

**РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР**

СООБЩЕНИЯ ПО ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКЕ

А.Н. ЖУКОВ

**О ВИРТУАЛЬНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ
ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ АВИАЦИИ**

**ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР ИМ. А.А. ДОРОДНИЦЫНА
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
МОСКВА 2013**

УДК 621.45:519. 816:629.782.03

Ответственный редактор
доктор физ.-матем. наук, чл.-корр. РАН
Ю.А. Флёров

Рассматриваются модификации двухконтурного газотурбинного двигателя с дополнительной камерой сгорания между ступенями турбины. Формируется система сопоставлений модификаций с прототипом. Показывается высокий уровень перспективности практической разработки виртуальных структур.

Ключевые слова: модификации воздушно-реактивных двигателей, коррекция схемы двухконтурного прототипа, идеальная термореактивная система, локально-оптимальный представитель типа, регулирование в широком диапазоне по температуре торможения набегающего потока.

Рецензенты: *А.Б. Петровский,*
Л.Л. Вышинский

Научное издание

ФГ БУН

© Вычислительный центр им. А.А. Дородницына РАН, 2013

ВВЕДЕНИЕ

Предлагаемые вниманию читателей исследования являются продолжением исследований в направлении, представленном в работе «О виртуальной структуре двигателя для сверхзвуковой авиации» [1].

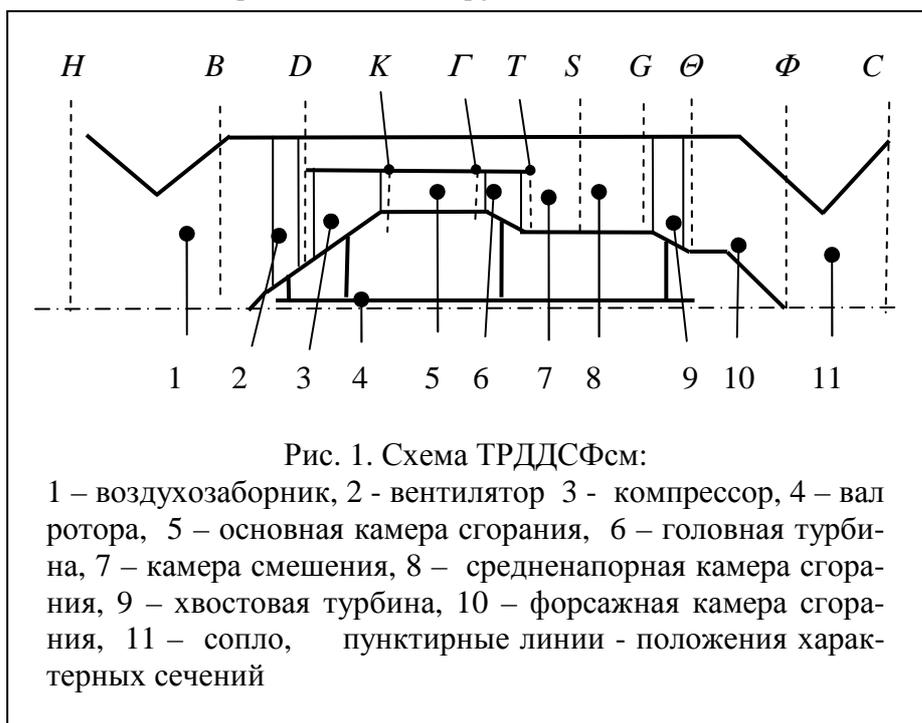
Анализируются возможности виртуального подтипа воздушно-реактивных двигателей (ВРД), прототипом которого является тип «турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФ) двухконтурный со смешением потоков (ТРДДФсм)». Коррекция структуры прототипа заключается в разделении его турбины на две турбины и установке между ними камеры смешения и еще одной дополнительной камеры сгорания. Подтип называется тут «ТРДДФсм со средненапорной камерой сгорания и смешением перед ней потоков (ТРДДСФсм)» (рис. 1). Анализируются также отдельные аспекты возможностей второго подтипа, отличающегося от первого тем, что потоки смешиваются перед форсажной камерой сгорания. В затрагиваемых здесь проблемах регулирования прототип, виртуальные подтипы достаточно полагать одновальными вариантами.

Обозначается исходная позиция исследований.

- ⊙ Актуальность исследований в данном направлении обуслов-

лена тем, что в современных условиях есть такие концепции проектов летательных аппаратов (ЛА), в рамках которых двухконтурный вариант ВРД эффективнее своего одноконтурного прототипа.

- ⊙ В начальном разделе общей теории ВРД [2 - 4] ставятся и решаются задачи поиска оптимальных представителей нескольких традиционных типов. Оптимальные условия функционирования в идеале служат ориентирами рациональной детализации инновационных конструкций подсистем на более подробных уровнях описаний.
- ⊙ Определение оптимальных представителей любой виртуальной, предположительно рациональной структуры желательно. Анализ их условий оптимальности способствует генерации более совершенных структур. При принятии в практическую разработку виртуального подтипа его условия оптимальности в идеале будут служить ориентирами рациональной детализации агрегатов, начальными приближениями численных методов решения задач проектирования.
- ⊙ Условия оптимальности нулевого уровня описаний – это условия локальной оптимальности. В априорных оценках перспектив практической разработки виртуальных подтипов, как правило, точка определения локально-оптимальных представителей в сравнениях полагается точкой формирования остовов, результат сравнения экстраполируется на весь диапазон функционирования по числу Маха полета ЛА (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 диапазон по числу Маха полета.
- ⊙ В идеальных представлениях нет моделей функционирования ВРД, регулируемых в расчетном диапазоне по числу Маха полета. Следует ожидать, что моделирование сути регулирования в идеале, учет его влияния на выбор рациональных представителей типов поможет определиться в инициации практического проектирования виртуальных подтипов без затратного моделирования.

В исследованиях моделируется идеальное функционирование прототипа, подтипов, ставятся и решаются задачи поиска локально-оптимальных вариантов этих разновидностей ВРД. В[1] отмечалось, что при отношениях температур торможения набегающего потока, газа перед турбиной, газа за форсажной камерой сгорания к температуре атмосферы соответственно равных 3, 8, 10 трансформация ТРДФ \Rightarrow ТРДСФ (одноконтурные прототипы рассматриваемых типов) увеличивает удельную тягу в 1,03 раза. Преобразование ТРДДФсм \Rightarrow ТРДДСФсм при равенстве расходов газа через первый и второй контуры (степень двухконтурности = 1) дает увеличение в 1,04 раза.

Моделируется функционирование регулируемых ТРДДФсм, ТРДДСФсм, воздействие ограничений регулирования на формирование рациональных представителей типов на нулевом уровне описаний. Полагается, что в двигателестроении суть проблемы сравнений возможностей регулируемых двухконтурных систем представима в двух процедурах сравнений. В отношении вышеприведенного примера формализованная процедура сравнений 7 дает следующие результаты.

- 7 Максимальная тяга представителей ТРДДФсм, ТРДДСФсм - рекордистов по удельной тяге при максимальном числе Маха полета будет ограничиваться на всем интервале по числу Маха условием неизменности отношения температуры газа на выходе из основной камеры сгорания к температуре торможения набегающего потока (по иному – законом регулирования $n_{np} = const$, где n_{np} – приведенное число оборотов ротора). При нулевом значении числа Маха температура на выходе из основной камеры уменьшится в 3 раза.
- 7 При приводе сравниваемых ВРД по условиям подобия температур газа в основной и средненапорной камерах сгорания в условия с нулевым значением числа Маха отношение тяг от 1,03 увеличивается до 1,26.
- 7 Имеется принципиальная возможность увеличения температуры газа перед хвостовой турбиной до значений, больших значений температуры перед головной турбиной, которые определяются условием $n_{np} = const$. Увеличение будет происходить при неизменности состояния потока от входа в ТРДДСФсм до входа в 1-й сопловой аппарат головной турбины. С увеличением расхода тепловой энергии в пространстве, ограниченном узкими протоками головной и хвостовой турбин, давление газа будет увеличиваться, работа головной турбины уменьшаться. Баланс работ лопаточных машин достигается варьированием состояния газа на выходе из хвостовой турбины (варьированием площадей протока газа в сопле).
- 7 Наличие второго контура в ТРДДСФсм ограничивает возможность увеличения температуры газа в средненапорной камере сгорания. Очевидный примерный вариант коррекции осевого вентилятора позволяет ввести четвертый (вторым является расход топлива в форсажной камере сгорания, третьим – расход топлива в средненапорной камере сгорания) позволяет устранить ограничение. Протекающий в средненапорной камере процесс можно регулировать условием неизменности абсолютной температуры газа перед хвостовой турбиной ($T_G = const = T_G^M$, где T_G - температура газа перед хвостовой турбиной (см. рис.1), индексом M помечено расчетное максимальное значение) вместе с обеспечением равенства давления воздуха во втором контуре давлению газа перед хвостовой турбиной.

- 7 Вывод средненапорной камеры сгорания с режима подобия в максимальный режим функционирования увеличивает отношение тяг от 1,26 до 1,72.

Процедурой сравнений 2 оценивается влияние ограничений взлета на состояния функционирования ТРДДФсм, ТРДДСФсм при расчетном максимальном числе Маха полета ЛА.

- 2 Задается проектное число Маха полета ЛА. Зависимость максимальной удельной тяги регулируемого ТРДДСФсм от температуры торможения набегающего потока определяется так же, как и в процедуре 1. Определяется максимальная удельная тяга при нулевом значении числа Маха набегающего потока.
- 2 Применяется комбинированный закон регулирования подачи топлива в основной камере сгорания прототипа - ТРДДФсм. В окрестности максимального числа Маха набегающего потока применяется закон $T_T = const$, где T_T – температура перед турбиной. Его применение позволяет уменьшить диапазон регулирования законом $n_{np} = const$ и тем самым увеличить максимальную удельную тягу при нулевом значении числа Маха набегающего потока. Определяется точка переключения условий $n_{np} = const$, $T_T = const$ из условия равенства значений удельных тяг прототипа, ТРДДСФсм при нулевом числе Маха набегающего потока.
- 2 Точка переключения условий $n_{np} = const$, $T_T = const$ полагается точкой формирования локально-оптимального прототипа.
- 2 Вычисляется отношение тяг определенных таким образом вариантов ТРДДСФсм, ТРДДФсм при максимальном числе Маха набегающего потока. В продолжение примера отношение тяг становится значительно больше, чем 2,63 – результата сравнения одноконтурных вариантов из [1].

1. Модели функционирования, сравнения в локальных условиях

1.1. Основные соотношения

Обозначаются характерные сечения ТРДДСФсм (рис. 1): H – перед двигателем в невозмущенной атмосфере; B – перед вентилятором, D - перед компрессором; K – перед основной камерой сгорания; T - перед головной турбиной; T – перед камерой смешения; S - перед средненапорной камерой сгорания; G – перед хвостовой турбиной; Θ - перед форсажной камерой сгорания; Φ – перед соплом; C – в срезе сопла.

Течения газов полагаются одномерными установившимися, газы - идеальными с постоянными теплоемкостями. В сечениях « $B - \Phi$ » поток полагается идеально заторможенным, процессы сжатия-расширения – изэнтропийными процессами, процессы подвода-отвода тепла – изобарными процессами, расширение в сопле – расширением до атмосферного давления, расход топлива полагается пренебрежимо малой величиной по сравнению с расходом воздуха.

Уравнения тяги (по параметрам внутреннего процесса), расхода тепловой энергии, сохранения энергии при смешении, баланса работ лопаточных машин имеют вид

$$R = B(V_C - V_H) = B\{[2c_p(T_\Phi - T_C)]^{1/2} - [2c_p(T_B - T_H)]^{1/2}\},$$

$$E = E_T + E_G + E_\Phi = c_p[B_K(T_T - T_K) + B(T_G - T_S + T_\Phi - T_\Theta)],$$

$$(B - B_K)T_D + B_K T_T = B T_S,$$

$$B(T_D - T_B) + B_K(T_K - T_D) = B_K(T_T - T_T) + B(T_G - T_\Theta),$$

где R , V_i , T_i , B , – соответственно тяга, скорость, абсолютная температура, расход газа, $i = H, B, D, K, T, S, G, \Theta, \Phi, C$, c_p – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, E – расход тепловой энергии топлива.

Задаются условия смешения: равенство давлений газов на выходе из вентилятора, на выходе из головной турбины, на выходе из камеры смешения,

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

где p – давление. Условия позволяют представить термодинамическую основу модели двумя обратимыми циклами, величины газодинамического процесса связать обратимостью корневого цикла (его рабочее тело – газ основной камеры сгорания):

$$\oint \delta E/T)_k = 0 \Rightarrow T_K/T_H = (T_T/T_T)(T_G/T_\Theta)(T_\Phi/T_C),$$

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

На величины налагаются ограничения-неравенства:

$$\begin{aligned} E > 0, 0 < B_K \leq B, T_H \leq T_B \leq T_B^M < T_T^M, \\ T_B \leq T_D < T_K < T_T \leq T_T^M, T_S \leq T_G \leq T_G^M, T_\Theta \leq T_\Phi \leq T_\Phi^M, \\ \max [T_T^M, T_G^M] \leq T_\Phi^M, \end{aligned}$$

где индексом M помечены максимально допустимые значения величин.

Система соотношений будет описывать функционирование прототипа (ТРДДФсм), если из нее исключить величины T_G, T_Θ подстановкой $T_G = T_\Theta$ оставшиеся величины пометить индексом, указывающим на прототип.

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

$$\begin{aligned} r_{y\partial} &= v_C - v_H = (\theta_\Phi - \theta_C)^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}, \\ e &= (\theta_T - \theta_K)/(1+m) + \theta_G - \theta_S + \theta_\Phi - \theta_\Theta, \\ m\theta_D + \theta_T &= (1+m)\theta_S, \\ \theta_D - \theta_B + (\theta_K - \theta_D)/(1+m) &= (\theta_T - \theta_T)/(1+m) + \theta_G - \theta_\Theta, \\ \theta_D &= \theta_K\theta_T/\theta_T, \\ \theta_K - (\theta_T/\theta_T)(\theta_G/\theta_\Theta)(\theta_\Phi/\theta_C) &= 0, \\ e > 0, 0 < m, 1 \leq \theta_B \leq \theta_B^M < \theta_T^M, \\ \theta_B \leq \theta_D < \theta_K < \theta_T \leq \theta_T^M, \theta_S \leq \theta_G \leq \theta_G^M, \\ \theta_\Theta \leq \theta_\Phi \leq \theta_\Phi^M, \max [\theta_T^M, \theta_G^M] &\leq \theta_\Phi^M, \end{aligned}$$

где $r_{y\partial}, v_j, \theta_j, e, m$ – соответственно безразмерные величины удельной тяги, скорости, температуры, относительного количества тепла, степень двухконтурности, $m = (B - B_K)/B$. Размерные величины определяются формулами

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

1.2. Локальная оптимизация,

сравнения семейств оптимальных представителей типов

Вся совокупность величин классифицируется следующим образом: $r_{y\partial}$ – единый критерий; a – вектор параметров (параметров семейства локально-оптимальных представителей типа «ТРДДСФсм»), $a = (\theta_B, \theta_T^M, \theta_G^M, \theta_\Phi^M, m)$; x – вектор переменных, $x = (e, \theta_K, \theta_T, \theta_G, \theta_\Theta, \theta_\Phi, \theta_C)$. Ставится задача: найти

$$\text{Arg max}_{x \in X} r_{y\partial}(a, x), \quad \max_{x \in X} r_{y\partial}(a, x),$$

где X – множество допустимых значений x , задаваемое вышеприведенными ограничения-неравенствами.

Задача разрешается явно методом исключения зависимых переменных. Величины $\theta_K, \theta_T, \theta_G, \theta_\Theta, \theta_\Phi$ полагаются независимыми переменными. С исключением θ_C подстановкой его выражения в выражение тяги последнее трансформируется в выражение

$$r_{y\partial} = [\theta_\Phi(1 - \theta_T\theta_G/(\theta_K\theta_T\theta_\Theta))]^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2};$$

последняя зависимая переменная – θ_Θ – исключается подстановкой

$$\theta_\Theta = (\theta_T - \theta_T - \theta_K + \theta_K\theta_T/\theta_T)/(1+m) + \theta_G - \theta_K\theta_T/\theta_T + \theta_B.$$

Максимум $r_{y\partial}$ достигается при условиях

$$\begin{aligned} \theta_T^0 &= \theta_T^M, \quad \theta_G^0 = \theta_G^M, \quad \theta_\Phi^0 = \theta_\Phi^M, \\ \theta_T^0 &= \theta_K^0 = \{-3\theta_T + [(3\theta_T)^2 + 8m(\theta_T^2 + \theta_T(\theta_G + \theta_B)(1+m))]\}^{1/2}/(4m), \end{aligned}$$

где индексом ⁰ помечены оптимальные величины.

Как видно, при $m = 0$ имеет место неопределенность θ_K^0 вида $0/0$. Вычисление предела при $m \rightarrow 0$ дает результат

$$\lim_{m \rightarrow 0} \theta_K^0 = (\theta_T^0 + \theta_G^0 + \theta_B)/3 = \theta_K^0_{\text{ТРДСФ}},$$

где ТРДСФ – рассмотренный в [1] одноконтурный турбореактивный двигатель со средне-напорной и форсажной камерами сгорания. Переменная θ_K^0 – убывающая функция по аргументу m . При $m = \infty$ имеет место неопределенность вида ∞/∞ . Она раскрывается заменой аргумента $m = 1/y$:

$$\lim_{m \rightarrow \infty} \theta_K^0 = (\theta_T \theta_B / 2)^{1/2}.$$

Подстановка θ_T^0, θ_K^0 в выражение θ_Θ показывает, что очень большие значения m недостижимы в силу ограничения

$$\theta_\Theta^0 \leq \theta_G^M.$$

Величина m^M определяется уравнением

$$(\theta_T - 2\theta_K^0 + (\theta_K^0)^2/\theta_T)/(1+m) - (\theta_K^0)^2/\theta_T + \theta_B = 0.$$

Локальная оптимальность прототипа.

С пометкой величин ТРДДФсм индексом Π система неравенств трансформируется в систему

$$e > 0, 1 \leq \theta_B \leq \theta_B^M < \theta_T \leq \theta_T^M \Pi, \theta_\Phi \leq \theta_\Phi^M \Pi, \theta_T^M \Pi \leq \theta_\Phi^M \Pi,$$

выражение тяги принимает вид

$$r_{y\Delta\Pi} = [\theta_\Phi(1 - \theta_T/(\theta_K \theta_T))^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2},$$

последняя зависимая переменная - θ_T – исключается подстановкой

$$\theta_T = (\theta_T - \theta_K + \theta_B(1+m))/(1+m\theta_K/\theta_T).$$

Максимум $r_{y\Delta\Pi}$ достигается при

$$\theta_T^0 \Pi = \theta_T^M \Pi, \theta_\Phi^0 \Pi = \theta_\Phi^M \Pi,$$

$$\theta_K^0 \Pi = \theta_T^0 \Pi = \{[(\theta_T^2 + \theta_T m(\theta_T + \theta_B(1+m)))^{1/2} - \theta_T]/m\}.$$

Вычисление пределов $\theta_K^0 \Pi$ при $m \rightarrow 0$ и при $m \rightarrow \infty$ дают результаты:

$$\lim_{m \rightarrow 0} \theta_K^0 \Pi = (\theta_T^0 \Pi + \theta_B)/2 = \theta_K^0_{\text{ТРДФ}},$$

$$\lim_{m \rightarrow \infty} \theta_K^0 \Pi = (\theta_T \theta_B)^{1/2}.$$

Подстановка θ_T^0, θ_K^0 в $r_{y\Delta\Pi}$ показывает: $r_{y\Delta\Pi}^0$ – монотонно убывающая функция от m на $[0, \infty]$.

Сравнения.

Принимается, что коррекция структуры не влияет на максимально допустимые значения температур в камерах сгорания,

$$\theta_T^M = \theta_G^M = \theta_T^M \Pi, \theta_\Phi^M = \theta_\Phi^M \Pi.$$

В примере сравнений (таблица 0) фиксируются значения температуры атмосферы ($T_H = 216,5^0$ абс), температуры торможения набегающего потока ($\theta_B = 3$), максимально допустимых температур в камерах сгорания ($\theta_T^0 = \theta_G^0 = 8, \theta_\Phi^0 = 10$), варьируется степень двухконтурности.

Таблица 0.

m	$\theta_K^0 \Pi$	θ_K^0	θ_Θ^0	v_C	$v_{C\Pi}$	$r_{y\Delta}^0$	$r_{y\Delta\Pi}^0$	r^0/r_{Π}^0
0	5,5	6,34	6,34	2,735	2,7	1,325	1,29	1,029
1	5,27	6,25	6,305	2,72	2,67	1,31	1,26	1,04
2	5,18	6,14	6,44	2,71	2,65	1,3	1,24	1,05

Вычисления показывают, что при весьма значительной температуре торможения набегающего потока степень двухконтурности слабо влияет на удельную тягу, но всё же тяга оптимальных представителей виртуального подтипа устойчиво больше тяги оптимальных представителей прототипа, с увеличением m это превосходство увеличивается.

1.3. О локальной оптимальности виртуального подтипа со смещением потоков за турбинами

Подтип с иной коррекцией структуры отличается от ТРДДСФсм тем, что потоки смешиваются не перед средненапорной камерой сгорания, а перед форсажной камерой сгорания (ТРДДСФсм2). Из решения аналогичной оптимизационной задачи, основу которой составляет соответствующим образом скорректированная модель функционирования, следует

$$\theta_{T2}^0 = \theta_{K2}^0 = \theta_{\Theta2}^0 = \{-3\theta_T + [(3\theta_T)^2 + 8m(\theta_T^2 + \theta_T(\theta_G + \theta_B)(1+m))]^{1/2}\}/(4m),$$

где индексом 2 помечены величины второго подтипа. Сравнения оптимальных величин как функций от m показывают:

$$\theta_{\Theta2}^0 \leq \theta_{\Theta}^0;$$

удельная тяга ТРДДСФсм2 определена на интервале $[0, \infty]$; на $[0, m^M]$

$$r_{y\delta2}^0 \leq r_{y\delta}^0.$$

Следует подчеркнуть, что основой приведенных результатов сравнений являются модели идеального функционирования. Сравнения в «виртуальной реальности», именно, с точным учетом не идеальности функционирования и всех аспектов совершенства ВРД могут показать, что существует такое подмножество состояний функционирования, при которых ТРДДСФсм2 предпочтительнее ТРДДСФсм. На возможность такого исхода сравнений указывают следующие обстоятельства: соотношение интервалов - $[0, \infty] > [0, m^M]$; энергия сжатия воздуха в вентиляторе ТРДДСФсм2 меньше, чем в вентиляторе ТРДДСФсм.

2. Сравнительные оценки типов как регулируемых систем

Полагается, что в рамках теории ВРД суть проблемы сравнений возможностей регулируемых двухконтурных систем представима в двух процедурах сравнений. В них основные регулирующие факторы - расходы тепловой энергии в камерах сгорания.

Конечной целью первой процедуры является приведение представителей типов, оптимальных при расчетной максимальной температуре торможения набегающего на ЛА потока, в условия с нулевой скоростью полета и определении в них отношений максимальных тяг. Процедура предназначена для оценки возможностей ВРД тех концепций проекта ЛА, в которых допускается применение вспомогательных средств обеспечения взлета.

Конечной целью второй процедуры сравнений является приведение представителей типов, имеющих равные значения максимальной удельной тяги при нулевой скорости, в условия с расчетной максимальной температурой торможения набегающего на ЛА потока и определении в них отношений максимальных тяг. Процедура предназначена для оценки возможностей ВРД тех концепций проекта ЛА, в которых применение вспомогательных средств обеспечения взлета нежелательно.

В процедурах полагается, что форсажные камеры сгорания регулируются по условию сохранения баланса мощностей лопаточных машин:

$$e_{\Phi} = var \Rightarrow F_C = var \Rightarrow \Sigma w_i = 0,$$

где F_C – площади протока газа в сопле идеального профиля, Σw_i - сумма мощностей лопаточных машин. Максимальный режим функционирования на траектории определяется условием

$$\theta_B = var \Rightarrow \theta_{\Phi} = const = \theta_{\Phi}^0.$$

2.1. Первая процедура сравнений (начало)

Вводится величина θ_B^{JA} – расчетное значение максимальной температуры торможения набегающего на ЛА потока. Она полагается значением, при котором формируются локально-оптимальные представители, т.е., θ_B раздела 1 здесь есть θ_B^{JA} . Остовы предста-

вителей типов, определяемые площадями протока газа в турбокомпрессорах, полагаются неизменными.

Полагается, что на всем интервале по температуре торможения набегающего потока максимальный расход тепловой энергии в основных камерах сгорания ТРДДФсм, ТРДДСФсм ограничивается законом

$$n_{np} = const = n_{np}^0,$$

где n_{np}^0 – расчетная величина характеристики компрессора. Кардинальные следствия закона при обозначенном регулирующем факторе выписываются в виде

$$e_{\Gamma} = var, \theta_B \in [1, \theta_B^{JA}]$$

↓

$$\theta_{\Gamma}/\theta_B = const = \theta_{\Gamma}^0/\theta_B^{JA} \wedge \theta_K/\theta_B = const = \theta_K^0/\theta_B^{JA}.$$

Выделяются нерасчетные режимы пониженного форсирования, при которых температуры газа на выходе из дополнительных камер сгорания задаются условиями

$$\theta_G = \theta_G^0 \theta_B/\theta_B^{JA}, \theta_{\Phi} = \theta_{\Phi}^0 \theta_B/\theta_B^{JA}.$$

Из основных соотношений функционирования следует, что и

$$\theta_D = \theta_D^0 \theta_B/\theta_B^{JA}, \theta_T = \theta_T^0 \theta_B/\theta_B^{JA}, \theta_{\Theta} = \theta_{\Theta}^0 \theta_B/\theta_B^{JA},$$

величина m неизменна. Такие режимы функционирования при $n_{np} = const$ допустимы, они есть режимы подобия по температурам газа в камерах сгорания. В процедуре эти режимы используются в качестве опорных в моделировании процессов вывода ВРД на максимальный нерасчетный режим функционирования. Подобные температуры обозначаются

$$\theta_i = \theta_i^{\text{ср}} = \theta_i^0 \theta_B/\theta_B^{JA}, \quad i = D, K, \Gamma, T, G, \Theta, \Phi,$$

значения других величин режима подобия, которые не определяются умножением на коэффициент подобия θ_B/θ_B^{JA} , помечаются значком «ср».

Выводятся оценки режимов подобия по температурам камер сгорания.

☐ Температура газа на выходе из сопла неизменна: $\theta_C^{\text{ср}} = \theta_C^0, \theta_C^{\text{ср}}_{\Pi} = \theta_C^0_{\Pi}$.

☐ Величины тяг могут вычисляться по формулам

$$r_{y\partial} = r_{y\partial}^{\text{ср}} = [\theta_{\Phi}^0 \theta_B/\theta_B^{JA} - \theta_C^0]^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2},$$

$$r_{y\partial\Pi} = r_{y\partial\Pi}^{\text{ср}} = [\theta_{\Phi}^0 \theta_B/\theta_B^{JA} - \theta_C^0_{\Pi}]^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}.$$

Анализ выражений тяг показывает: 1) в современной области применения ТРДДФсм отношение $r^{\text{ср}}/r^{\text{ср}}_{\Pi}$ тем больше, чем больше разность $\theta_B^{JA} - \theta_B$; отношение $r^{\text{ср}}/r^{\text{ср}}_{\Pi}$ тем больше, чем больше расчетное значение m .

Таблица 1. ($\theta_B^{JA} = 3, (\theta_B^{JA} \rightarrow 1: \theta_{\Gamma}^{\text{ср}} = 2,666)$).

m	$\theta_K^{\text{ср}}_{\Pi}$	$\theta_K^{\text{ср}}$	$\theta_{\Theta}^{\text{ср}}$	$r_{y\partial}^{[\text{ср} \rightarrow \Phi]}$	$r_{y\partial\Pi}^{[\text{ср} \rightarrow \Phi]}$	$(r/r_{\Pi})^{[\text{ср} \rightarrow \Phi]}$
0	1,835	2,11	2,11	1,56	1,437	1,09
1	1,76	2,085	2,1	1,482	1,18	1,26
2	1,728	2,045	2,145	1,442	1,03	1,4

В таблице 1 $\theta_B^{JA} \rightarrow 1$ означает привод ВРД, остовы которых сформированы по условиям оптимального функционирования при $\theta_B = 3$, в аппроксимацию условий старта ($\theta_B = 1$), индексом $^{[\text{ср} \rightarrow \Phi]}$ помечены значения тяг, которые при подобных температурах в камерах сгорания турбокомпрессоров достигаются увеличением температуры в форсажной камере сгорания ($\theta_{\Phi}^{\text{ср}} \rightarrow \theta_{\Phi}^0 = 10$). Вычисления показывают, что в стартовых условиях превосходство ТРДДСФсм над прототипом по термореактивным критериям эффективности (тяги, импульс тяги по тепловой энергии топлива) значительно возрастает.

2.2. Вспомогательный регулирующий фактор

Увеличение температуры газа перед хвостовой турбиной до значений, больших значений температуры перед головной турбиной, которые определяются условием $n_{np} = const$, возможно. Но наличие второго контура в ТРДДСФсм ограничивает эту возможность, усложняет связи величин потока на выходе из камеры смешения с величинами потоков на входе в камеру смешения. При неизменности механизмов турбокомпрессора и приведенной скорости вращения ротора вариация θ_G изменит состояние потока не только в сечении T , но и в сечении D .

Формируется примерный вариант коррекции осевого вентилятора. Конструкция трансформируется так, чтобы коррективы:

- ◆ пренебрежимо слабо влияли на состояние потока в направляющем аппарате (во входе) вентилятора;
- ◆ пренебрежимо слабо влияли на состояние потока в компрессоре;
- ◆ позволяли изменять давление потока второго контура (сечение D) адекватно изменению перед хвостовой турбиной (сечение G) при произвольных вариациях θ_G в пределах, допускаемых корневым законом регулирования.

Такой пример формирования обусловлен стремлением как можно проще оценить последствия ввода в конструкцию средненапорной камеры сгорания. Конструктивно суть примерной коррекции (рис. 2) заключается в следующем.

- В рабочие колеса вентилятора вводятся бандажи, разделяющие общий поток на потоки первого и второго контуров.
- Бандаж является основанием, в котором крепятся лопатки рабочих колес *нагнетателя второго контура*.
- Вводится механизм поворота вращающихся лопаток нагнетателя второго контура (например, аналог устройства поворота лопастей винта).
- Число ступеней нагнетателя второго контура, углы атаки его лопастей в точке формирования остова ТРДДСФсм подбираются так, чтобы при приводе ВРД в стартовые условия желательное изменение давления потока в сечении D было допустимым.

На нулевом уровне описаний совокупность вариаций углов атаки лопастей в нагнетателе второго контура представляет один вспомогательный регулирующий фактор – *угол поворота лопасти нагнетателя второго контура*.

Пусть так же скорректирован вентилятор прототипа. Коррекция не повысит уровень термореактивной эффективности. Варьирование давления в сечении D при рациональном смешении потоков невозможно: увеличение давления потока внешнего контура означает уменьшение давления внутреннего потока за турбиной и наоборот. Следует ожидать, что в стартовых условиях, где температуры газа в турбокомпрессоре существенно уменьшены, при сколько-нибудь ощутимой разности давлений смешиваемых потоков либо турбина не сможет произвести требуемую работу, либо существенно уменьшится относительная плотность тока на входе во второй контур.

2.3. Первая процедура сравнений (окончание)

Корректируются условия автоматического регулирования. Вводятся вспомогательные регулирующие факторы: расход тепловой энергии в средненапорной камере сгорания, угол поворота лопасти нагнетателя второго контура. В предположении, что вариации $\theta_G \in [\theta_G^{\text{сп}}, \theta_G^0]$ не влияют на состояние газа перед головной турбиной (оно подтверждается ниже в ходе моделирования нерасчетных состояний функционирования) коррекцию закона $n_{np} = \text{const}$ на множестве значений $\theta_B \in [1, \theta_B^{\text{ЛА}}]$ можно обозначить в виде

$$\begin{array}{ccc}
 e_{\Gamma} = \text{var} & e_G = \text{var} & \varphi = \text{var} \\
 \Downarrow & \Downarrow & \Downarrow \\
 \theta_{\Gamma}/\theta_B = \text{const} = \theta_{\Gamma}^0/\theta_B^{\text{ЛА}} & \theta_G = \text{const} = \theta_G^0 & p_G/p_D = \text{const} = 1
 \end{array}$$

где φ - угол поворота лопасти нагнетателя второго контура, p – давление.

По причине желательности смешения потоков при равенстве давлений принимается: регулирование прототипа – прежнее,

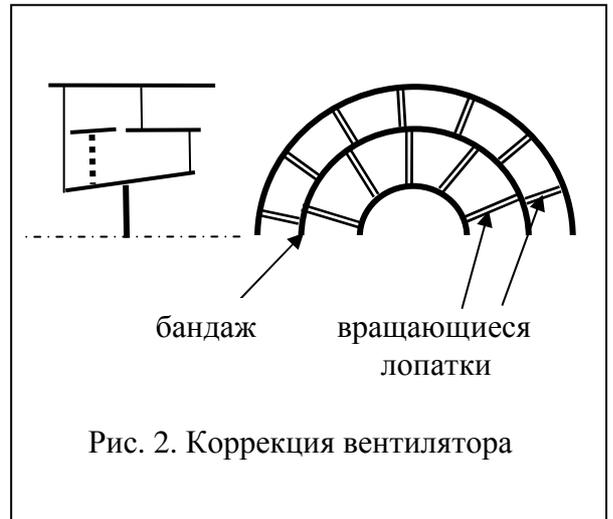


Рис. 2. Коррекция вентилятора

$$r^{[\vartheta \rightarrow \phi]}_{\Pi} = r^{[M]}_{\Pi},$$

где $^{[M]}$ означает ограниченные законами регулирования максимальные величины.

В рамках процедуры моделируется процесс вывода средненапорной камеры сгорания с режима подобия на максимальный нерасчетный режим функционирования. Используется выражение расхода газа через относительную плотность тока и величин заторможенного потока:

$$B_i = (q_i F_i p_i / T_i^{1/2} \hat{C}),$$

где i – индекс сечения, в котором поток заторможен, i – индекс сечения узкого протока в окрестности сечения i , F – площадь, \hat{C} – константа.

В целом порядок определений величин процедуры, расчетов следующий.

1. Определяются величины в режиме подобия по температурам камер сгорания.
2. При неизменности состояния газа в основной камере сгорания определяются величины состояния газа в средненапорной камере сгорания как функции от вариаций температуры газа перед хвостовой камерой сгорания.
3. По условию регулирования нагнетателя второго контура определяется состояние газа на выходе из нагнетателя.

Дополнения первой процедуры.

- 7 В идеале полагается: вариации θ_G не влияют на величину q_g – относительную плотность тока в первом сопловом аппарате хвостовой турбины; вариации φ не влияют на состояние общего потока в узком протоке перед вентилятором, т.е., не изменяют значение степени двухконтурности.

- 7 Из условий неизменности q_g , F_g , равенства значений расхода газа при $\theta_G = \theta_G^{\vartheta}$ и увеличенном значении θ_G следует отношение

$$p_G / p_G^{\vartheta} = (\theta_G / \theta_G^{\vartheta})^{1/2}.$$

- 7 Из условия изэнтропийного изменения состояния газа в головной турбине выражается отношение произвольного давления к давлению при режиме подобия по температурам камер сгорания:

$$p_T / p_T^{\vartheta} = (\theta_T / \theta_T^{\vartheta})^{k/(k-1)},$$

где k – отношение теплоемкости в изобарном процессе к теплоемкости в изохорном процессе.

- 7 Из условий изобарного подвода тепла и условия регулирования нагнетателя второго контура ($p_T = p_G$, $p_T^{\vartheta} = p_G^{\vartheta}$, $p_G / p_D = 1$) выражается температура газа на выходе из головной турбины как функция вариаций θ_G :

$$\theta_T = \theta_T^{\vartheta} (\theta_G / \theta_G^{\vartheta})^{(k-1)/(2k)}.$$

- 7 Из условия изэнтропийного изменения состояния газа в нагнетателе второго контура выражается отношение произвольного давления к давлению при режиме подобия по температурам камер сгорания:

$$p_D / p_D^{\vartheta} = (\theta_D / \theta_D^{\vartheta})^{k/(k-1)}.$$

- 7 Из условия регулирования нагнетателя второго контура ($p_G / p_D = 1$) на выходе из него выражается температура газа как функция вариаций θ_G :

$$\theta_D = \theta_D^{\vartheta} (\theta_G / \theta_G^{\vartheta})^{(k-1)/(2k)}.$$

- 7 С увеличением θ_G увеличивается давление в средненапорной камере сгорания, работа головной турбины уменьшается, работа нагнетателя второго контура увеличивается. Баланс работ лопаточных машин восстанавливается изменением площадей протока газа в сопле. Из баланса следует:

$$\theta_{\Theta} = \theta_G + \theta_B + (\theta_T^{\vartheta} - \theta_T - m\theta_D - \theta_K^{\vartheta}) / (1 + m),$$

где θ_T , θ_D – выведенные функции от вариаций θ_G .

- 7 В максимальном режиме функционирования средненапорной камеры сгорания

$$\theta_T^{[M]} = \theta_T^{\vartheta} (\theta_G^0 / \theta_G^{\vartheta})^{(k-1)/(2k)},$$

$$\theta_{\Theta}^{[M]} = \theta_G^0 + \theta_B + (\theta_T^{\vartheta} - \theta_T^{[M]} - m\theta_D^{[M]} - \theta_K^{\vartheta}) / (1 + m).$$

В отношении влияния вариаций θ_G на состояние газа перед головной турбиной такое форсирование допустимо, так как в современной практике функционирования разновидностей компрессорных ВРД

$$(\theta_G^0/\theta_G^{\text{ср}})^{1/2} < (\theta_T^{\text{ср}}/\theta_T^{\text{ср}})^{k/(k-1)}.$$

- 7 В идеале полагается: вариации φ в состоянии обеспечить дополнительную степень повышения давления $p_D/p_D^{\text{ср}} = (\theta_G/\theta_G^{\text{ср}})^{1/2}$ в современной области применения ВРД с вентилятором.

При максимуме форсирования средненапорной и форсажной камер сгорания выражение тяги примет вид

$$r_{y\delta}^{[M]} = [\theta_\varphi^0(1 - \theta_T^{\text{ср}}\theta_G^0/(\theta_K^{\text{ср}}\theta_T^{[M]}\theta_\Theta^{[M]}))]^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}.$$

Его анализ показывает: в практической области применения форсируемых двухконтурных ВРД отношение $r^{[M]}/r_{\text{II}}^{[M]} > 1$ и оно тем больше, чем больше расчетная величина степени двухконтурности и чем больше разность $\theta_B^{\text{ЛА}} - \theta_B$.

Таблица 2 ($\theta_B^{\text{ЛА}} = 3$, $\theta_B^{\text{ЛА}} \rightarrow 1$: $\theta_T^{\text{ср}} = 2,666$, $(\theta_G^0/\theta_G^{\text{ср}})^{(k-1)/(2k)} = 1,17$).

m	$\theta_D^{\text{ср}}$	$\theta_K^{\text{ср}}$	$\theta_D^{[M]}$	$\theta_T^{[M]}$	$\theta_\Theta^{[M]}$	$r_{y\delta}^{[M]}$	$r_{y\delta}^{[M]}_{\text{II}}$	$r^{[M]}/r_{\text{II}}^{[M]}$
0	1,669	2,11	1,951	2,47	7,01	2,04	1,437	1,44
1	1,631	2,085	1,91	2,44	7,12	2,025	1,18	1,72
2	1,57	2,045	1,837	2,39	7,19	1,983	1,03	1,928

В таблице 2 – результаты продолжения примера (таблица 1). Вычисления показывают: в стартовых условиях превосходство ТРДДСФсм над прототипом по термореактивным критериям эффективности значительно возрастает.

Пусть проектируется ЛА многоцелевого назначения. Пример показывает, что уровень *интегральной эффективности* на множестве $[1, \theta_B^{\text{ЛА}}]$ по термореактивным критериям (тяга, импульс тяги по тепловой энергии топлива) у ЛА с ТРДДСФсм будет существенно выше, чем у ЛА с ТРДДФсм.

2.4. Вторая процедура сравнений

Задаются основы сравнений.

- ◆ На интервале $[1, \theta_B^{\text{ЛА}}]$ функционирование ТРДДСФсм в режиме максимальной тяги регулируется условиями

$$\begin{array}{ccc} e_\Gamma = \text{var} & e_G = \text{var} & \varphi = \text{var} \\ \Downarrow & \Downarrow & \Downarrow \\ \theta_T/\theta_B = \text{const} = \theta_T^0/\theta_B^{\text{ЛА}} & \theta_G = \text{const} = \theta_G^0 & p_G/p_D = \text{const} = 1. \end{array}$$

- ◆ Выравниваются значения удельных тяг при $\theta_B = 1$.
- ◆ При ощутимом интервале $[1, \theta_B^{\text{ЛА}}]$ выравнивание достигается применением комбинированного закона регулирования основной камеры сгорания прототипа, в котором интервал регулирования законом $\theta_T/\theta_B = \text{const}$ уменьшен и введен интервал регулирования законом $\theta_T = \text{const}$. Именно: компоненты комбинированного закона представляются в виде

$$\begin{array}{ccc} e_{\Gamma\text{II}} = \text{var}, \theta_B \in [1, \theta_B^{\leftrightarrow}] & e_{\Gamma\text{II}} = \text{var}, \theta_B \in [\theta_B^{\leftrightarrow}, \theta_B^{\text{ЛА}}] \\ \Downarrow & \Downarrow \\ \theta_T/\theta_B = \text{const} = \theta_T^0/\theta_B^{\text{ЛА}} & \theta_T = \text{const} = \theta_T^0 \end{array}$$

где $\theta_B^{\leftrightarrow}$ – значение θ_B , при котором происходит переключение между условиями $\theta_T/\theta_B = \text{const}$, $\theta_T = \text{const}$.

- ◆ Полагается также, что $\theta_B^{\leftrightarrow}$ является величиной, при которой формируется локально-оптимальный представитель прототипа. Пусть $^{\text{ло}}$ – индекс точки формирования локально-оптимального ВРД. Тогда $\theta_B^{\text{ло}}_{\text{ТРДДСФсм}} = \theta_B^{\text{ЛА}}$, $\theta_B^{\text{ло}}_{\text{ТРДДФсм}} = \theta_B^{\leftrightarrow}$.
- ◆ Основными операциями данной процедуры являются формирование локально-оптимального прототипа при $\theta_B = \theta_B^{\leftrightarrow}$, выводе его в условия с $\theta_B = \theta_B^{\text{ЛА}}$ и сравнении там с локально-оптимальным ТРДСФ по абсолютной тяге. В безразмерных величинах она выражается в виде

$$r^{[M]} = q_e r^{[M]}_{y\delta}, r^{[M]}_{\Pi} = q_{e\Pi} r^{[M]}_{y\delta\Pi}$$

где q_e – относительная плотность тока на входе в вентилятор.

Из равенства удельных тяг при нулевой скорости полета

$$r^{[M]}_{y\delta}(\theta_B^{ЛА} \rightarrow \theta_B=1) = r^{[M]}_{y\delta\Pi}(\theta_B^{\leftrightarrow} \rightarrow \theta_B=1)$$

соответствующими подстановками можно вывести связь между $\theta_B^{\leftrightarrow}$, $\theta_B^{ЛА}$ и вычислить значения $\theta_B^{\leftrightarrow}$. Однако в предварительных оценках можно применить графический способ определения значений $\theta_B^{\leftrightarrow}$ по результатам первой процедуры сравнений.

Пусть задано значение m , по ряду значений $\theta_B^{ЛА}$ построены графики $r^{[M]}_{y\delta}(\theta_B^{ЛА} \rightarrow \theta_B=1)$, $r^{[M]}_{y\delta\Pi}(\theta_B^{ЛА} \rightarrow \theta_B=1)$.

Пусть теперь задано значение $\theta_B^{ЛА}$. В графике $r^{[M]}_{y\delta}$ находится значение тяги виртуального подтипа. По этому значению в графике $r^{[M]}_{y\delta\Pi}$ находится значение $\theta_B^{ЛА}$, которое и есть значение $\theta_B^{\leftrightarrow}$.

В примере (рис.3, последовательность определения значений величин отмечена пунктирными стрелками), являющегося продолжением примеров из [1] и таблицы 2, жирными линиями показаны зависимости $r^{[M]}_{y\delta}$, $r^{[M]}_{y\delta\Pi}$ при $m = 0$, тонкими линиями – при $m = 1$. Как видно, негативное влияние степени двухконтурности на удельную тягу у виртуального подтипа значительно слабее, чем у прототипа.

Количественные сравнения.

2 В [1] при $\theta_B^{ЛА} = 3$ у одноконтурного прототипа в точке формирования остова $\theta_B^{\leftrightarrow}_{ТРДФ} = 1,8$.

2 Вывод ТРДФ в условия с $\theta_B = \theta_B^{ЛА} = 3$ и сравнении там с локально-оптимальным ТРДСФ по абсолютной тяге дает результат:

$$r^0_{ТРДСФ}/r^{[M]}_{ТРДФ} = 2,63.$$

Результат обусловлен существенным уменьшением относительной плотности тока на входе в компрессор.

2 Графическое решение (рис.3) показывает: при $m = 1$ значение $\theta_B^{\leftrightarrow}_{\Pi} = 1,6$, т.е. диапазон регулирования по закону $\theta_{\Gamma} = const$ весьма ощутимо увеличивается.

2 Сравнения теории одноконтурных, двухконтурных ВРД первого уровня описаний [2 - 4] показывают, что при регулировании по закону $\theta_{\Gamma} = const$ с увеличением отклонений от расчетной точки тяга у двухконтурного варианта уменьшается быстрее, чем у одноконтурного варианта.

2 Вывод ТРДДФсм из точки формирования остова ($\theta_B^{\leftrightarrow}_{\Pi} = 1,6$) в условия с $\theta_B = \theta_B^{ЛА} = 3$ и сравнении там с локально-оптимальным ТРДДСФсм даст результат:

$$r^0/r^{[M]}_{\Pi} > 2,63.$$

Из процедуры 2 следует: точка формирования остова слабо влияет на удельную тягу, но максимальная абсолютная тяга прототипа существенно уменьшается из-за уменьшения $q_{e\Pi}$.

Пусть проектируется ЛА гражданской авиации. Результаты приближенных вычислений показывают, что с учетом ограничений взлета у ТРДДСФсм абсолютная тяга при

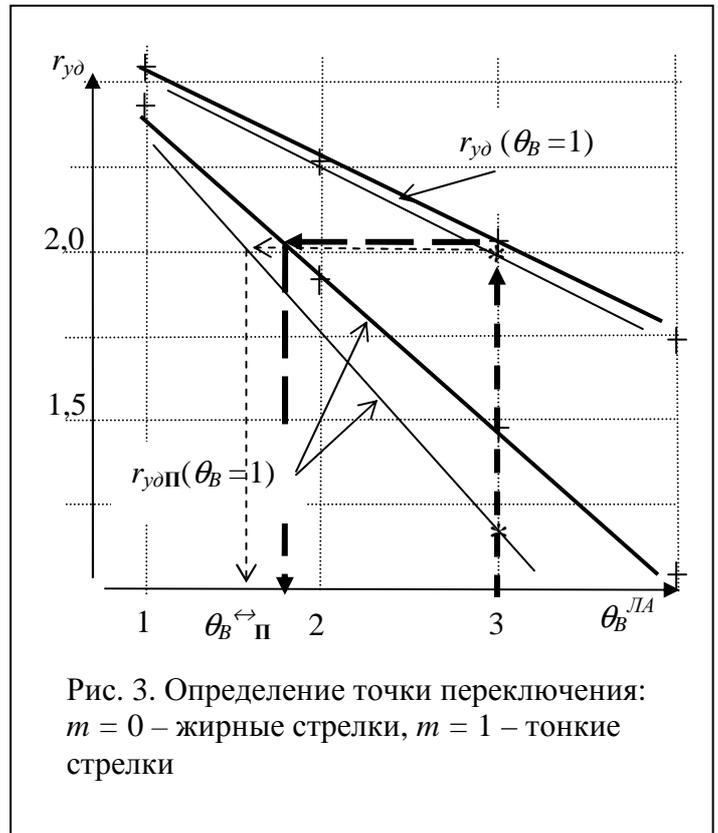


Рис. 3. Определение точки переключения: $m = 0$ – жирные стрелки, $m = 1$ – тонкие стрелки

расчетной скорости полета будет существенно больше, чем у ТРДДФсм. Это означает такой же уровень превосходства и по другим основным критериям совершенства ВРД. Дальность полета ЛА можно будет увеличить также значительно.

2.5. Дополнение коррекции системы регулирования виртуального подтипа

При $\theta_B \rightarrow 1$, $n_{np} = const$ физическое число оборотов ротора n уменьшается,

$$n = n_{np}^0 (\theta_B / \theta_B^{lo})^{1/2} \leq n^0.$$

Дополнительная коррекция заключается в учете влияния вариаций n на максимально допустимую температуру газа перед хвостовой турбиной. В определении предела при $n < n^0$ можно допустить длительное (сопоставимое по длительности функционирования форсажной камеры сгорания) превышение величины θ_G^0 . Реальную зависимость температуры газа во вращающихся каналах от центробежных сил вращения ротора (квадратичная зависимость от скорости вращения) при заданном пределе прочности лопаток хвостовой турбины можно аппроксимировать линейной функцией от коэффициента подобия температур камер сгорания. Постоянные линейной функции можно определить следующим образом: при функционировании в локально-оптимальных условиях предел температуры равен оптимальному (максимальному) значению, при функционировании с гипотетической нулевой скоростью вращения ротора ($\theta_B = 0$) он равен максимальной температуре газа на выходе из форсажной камеры сгорания. Тогда

$$\theta_G^{[Mn]} = \theta_G^0 + (1 - \theta_B / \theta_B^{lo})(\theta_\phi^0 - \theta_G^0),$$

где $\theta_G^{[Mn]}$ - верхний предел θ_G , в котором учтены влияния вариаций физического числа оборотов ротора.

С внесением соответствующих корректив в систему автоматического регулирования ТРДДСФсм отношение удельных тяг ТРДДСФсм, ТРДДФсм от значения 1,72 (таблица 2, $m = 1$) увеличится до $\approx 1,76$.

Заключение

Коррекциями моделей нулевого уровня описаний теории ВРД сформированы модели идеального функционирования представителей виртуальных подтипов сверхзвукового двухконтурного типа ВРД. Скорректирована модель поиска локально-оптимальных вариантов. Локальные условия задаются значением температуры торможения набегающего потока, критерием оптимальности является тяга. Выполнена традиционная процедура сравнений представителей подтипа, прототипа в точках формирования остовов.

Процедура сравнения возможностей ВРД в локальных условиях является основой формальных процедур сравнительных оценок возможностей вариантов при ограничениях автоматического регулирования в широком диапазоне по скорости полета ЛА. Сформированы две процедуры. В них описаны: закон неизменности приведенного числа оборотов ротора с двумя вспомогательными регулирующими факторами основного виртуального подтипа, комбинированный закон регулирования прототипа, состоящий из двух законов - неизменности приведенного числа оборотов ротора и неизменности температуры газа на выходе из основной камеры сгорания. Условия переключения законов отнесены к совокупности расчетных условий формирования остовов конструкций ВРД. Принято, что в точках формирования остовов варианты ВРД являются локально-оптимальными вариантами.

Предложенными алгоритмами охватывается лишь некоторая часть совокупностей разнообразных вариантов формирования проектов ВРД для сверхзвуковой авиации, условий их сравнений. Однако обобщенные традиционной теорией ВРД опыты построений изделий разных типов, относительная схожесть структур типов позволяют утверждать, что предложенные процедуры обеспечат приемлемую достоверность оценки уровня перспективности виртуальной структуры.

Выполненные в рамках сформированных процедур численные примеры – основа оценки, приведенной во ВВЕДЕНИИ: уровень перспективы воплощения виртуальных структур в изделиях очередного поколения высок.

Литература

1. Жуков А.Н. О виртуальной структуре двигателя для сверхзвуковой авиации. ВЦ РАН, 2013.
2. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И. и др. Теория и расчет воздушно - реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1987.
3. Акимов В.М., Бакулев В.И., Горбунов Г.М. и др. Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975.
4. Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: МАИ, 2003.