остова при таких условиях вынуждает регулировать двигатель по закону неизменности приведенного числа оборотов ротора во всем диапазоне функционирования – тяга ВРД, «приведенного» в стартовые условия, оказывается сильно уменьшенной по сравнению с тем вариантом, остов которого формировался бы в точке взлета.

◆ Принимается: влияния регулирования на формирование остова, тягу можно аппроксимировать двумя процедурами.

◆ Формируются структуры, у которых в точке формирования остова уровень термореактивной эффективности хотя бы сколько-нибудь выше, чем у прототипа.

◆ Формируются структуры, позволяющие ввести в систему регулирования вспомогательные факторы. Цель ввода – повышение эффективности регулирования законом неизменности приведенного числа оборотов ротора, увеличение диапазона его применения.

◆ В первой процедуре остовы конкурентов формируются в точке с максимальной температурой торможения набегающего потока, «приводятся» в точку с пониженной температурой торможения и там сравниваются по тяге. Процедура предназначена для оценки возможностей ВРД тех концепций проекта ЛА, в которых допускается применение вспомогательных средств обеспечения взлета.

◆ Во второй процедуре регулирование конкурента, имеющего в первой процедуре превосходство по тяге при взлете, остается неизменным. Регулирование второго конкурента изменяется – в окрестности максимальной температуры торможения набегающего потока вводится участок регулирования по закону неизменности температуры газа на выходе из основной камеры сгорания. В результате значение его тяги при взлете увеличивается за счет уменьшения интервала регулирования по закону неизменности приведенного числа оборотов ротора. Затем выравниваются значения тяг конкурентов при взлете. Определяется точка переключения законов регулирования – точка формирования локально-оптимального остова второго конкурента; он приводится в точку с максимальной температурой торможения набегающего потока и там сравнивается по тяге с первым конкурентом. Процедура предназначена для оценки возможностей ВРД тех концепций проекта ЛА, в которых применение вспомогательных средств обеспечения взлета, например, ракетных ускорителей нежелательно.

◆ Выделяются два направления совершенствования ВРД как регулируемых систем. 1). Корректируются фрагменты схемы при неизменности схемы компрессора. Коррекции таковы, что в процессе функционирования они не влияют на состояние потока перед компрессором. 2). В прототип вводятся механизмы изменения состояния потока перед компрессором в процессе функционирования. Датчики состояния потока, по показаниям которых ограничивается расход топлива, описывают состояние непосредственно перед компрессором.

Рассматриваются возможности переноса некоторых конструктивных параметров соседнего, более подробного уровня описания в разряд существенных параметров максимально агрегированного уровня. В частности: исследуются регулирование площадей про-

тока газа в компрессоре поворотом лопаток и спрямляющего (направляющего) аппарата ступени, и рабочего колеса ступени.

Исследуется проблема моделирования влияния дроссельных режимов на формирование остова ВРД. Проблема имеет актуальное значение в проектировании двигательных установок дозвуковой массовой авиации.

Исследуется возможность расширения моделей в направлении более подробного описания связей с планером, возможность использования его свободных пространств в целях повышения эффективности функционирования ВРД.

3. Примеры моделирования, анализа

1. В рис. 1 представлена схема турбореактивного двигателя (ТРД) двухконтурного с отдельными потоками (ТРДД): 1 – воздухозаборник, 2 – вентилятор, 3 – компрессор, 4 – вал ротора, 5 – сопло внешнего контура, 6 – камера сгорания, 7 – турбина, 8 – сопло внутреннего контура, пунктирные линии – положения характерных сечений потока, обозначения сечений являются обозначениями состояний потока. На более подробном уровне описания, как правило, вентилятор, компрессор, турбина – это *осевые лопаточные машины*. В рамках сферы генерирования виртуальных структур они есть *подсистемы изотропного изменения состояния потока*, воздухозаборник, сопло – разновидности таких подсистем, вал ротора – разновидность механизма передачи механической энергии.

В предельных абстракциях в зависимости от целей исследования допускается: вырождение структуры в другую структуру; запрет вырождения. Вариант вырождения типа «ТРДД» в тип «ТРД» в конструктивном аспекте очевиден.

В формальных описаниях допускаются плавное, скачкообразное вырождение модели функционирования подтипа (типа) в другой подтип.

2. Эффективность терморективной системы «ВРД» определяется критериями

$$R, \quad J = R/E,$$

где R – тяга, J – импульс тяги по тепловой энергии топлива, E – расход тепловой энергии топлива. Специфика выражения критериев, моделирования связей «идеальная терморективная система подтипа» позволяют определить эффективное множество представителей этого подтипа следующим способом:

решается оптимизационная задача с критерием R и параметром E , определяется оптимальный представитель;

решается оптимизационная задача с критерием R и переменной E ;

решается оптимизационная задача с критерием J и переменной E ;

семейство оптимизационных задач с критерием R , с варьируемым в установленных пределах параметром E определяют эффективное множество представителей подтипа.

Отмечается: в рамках совокупности движений ЛА эффективное множество представителей ВРД является *локально-эффективным* множеством в фиксированной точке движения.

3. В модели функционирования ТРДД подвод тепла аппроксимирует изобарный процесс. Уравнения тяги, удельной тяги, неразрывности потоков, расхода тепловой энергии, превращения тепловой энергии в работу, распределения работы по контурам, условие обратимости цикла (его рабочее тело – газ камеры сгорания), законы сохранения энергии применительно к контурам в целом выписываются в виде

$$\begin{aligned} R &= B_K(V_C - V_H) + B_R(V_R - V_H), & R_{y\partial} &= R/B_H, \\ B_H &= B_B = B_K + B_R, & B_D &= B_R, & B_K &= B_\Gamma = B_T = B_C, \\ E &= c_p B_K(T_\Gamma - T_K), \end{aligned}$$

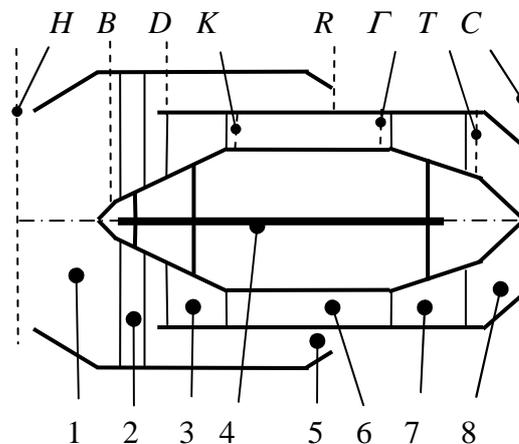


Рис. 1. Схема ТРДД

$$\begin{aligned}
A &= E - c_p B_K (T_C - T_H), \\
A_D &= c_p B_D (T_D - T_B), \\
(\oint \delta E/T) &= 0 \Rightarrow T_K/T_H = T_I/T_C, \\
B_K (V_C)^2/2 &= B_K (V_H)^2/2 + A - A_D, \quad B_R (V_R)^2/2 = B_R (V_H)^2/2 + A_D, \\
(V_H)^2/2 &= c_p (T_B - T_H),
\end{aligned}$$

где $R_{y\partial}$, B , V , c_p , T , A , A_D , δE – соответственно удельная тяга, расход газа, скорость, удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, абсолютная температура, расход механической энергии, расход механической энергии, передаваемой во внешний контур, элементарное приращение тепловой энергии в круговом процессе.

На величины налагаются ограничения-неравенства:

$$\begin{aligned}
E &> 0, \quad 0 < B_K \leq B_H \leq \infty, \\
T_H &\leq T_B < T_D < T_K \leq T_I \leq T_I^M,
\end{aligned}$$

где индексом M помечены максимально допустимые значения величин. Подчеркивается кардинальная существенность ввода в формальное описание ограничения $\leq T_I^M$:

T_I^M может быть обобщенной характеристикой совершенства совокупности газотурбинных двигателей разных поколений;

в общем случае T_I^M зависит от структуры подтипа;

в сравнениях представителей подтипа ограничение $\leq T_I^M$ означает их равенство по предельным возможностям.

Система соотношений будет описывать функционирование ТРД при $B_K = B_H$. В большинстве сравнений принимается: $T_{TRD}^M = T_{TRDD}^M$.

Вводятся безразмерные величины. Соотношения идеальной терморективной системы «ТРДД» принимают вид

$$\begin{aligned}
r_{y\partial} &= (v_C + m v_R)/(1 + m) - v_H, \quad j = r_{y\partial}/e, \\
e &= (\theta_I - \theta_K)/(1 + m), \\
a &= e - \theta_C + 1, \\
a_D &= m(\theta_D - \theta_B), \\
\theta_K &= \theta_I/\theta_C, \\
(v_C)^2 &= \theta_B + a - a_D, \quad (v_R)^2 = \theta_B + a_D, \\
(v_H)^2 &= \theta_B - 1, \\
e &> 0, \quad 0 \leq m \leq \infty, \\
1 &\leq \theta_B \leq \theta_D < \theta_K \leq \theta_I \leq \theta_I^M,
\end{aligned}$$

где $r_{y\partial}$, v , j , θ , e , m – соответственно безразмерные величины удельной тяги, скорости, импульса тяги по тепловой энергии топлива, температуры, расхода тепловой энергии топлива,

$$m = (B_H - B_K)/B_H,$$

m - степень двухконтурности.

Размерные величины определяются формулами

$$\begin{aligned}
R &= r_{y\partial} (2c_p T_H)^{1/2} B_H, \quad V_j = v_j (2c_p T_H)^{1/2}, \\
T_i &= \theta_i T_H, \quad E = e c_p T_H B_H.
\end{aligned}$$

4. Отмечаются результаты исследований типа «ТРД».

В задаче с критерием R и параметром E одна независимая переменная - θ_I . Первый ориентир детализации проектов: максимум тяги достигается при

$$\theta_I = \theta_I^0 = \theta_I^M,$$

где 0 – индекс оптимальной величины.

Ориентиры детализации проектов предельных возможностей по тяге:

$$\theta_I = \theta_I^0 = \theta_I^M, \quad \theta_K = \theta_K^0 = (\theta_I)^{1/2}, \quad e^0 = \theta_I^0 - \theta_K^0.$$

Импульс тяги по тепловой энергии топлива является монотонно убывающей функцией от тепловой энергии топлива. В задаче максимизации J по переменной E при $e = 0$ имеет место неопределенность вида 0/0. Условие достижения максимума

$$\lim_{e \rightarrow 0} j = j^0 = (1 - 1/\theta_T^M)/v_H$$

- формальный ориентир детализации проектов экономичных ТРД. Следует отметить, что устремление $e \rightarrow 0$ в размерных величинах при фиксированном значении $E > 0$ означает устремление $v_H \rightarrow \infty$.

В терминах феноменологической термодинамики выражение $1 - 1/(\theta_T - e)$ есть коэффициент полезного действия (КПД) цикла с изобарным подводом-отводом тепловой энергии. При $e \rightarrow 0$ его значение, значение степени повышения давления газа в компрессоре максимально. Применительно к практике двигателестроения это означает: максимум веса конструкции, потерь механической энергии в обеспечении такого сжатия. Пропорциональная зависимость j^0 от $1/v_H$ означает: негативные факторы устремления $e \rightarrow 0$ частично нивелируются при $v_H \rightarrow 0$.

5. В сфере построений структур важно иметь представление о влиянии разновидностей политропического процесса на критерии совершенства ВРД. С этой целью формируется гипотетический подтип одноконтурного двигателя с дискретным подводом тепловой энергии. Суть преобразования

«ТРД \rightarrow реактивно-поршневой двигатель (РПД)»

заключается в замене турбокомпрессора поршневой подсистемой и вводе ресиверов, нивелирующих колебания потока перед и за поршневой подсистемой. Условия подвода тепловой энергии, обратимости кругового процесса принимают вид

$$e = (\theta_T - \theta_K)/v, \quad \theta_C = (\theta_T/\theta_K)^{1/v},$$

где θ_K и θ_T - температуры газа в начале и в конце процесса подвода тепла в дискретной камере сгорания, $\theta_K \leq \theta_T \leq \theta_T^{МП}$, Π - индекс предельной температуры в дискретном процессе, v - показатель политропического подвода тепла, $v = c_p/c_n$, c_n - теплоемкость политропического процесса, $0 \leq v \leq \kappa$, κ - показатель изохорного подвода тепла. Уравнение тяги преобразуется к виду

$$r_{y\partial} = [\theta_B + e - (\theta_T/(\theta_T - ve))^{1/v}]^{1/2} - v_H.$$

При фиксированном значении e результат решения задачи $\max r_{y\partial}$:

$$\theta_T = \theta_T^0 = \theta_T^{МП}, \quad \theta_K^0 = \theta_T^0 - ve, \quad v = v^0 = 0,$$

$$r_{y\partial}^0 = \lim_{v \rightarrow 0} r_{y\partial} = [\theta_B + e - \exp(e/\theta_T)]^{1/2} - v_H.$$

Результат решения задачи $\max j$ по переменной e :

$$\max j = \lim_{e \rightarrow 0} j = j^0 = (1 - 1/\theta_T^{МП})/v_H.$$

Практика построения наземных поршневых двигателей показывает: $\theta_T^{МП}$ значительно больше θ_T^M . Выводы: стремление к реализации изотермического подвода тепла в двигателестроении целесообразно; стремление к расширению области применения поршневых подсистем в авиации целесообразно.

6. В ТРДД при фиксированных значениях e , θ_B , m , θ_T максимум удельной тяги достигается при равенстве скоростей истечения газов из сопел. Выражение $r_{y\partial}$ принимает вид

$$r_{y\partial}^0_{\text{ТРДД}}(v_C = v_R) = [e + \theta_B - (m + \theta_T/(\theta_T - e))/(1 + m)]^{1/2} - v_H.$$

7. Рассматривается ТРДД со смешением потоков (ТРДДсм, рис.2, где 1 - камера смешения). Основа производства тяги ТРДДсм выражается стандартными циклами при условии: смешение происходит при равенстве давлений заторможенных потоков,

$$p_D = p_T = p_S \Rightarrow T_D/T_H = (T_K/T_H)/(T_T/T_T).$$

Величины процесса связываются обратимостью корневого цикла с рабочим телом - газом основной камеры сгорания:

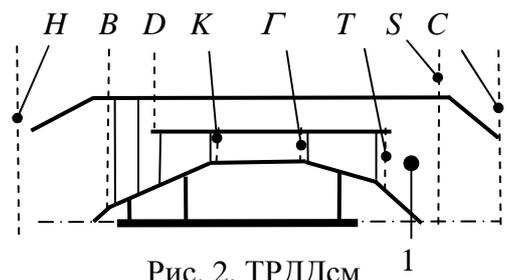


Рис. 2. ТРДДсм 1

$$\oint \delta E/T)_k = 0 \Rightarrow T_K/T_H = (T_I/T_T)(T_S/T_C),$$

где δE - элементарное приращение тепловой энергии в круговом процессе, k - индекс корневого цикла.

Соотношения системы «ТРДДсм» принимают вид

$$\begin{aligned} r_{y\delta} &= v_C - v_H = (\theta_S - \theta_C)^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}, \\ e &= (\theta_I - \theta_K)/(1+m), \quad m\theta_D + \theta_I = (1+m)\theta_S, \\ \theta_D - \theta_B + (\theta_K - \theta_D)/(1+m) &= (\theta_I - \theta_T)/(1+m), \\ \theta_D &= \theta_K\theta_I/\theta_T, \quad \theta_K = (\theta_I/\theta_T)(\theta_S/\theta_C). \end{aligned}$$

Пусть $\theta_S, \theta_C, \theta_D, \theta_T$ - зависимые переменные. С их исключением выражение тяги принимает тот же вид, что и $r_{y\delta}^0$ ТРДД:

$$r_{y\delta}^{\text{ТРДДсм}}(p_D = p_T = p_S) = [e + \theta_B - (m + \theta_I/(\theta_I - e))/(1+m)]^{1/2} - v_H.$$

Формулируется утверждение - равенство давлений заторможенных потоков в смешении есть условие оптимальности функционирования ТРДДсм в идеале. Его можно вывести из содержательного аспекта оптимизационной задачи. Например, пусть при формировании остова в вентиляторе ведомый поток сжимается до давления, меньшего давления потока на выходе из турбины. В таком случае возможны следующие варианты.

1. Смешение аппроксимирует последовательность частных процессов:

- 1.1. изоэнтروпийное расширение ведущего потока, затем – его изобарное охлаждение;
- 1.2. изоэнтропийное сжатие ведомого потока, затем – его изобарный подогрев.

В этом случае термодинамическая эффективность циклов будет такой же, как и при априорной фиксации равенства давлений газов смешиваемых потоков. Но если бы в модели функционирования ТРДДсм моделировалась зависимость веса конструкций подсистем от величин состояний газов в циклах, то вес вентилятора и турбины несколько бы уменьшился.

2. Смешение аппроксимирует иная последовательность частных процессов:

- 2.1. изобарное охлаждение ведущего потока, затем – его изоэнтропийное расширение;
- 2.2. изобарный подогрев ведомого потока, затем – его изоэнтропийное сжатие.

В этом случае уровень эффективности производства тяги несколько понизится, так как тепловая энергия будет передаваться от потока с большей величиной давления потоку с меньшей величиной давления.

3. Смешение аппроксимирует политропический процесс.

Здесь уровень эффективности производства тяги займет промежуточное положение между уровнями-результатами вариантов 1, 2, т.е., и в этом случае более высокий уровень эффективности достигается при равенстве давлений газов смешиваемых потоков.

Отмечается: при сильных отклонениях расчетных от нерасчетных условий функционирования целесообразен ввод механизмов, демпфирующих эти отклонения. Целесообразность обуславливается повышением эффективности использования энергии топлива при крейсерских режимах движения, уровня экологии эксплуатации авиации.

- ◆ Если температура, скорость потока существенно больше температуры, скорости другого потока, то уровень эффективности смешения может быть повышен теплообменом перед смешением. Произойдет выравнивание скоростей, потери механической энергии от трения уменьшатся.
- ◆ Если давление газа в потоке значительно больше давления газа в другом потоке, то вводом разделяющей потоки перед смешением стенки, способной изменять площади потоков под воздействием перепада давлений, можно повысить уровень эффективности смешения.

Литература

1. *Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И. и др.* Теория и расчет воздушно - реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1987.
2. *Акимов В.М., Бакулев В.И., Горбунов Г.М. и др.* Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975.
3. *Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А. и др.* Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: МАИ, 2003.
4. *Моисеев Н.Н.* Математические задачи системного анализа. М.: Наука, 1981.
5. *Краснощёков П.С., Петров А.А.* Принципы построения моделей. М.: Изд-во МГУ, 1983.
6. *Краснощёков П.С., Морозов В.В., Фёдоров В.В.* Декомпозиция в задачах проектирования // Изв. АН СССР. Сер. Техническая кибернетика, 1979, № 2.
7. *Краснощёков П.С., Морозов В.В., Фёдоров В.В.* Последовательное агрегирование в задачах внутреннего проектирования технических систем // Изв. АН СССР. Сер. Техническая кибернетика, 1979, № 5.
8. *Краснощёков П.С., Фёдоров В.В., Савин Г.И., Флёров Ю.А.* Автоматизация проектирования сложных объектов машиностроения // Автоматизация проектирования. 1996. № 1.
9. *Краснощёков П.С., Фёдоров В.В., Флёров Ю.А.* Элементы математической теории принятия проектных решений // Автоматизация проектирования. 1997. № 1.
10. *Жуков А.Н.* О виртуальной структуре двигателя для сверхзвуковой авиации. ВЦ РАН, 2013.