

А.Н. ЖУКОВ

## О ВИРТУАЛЬНОЙ СТРУКТУРЕ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ АВИАЦИИ

*Рассматривается подтип газотурбинного двигателя с дополнительной камерой сгорания между ступенями турбины. Формируется система сопоставлений модификации с прототипом. Показывается высокий уровень перспективности практической разработки.*

### ВВЕДЕНИЕ

Исследуются возможности воздушно-реактивных двигателей (ВРД), структура которых - скорректированная структура типа «турбореактивный двигатель (ТРД) с форсажной камерой сгорания (ТРДФ)». Коррекция заключается в разделении турбины ТРДФ на две турбины и в установке между ними еще одной камеры сгорания. В тексте она именуется «средненапорная камера сгорания», виртуальный подтип – «турбореактивный двигатель со средненапорной, форсажной камерой сгорания (ТРДСФ)» (рис. 1, в рисунке: 1 – воздухозаборник, 2 - компрессор, 3 – вал ротора турбокомпрессора, 4 – основная камера сгорания, 5 – головная турбина, 6 – средненапорная камера сгорания, 7 – хвостовая турбина, 8 – форсажная камера сгорания, 9 – сопло).

Тривиальность коррекции (аналог «ТРД  $\Rightarrow$  ТРДФ») и отсутствие ее описания в основах теории [1 - 3] может означать: проект «ТРДСФ» бесперспективен. Априори такая оценка легко выводится, исходя из принципа: необходимое условие разработки проекта - весьма ощутимое повышение уровня эффективности функционирования при проектном (расчетном) числе Маха полета летательного аппарата (ЛА). Вывод оценки таков: в идеале (0-й уровень теории) ТРДФ, ТРДСФ сравниваются в представлениях основы производства тяги циклами; известные результаты учета не идеальности функционирования и детализации конструкции ТРДФ первого уровня описаний упрощенно экстраполируются в описание ТРДСФ; выводятся результаты сравнения на первом уровне. Например, заключение о бесперспективности построения ТРДСФ можно вывести следующим образом.

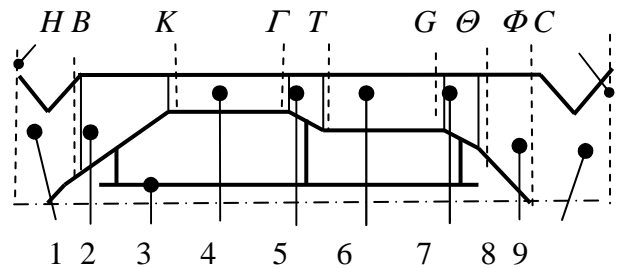


Рис. 1. Схема ТРДСФ

1. В идеале определяются оптимальные по удельной тяге варианты ВРД в проектной точке. При отношениях температур торможения набегающего воздушного потока, газа перед турбиной, газа за форсажной камерой сгорания к температуре атмосферы соответственно равных 3, 8, 10 трансформация ТРД  $\Rightarrow$  ТРДФ увеличивает удельную тягу в 2,17 раза, тогда как преобразование ТРДФ  $\Rightarrow$  ТРДСФ - лишь в 1,03 раза. Т.е. почти весь прирост тяги от подвода дополнительного тепла может быть обеспечен одной форсажной камерой сгорания.
2. Из-за удлинения газового тракта двигателя увеличатся потери механической энергии потока и вес конструкции.
3. Появление третьей высокотемпературной зоны усложнит систему охлаждения, понизит уровень ее эффективности.
4. Способы модернизации ТРДФ, заключающиеся в применении новых материалов, технологий производства, методов оптимизации, использовании конструктивных решений формирования под-подсистем, неостребованных в предыдущем цикле проектирования, позволят быстрее и дешевле построить новый более эффективный образец ТРДФ.

Однако при несколько уточненном неформальном анализе можно вывести позитивную оценку. Например:

- ◆ Проектное движение ЛА означает равенство его аэродинамического сопротивления тяге силовой установки. Недостаток удельной тяги ТРДФ в абсолютной тяге можно компенсировать только увеличением расхода воздуха, т.е. увеличением и лобовой площади, и длины. Следовательно, негативное влияние коррекции на вес, габариты ТРДСФ в сравнениях будет нивелировано.
- ◆ Увеличение лобовой площади означает увеличение сопротивления ЛА с ТРДФ. Превосходство ТРДСФ по тяге с учетом влияния размеров ВРД на сопротивление ЛА будет несколько больше, чем 1,03. Габариты, вес у ТРДСФ могут оказаться даже меньше, чем у ТРДФ.
- ◆ В ТРДФ применяется способ воздушного охлаждения [4]. Его ресурс ограничен - вначале с увеличением планируемого расхода охлаждающего воздуха максимально допустимая температура газа перед турбиной, тяга увеличиваются, затем тяга быстро уменьшается вследствие неучастия охлаждающего воздуха в процессах, протекающих в основной камере сгорания и турбине. Учет специфики ТРДСФ позволит сохранить, может быть и повысить уровень эффективности системы охлаждения. Перед головной турбиной будет можно несколько увеличить расход охлаждающего воздуха, потому что он будет участвовать в газодинамических процессах средненапорной камеры и хвостовой турбины. Перед хвостовой турбиной при ограниченном расходе охлаждающего воздуха технически допустимую температуру газа можно будет увеличить, потому что силы давления газа на вращающиеся лопатки в хвостовой турбине будут меньше, чем в головной турбине, и потому, что их можно будет охладить воздухом, отбираемым за промежуточной ступенью компрессора.
- ◆ Установка средненапорной камеры сгорания стимулирует включение в систему охлаждения замкнутого процесса жидкостного охлаждения тех элементов высокотемпературных зон, в которых можно исключить перетекание жидкости в газовые потоки. Можно ожидать, что комбинированное охлаждение позволит увеличить максимально допустимую температуру газа перед турбинами.
- ◆ Рекорд по скорости у ЛА с ТРДСФ будет несколько выше, чем у ЛА с ТРДФ. Но даже малое увеличение диапазона продольной маневренности дает значительное преимущество в противоборствах военной авиации.
- ◆ В идеале максимум тяг ТРДФ, ТРДСФ достигается при равенстве расходов тепловой энергии, т.е. преимущество достигается более экономным расходом топлива. В настоящее время критерий экологической безопасности приоритетен, значимость уменьшения массы сжигаемого топлива резко возросла. Построение аналога лайнеров ТУ-144, КОНКОРД заменой ТРДФ на ТРДСФ перспективно.
- ◆ Структура ТРДФ стесняет совершенствование ВРД на уровнях вариаций структур подсистем. В ТРДСФ имеются пока скрытые возможности ослабления негативных и усиления позитивных факторов средствами детализации.

Приведенные рассуждения можно заключить выводом: повышение уровня эффективности невелико, риск принятия ошибочного решения по разработке проекта на ресурсоемких этапах значителен, желательно более подробное предварительное исследование. Однако для уточнения оценки перспективы придется применить средства моделирования первого уровня описаний, возможно, второго уровня, изготовить и испытать образцы важнейших под-подсистем. Т.е. уточнение оценки тоже затратное.

Отмечаются обстоятельства: 1). В рассуждениях не учтен важнейший фактор – сравниваются ВРД сверхзвуковой авиации с большим диапазоном по числу Маха полета, в локальной оптимальности влияние ограничений, налагаемых регулированием на максимальные режимы функционирования, не учитывается. 2). Недопущение превышения значений контролируемых величин сверх технически допустимых значений – основное назначение автоматического регулирования. Оно влияет на высотно-скоростные характе-

ристики ВРД, а через них и на формирование остова образца тем существеннее, чем больше расчетная скорость ЛА. 3). Можно ожидать, моделирование сути регулирования в идеале, учет его влияния на выбор структуры поможет определиться в инициации разработки проекта без затратных предварений.

В тексте моделируется функционирование регулируемых ТРДФ, ТРДСФ на нулевом уровне описаний. Формальные сравнения возможностей конкурентов представлены процедурами 1, 2. Суть процедур заключается в следующем.

Выделяются две точки функционирования ЛА, определяющие основу остова ВРД: точка с максимальным проектным числом Маха полета (доминантная расчетная); точка старта. В сфере формирования структур возможные траектории аппроксимируют траектории на постоянной высоте.

Кардинальными полагаются законы регулирования [5]

$$n = const, \quad n_{np} = const,$$

где регулирующий фактор – расход топлива в основной камере сгорания,  $n$  - число оборотов ротора,  $n_{np}$  - приведенное число оборотов ротора: неизменность температуры газа перед турбиной аппроксимирует неизменность  $n$ , неизменность местного числа Маха потока (относительной плотности тока) на входе в компрессор - неизменность  $n_{np}$ .

В 1 остовы формируются в доминантной точке по условию достижения максимума удельной тяги;  $n$ ,  $n_{np}$  равны максимально допустимым значениям - минимизируются и веса конструкции, и вклад аэродинамического сопротивления в сопротивление ЛА. Такой проект – оптимальная составляющая проекта ЛА – рекордиста по скорости полета.

В проектном диапазоне функционирования максимальная тяга ограничивается законом  $n_{np} = const$ , площади протока газа в турбокомпрессоре неизменны. Следствие: отношения температур газа в турбокомпрессоре к температуре торможения набегающего потока неизменны. Такие режимы функционирования можно назвать *режимами подобия по температурам газа в турбокомпрессоре*, их кардинальный позитивный аспект – при нерасчетных условиях расход воздуха равен максимально возможному значению. Негативный аспект – максимальная температура газа в цикле уменьшается. В примере при «приведении» конкурентов на постоянной высоте в точку с нулевым значением числа Маха, она уменьшится в 3 раза.

Пусть средненапорная камера сгорания тоже функционирует *в режиме подобия по ее температурам газа*. Тогда в точке с нулевым значением числа Маха отношение тяг 1,03 увеличится до  $\approx 1,1$ . Объясняется это тем, что в точке формирования остова распределение тепла по трем камерам сгорания дает некоторое увеличение степени повышения давления газа в компрессоре, на фоне уменьшающейся энергии набегающего потока влияние этого увеличения усиливается.

Пусть теперь расход топлива в средненапорной камере сгорания - регулирующий фактор, позволяющий увеличивать температуру газа перед хвостовой турбиной при неизменности состояния потока от входа в ТРДСФ до входа в 1-й сопловой аппарат головной турбины. С увеличением расхода тепла в пространстве, ограниченном узкими протоками головной и хвостовой турбин, давление газа будет увеличиваться, работа головной турбины - уменьшаться, баланс работ лопаточных машин может обеспечиваться варьированием состояния газа на выходе из хвостовой турбины (варьированием площадей протока газа в сопле). Специфика ограничений такова, что процесс можно регулировать условием неизменности температуры газа перед хвостовой турбиной ( $T_G = const = T_G^M$ , где  $T_G$  - температура газа перед хвостовой турбиной, индексом  $M$  помечено расчетное максимальное значение). Отношение тяг 1,03 при приведении в точку старта увеличивается до  $\approx 1,41$  при равенстве суммарных расходов топлива.

Подчеркивается: значимость критерия «взлетная тяга маршевого двигателя» в совокупности критериев разработки существенно зависит от *концепции* проекта ЛА. Так, в военной авиации недостаток взлетной тяги может быть компенсирован как применением

ракетных ускорителей, так и ресурсом законов регулирования ВРД. Но в сверхзвуковой гражданской авиации применение ракетных ускорителей крайне нежелательно, значимость стартовой тяги возрастает.

Пусть недостаток взлетной тяги ТРДФ компенсируется применением варианта комбинированной программы, составленного из кардинальных законов регулирования. Его применение уменьшает максимальную тягу в доминантной точке функционирования. Сравнения конкурирующих структур по тяге в доминантной точке при равенстве абсолютных и удельных тяг в точке взлета имеют существенное значение. Такое сравнение выполняется процедурой 2.

Зависимость максимальной удельной тяги ТРДСФ от температуры торможения набегающего потока определяется так же, как и в процедуре 1. Равенство удельных тяг в точке взлета достигается приближением точки формирования остова ТРДФ к точке взлета, в окрестности доминантной точки применяется закон  $n = const$ , по иному -  $T_T = const$ , где  $T_T$  – температура газа перед турбиной. В программе регулирования точка переключения условий  $n_{np} = const$ ,  $T_T = const$  является точкой формирования локально оптимального ТРДФ.

«Приведение» ТРДФ из точки формирования остова в доминантную точку функционирования ЛА в продолжении примера дает результаты: при равенстве площадей входа отношение расходов воздуха  $\approx 2,5$  (результат негативного влияния закона  $n = const$  на относительную плотность тока при входе в компрессор); отношение тяг  $\approx 2,6$ .

Полученные применением формализованных процедур 1, 2 оценки позволяют заключить: в сфере построений виртуальных структур ввод в прототип средненапорной камеры сгорания повышает уровень интегральной термореактивной эффективности на траектории более чем значительно.

Подчеркиваются некоторые обстоятельства, учет которых может помочь принятию обоснованного решения по продвижению проекта в практическом проектировании без затратных предварительных исследований.

- Значения тяг, других величин относительно «виртуально реальных величин» вычислены с существенной погрешностью. Однако эти погрешности - систематические (независимо от варианта ВРД знак, порядок погрешностей вычислений одноименных величин неизменен), отношения одноименных величин конкурентов вычисляются со значительно меньшей погрешностью.
- Возможны другие рациональные виртуальные подтипы. Учет результатов формальных сравнений этих подтипов с подтипом «ТРДСФ» желателен, поскольку может найтись подтип, более приемлемый для практической разработки.
- Существенное уменьшение относительной плотности тока на входе в компрессор ТРДФ означает значительное уменьшение коэффициента полезного действия компрессора, в ТРДСФ он остается равным расчетному значению.
- Пусть в доминантной точке тяга ТРДФ должна быть равной тяге ТРДСФ. Единственный способ компенсации недостатка тяги в рамках схемы ТРДФ – увеличение расхода воздуха. Следовательно, по сравнению с ТРДСФ площадь конструкции ТРДФ в миделевом сечении увеличится более чем в 2,5 раза, вес конструкции – более чем  $2,5^{1,5}$  раза.
- Сверхзвуковой ВРД приходится представлять системой «воздухозаборник + собственно ВРД»: проблема рационального торможения набегающего потока становится тем сложнее, чем больше диапазон движения ЛА; возникает проблема согласования расходов воздуха через воздухозаборник, собственно ВРД, негативно влияющая на эффективность торможения потока. Один из способов решения проблемы согласования расходов в окрестности доминантной точки проекта заключается во вводе в силовую установку обводного контура, пропускающего «лишний» воздух мимо ВРД. В обводном контуре часть механической энергии превращается в тепловую энергию, его тяга отрицательна. Пример показывает, что обусловленная законом  $n = const$  составляющая «лишнего»

расхода, отрицательная тяга обводного контура в системе «воздухозаборник + обводной контур + собственно ТРДСФ» существенны, тогда как в ТРДСФ ввод обводного контура может и не потребоваться.

## 1. Модели функционирования, сравнения в локальных условиях

### 1.1. Модели функционирования

Состояние газового потока в ТРДСФ представляется состояниями в характерных сечениях. В сечениях  $B, K, \Gamma, T, G, \Theta, \Phi$  (рис. 1) поток заторможен. Схема прототипа образуется исключением подсистем между сечениями « $\Gamma - \Theta$ ».

Основные соотношения ТРДСФ – уравнения тяги, расхода тепловой энергии, баланса работ лопаточных машин, связи величин в обратимом цикле - имеют вид

$$\begin{aligned} R &= B(V_C - V_H) = B\{[2c_p(T_\Phi - T_C)]^{1/2} - [2c_p(T_B - T_H)]^{1/2}\}, \\ E &= E_\Gamma + E_G + E_\Theta = Bc_p(T_\Gamma - T_K + T_G - T_T + T_\Phi - T_\Theta), \\ T_K - T_B &= T_\Gamma - T_T + T_G - T_\Theta, \\ S &= \oint \delta E/T = 0 \Rightarrow [T_K/T_H = (T_\Gamma/T_T)(T_G/T_\Theta)(T_\Phi/T_C)], \end{aligned}$$

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

Вводятся дополнительные сечения, в которых поток является скоростным:  $\epsilon$  – за сечением  $B$ ,  $\zeta$  – за сечением  $\Gamma$ ,  $\phi$  – за сечением  $\Phi$ . Уравнение тяги преобразуется подстановкой выражения расхода воздуха через величины заторможенного потока на входе в компрессор:

$$R = BR_{y\delta} = (q_\epsilon F_\epsilon p_B/T_B^{1/2} \hat{C})(V_C - V_H),$$

где  $R_{y\delta}$  – удельная тяга,  $q_\epsilon$  и  $F_\epsilon$  – относительная плотность тока и площадь потока при входе в компрессор,  $p$  – давление,  $\hat{C}$  – параметр, зависящий лишь от физических свойств идеального газа с постоянными теплоемкостями. В процедурах сравнений  $q_\epsilon$  – основа характеристик размеров подсистем.

На величины налагаются ограничения-неравенства:

$$\begin{aligned} E > 0, \quad T_H \leq T_B \leq T_B^M < T_\Gamma^M, \quad T_\Gamma \leq T_\Gamma^M, \quad T_G \leq T_G^M, \quad T_\Phi \leq T_\Phi^M, \\ \max [T_\Gamma^M, T_G^M] \leq T_\Phi^M, \quad 0 < q_\epsilon \leq q_\epsilon^M < 1, \end{aligned}$$

где индексом  $M$  помечены максимально допустимые значения величин. Содержательно неравенства означают: ВРД находится в состоянии функционирования; возможность вырождения типов в прямоточный вариант исключена; температура газов перед турбинами и соплом не может быть больше технически допустимых значений; температура газа перед турбиной не может быть больше максимальной температуры газа перед соплом; относительная плотность тока не может быть больше значений, определяемых спецификой конструкций.

Соотношения будут описывать функционирование ТРДСФ, если подстановками  $T_G = T_\Theta = T_T$  исключить  $T_G, T_\Theta$  величины пометить индексом, указывающим на прототип.

Вводятся безразмерные величины. Соотношения идеальной термореактивной системы «ТРДСФ» принимают вид

$$\begin{aligned} r &= r_{y\delta} q_\epsilon = q_\epsilon(v_C - v_H) = q_\epsilon[(\theta_\Phi - \theta_C)^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}], \\ e &= \theta_\Gamma - \theta_K + \theta_G - \theta_T + \theta_\Phi - \theta_\Theta, \\ \theta_K - \theta_B &= \theta_\Gamma - \theta_T + \theta_G - \theta_\Theta, \\ \theta_K - (\theta_\Gamma/\theta_T)(\theta_G/\theta_\Theta)(\theta_\Phi/\theta_C) &= 0, \\ e > 0, \quad 1 \leq \theta_B \leq \theta_B^M < \theta_\Gamma^M, \quad \theta_\Gamma \leq \theta_\Gamma^M, \quad \theta_G \leq \theta_G^M, \quad \theta_\Phi \leq \theta_\Phi^M, \\ \max [\theta_\Gamma^M, \theta_G^M] &\leq \theta_\Phi^M, \quad 0 < q_\epsilon \leq q_\epsilon^M < 1, \end{aligned}$$

где  $r$ ,  $v_j$ ,  $\theta_j$ ,  $e$  – соответственно безразмерные величины тяги, скорости, температуры, относительного количества тепла. Размерные величины определяются формулами

$$R = r(2c_p T_H)^{1/2} F_{\theta} p_B / T_B^{1/2} \dot{C},$$

$$V_j = v_j (2c_p T_H)^{1/2}, \quad T_i = \theta_i T_H, \quad E = e c_p T_H B.$$

Здесь принимается: коррекция структуры не влияет на величину  $F_{\theta}$ ; сравнение возможностей старта удовлетворительно аппроксимирует сравнение конкурентов при нулевой скорости полета на произвольной высоте. Описание можно уточнить делением  $\theta_G^M$ ,  $\theta_G^M$ ,  $\theta_{\phi}^M$  на отношение  $T_0/T_H$  ( $T_0$  – температура атмосферы при нулевой высоте).

### 1.2. Задачи локальной оптимизации, сравнения семейств оптимальных представителей типов

Полагается:  $r$  – критерий оптимизации;  $a$  – векторный параметр,  $a = (\theta_B, \theta_G^M, \theta_G^M, \theta_{\phi}^M, q_{\theta}^M)$ ;  $x$  – векторная переменная,  $x = (e, \theta_K, \theta_G, \theta_T, \theta_G, \theta_{\theta}, \theta_{\phi}, \theta_C, q_{\theta})$ . Задача: найти

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

где  $X$  – множество значений  $x$  в вышеприведенных ограничениях. Задача разрешается исключением зависимых переменных. При независимых переменных  $\theta_K, \theta_G, \theta_G, \theta_{\theta}, \theta_{\phi}, q_{\theta}$  выражение тяги преобразуется в выражение

$$r = q_{\theta} \{ [\theta_{\phi} (1 - \theta_G \theta_G / (\theta_K \theta_T \theta_{\theta}))^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2} ],$$

где  $\theta_T = \theta_G + \theta_G - \theta_{\theta} - \theta_K + \theta_B$ . Решение:

$$q_{\theta}^0 = q_{\theta}^M, \quad \theta_G^0 = \theta_G^M, \quad \theta_G^0 = \theta_G^M, \quad \theta_{\phi}^0 = \theta_{\phi}^M,$$

$$\theta_T^0 = \theta_{\theta}^0 = \theta_K^0 = (\theta_G^0 + \theta_G^0 + \theta_B)/3,$$

где индексом  $^0$  помечены оптимальные величины.

Принимается: коррекция структуры не влияет на максимально допустимые значения величин,

$$\theta_G^M = \theta_G^M_{\text{ТРДФ}}, \quad \theta_{\phi}^M = \theta_{\phi}^M_{\text{ТРДФ}}, \quad q_{\theta}^M = q_{\theta}^M_{\text{ТРДФ}}.$$

Условия оптимальности цикла прототипа имеют вид:

$$\theta_G^0_{\text{ТРДФ}} = \theta_G^M, \quad \theta_{\phi}^0_{\text{ТРДФ}} = \theta_{\phi}^M, \quad \theta_T^0_{\text{ТРДФ}} = \theta_K^0_{\text{ТРДФ}} = (\theta_G^0_{\text{ТРДФ}} + \theta_B)/2.$$

Таблица 0 ( $T_H = 216,5^0$ ,  $T_{\phi}^0 = 2165^0$ ,  $T_G^0 = 1730^0$  абс).

$\theta_B$	$v_H$	$\theta_K^0$	$\theta_K^0_{\text{ТРДФ}}$	$v_C$	$v_{\text{СТРДФ}}$	$r^0_{y\theta}$	$r^0_{y\theta \text{ТРДФ}}$	$r^0/r^0_{\text{ТРДФ}}$
1	0	5,66	4,5	2,54	2,46	2,54	2,46	1,032
2	1	6	5	2,66	2,605	1,655	1,605	1,031
3	1,41	6,34	5,5	2,74	2,7	1,325	1,29	1,029
4	1,73	6,66	6	2,8	2,785	1,07	1,06	1,013

Анализ отношения  $r^0/r^0_{\text{ТРДФ}}$  показывает, что оно заметно больше единицы при всех допустимых  $\theta_B$ , но больше на сравнительно малую величину. В таблице 0, рис. 2 – результаты вычислений при  $\theta_{\phi}^0 = 10$ ,  $\theta_G^0 = \theta_G^0 = 8$ .

Операции сравнений локально-оптимальных представителей типов образуют процедуру сравнений  $O$ .

В оценках типов столь же существенными, что и по критерию  $r$ , являются оценки по критерию импульса тяги по расходу тепловой энергии топлива  $j = r/e$ .

Оценки уровня экономичности основываются на следствии, вытекающем из уравнений расхода тепловой энергии и баланса работ лопаточных машин:

$$e = e_{\text{ТРДСФ}} = e_{\text{ТРДФ}} = \theta_{\phi} - \theta_B.$$

Оно означает, что результаты сравнений по крите-

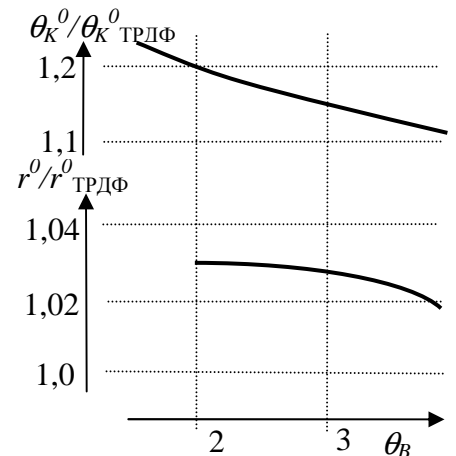


Рис.2

рию  $j$  будут такими же, что и по  $r$ .

## 2. Процедуры сравнений типов как регулируемых систем

### 2.1. Основные положения формальных сравнений, представления регулирования прототипа

Моделируются максимальные режимы функционирования ВРД относительно длительного действия. Зависимости величин газодинамического процесса от состояния набегающего потока аппроксимируют зависимости установившихся процессов. Исследования влияния регулирования на формирование остова начинаются при аппроксимациях возможных траекторий траекториями на постоянной высоте. Из совокупности контрольных точек проекта выделяются две точки:

$\alpha$  - точка с нулевым числом Маха набегающего потока;

$\omega$  - точка с максимальным проектным числом Маха набегающего потока (доминантная расчетная).

Множество состояний набегающего потока представляется расчетным диапазоном по температуре торможения набегающего потока, в предельных точках диапазона величины газодинамического процесса помечаются индексами  $\alpha, \omega$ .

Совокупность всевозможных условий формирования остова ограничивается формированиями всех подсистем представителя типа в одной точке расчетного диапазона:

$\phi$  - точка, в которой вариант ВРД - локально-оптимальный (раздел 1), в ней определяются площади протока газа.

Закон регулирования может контролировать одну величину (регулируемый параметр), система автоматического регулирования исполняет связь между двумя величинами процесса в диапазоне применения закона (под-диапазон, весь расчетный диапазон). Он может быть назван *составным*, если им контролируется несколько величин варьированием того же числа других величин (регулирующих факторов).

Принимается: независимо от подтипа площадь потока в срезе сопла регулируется по условию равенства давления в потоке атмосферному давлению и в описаниях систем автоматического регулирования это условие не отмечается. В сферу формирований структур выносятся традиционные законы регулирования:

$$n_{np} = const; \quad n = const; \quad \theta_\phi = const.$$

Отмечается специфика форм законов.

Выражения законов в величинах скоростей вращения ротора позволяет трактовать их условиями регулирования состоянием газового потока в турбокомпрессоре. Ввод величины «приведенная температура газа перед турбиной», выражения законов в терминах температур позволяют трактовать их условиями регулирования камер сгорания.

Рассматриваются режимы при критическом течении газа в соплах. Принимается: связи между величинами при возникновении дозвукового течения аппроксимируют связи при критическом течении.

При неизменности площадей протока вплоть до критического сечения сопла ТРДФ следствия закона  $n_{np} = const$  выписываются в виде

$$q_s = const = q_s^\phi \wedge \theta_i = \theta_i^{\phi} = \theta_i^\phi \theta_{B^\phi} / \theta_B^\phi, \quad i = K, \Gamma, T, \Phi$$

где отмечаются температуры, необходимые для определения величин производства тяги; специфика таких режимов подчеркивается обозначением  $\theta_i = \theta_i^{\phi}$ , названием *режимы подобия по температурам камер сгорания*.

$\theta_\phi = const$  – сокращенная форма представления *составного* закона регулирования форсажной камеры сгорания. Поскольку при неизменности площади потока в критическом сечении сопла вариации тепловой энергии форсирования изменяют состояние потока на выходе из турбины, то требуется согласование законов регулирования камер сгорания. Площадь потока в критическом сечении сопла – второй регулирующей фактор, вариациями которого можно обеспечить то состояние потока перед форсажной камерой, которое

определено законом регулирования турбокомпрессора. Параметром регулирования может быть температура, давление газа за турбиной, суммарная работа лопаточных машин.

Исследуются возможности регулирования при неизменности площадей протока газа в турбокомпрессорах.

Термином *программа регулирования* обозначается совокупность законов регулирования, примененная в расчетном диапазоне. Программа - *комбинированная*, если в расчетном диапазоне она - комбинация минимум из двух законов регулирования.

Программу регулирования ТРДФ с информацией, достаточной для вычисления величин максимальных режимов функционирования, можно представить в форме

$$(e_\Gamma, e_\phi, F_\phi) = \mathit{var}, \quad \theta_B \in [1, \theta_B^{\leftrightarrow}] \quad \theta_B \in [\theta_B^{\leftrightarrow}, \theta_B^{\omega}]$$

$$(\theta_\Gamma/\theta_B, \theta_\phi, \Sigma a) = \mathit{const}^{\alpha \leftrightarrow} \quad (\theta_\Gamma, \theta_\phi, \Sigma a) = \mathit{const}^{\leftrightarrow \omega}$$

где *var* - отметка величин, варьируемых системой автоматического регулирования,  $\phi$  - индекс критического сечения сопла,  $\leftrightarrow$  - индекс точки переключения между условиями  $\theta_\Gamma/\theta_B = \mathit{const}$ ,  $\theta_\Gamma = \mathit{const}$ ,  $\Sigma a$  - суммарная работа лопаточных машин,

$$\Sigma a_{\text{ТРДФ}} = -\theta_K + \theta_B + \theta_\Gamma - \theta_\Gamma, \quad \mathit{const}^{\alpha \leftrightarrow} = (\theta_\Gamma^{\leftrightarrow}/\theta_B^{\leftrightarrow}, \theta_\phi^{\omega}, 0), \quad \mathit{const}^{\leftrightarrow \omega} = (\theta_\Gamma^{\leftrightarrow}, \theta_\phi^{\omega}, 0).$$

## 2.2. Процедура сравнений 1

Остовы конкурентов формируются в доминантной точке,  $\theta_B^\phi = \theta_B^{\leftrightarrow} = \theta_B^\omega$ , применяется закон  $n_{np} = \mathit{const} = n_{np}^\omega$ , по примерным программам регулирования они приводятся в точку старта и там сравниваются по удельной тяге (значения относительной плотности тока равны и неизменны).

Пусть ТРДФ во всем диапазоне регулируется при неизменности площадей протока до критического сечения сопла:

$$\theta_B \in [1, \theta_B^\omega], e_\Gamma = \mathit{var} \Rightarrow \theta_\Gamma/\theta_B = \mathit{const}^{\omega\omega}.$$

Применение ее к ТРДСФ означает увеличение числа температур режимов подобия,

$$\theta_i = \theta_i^{\omega\omega} = \theta_i^\phi \theta_B/\theta_B^\phi, \quad i = K, \Gamma, T, G, \theta, \phi.$$

Отмечаются специфика, оценки режимов подобия:

☐ Температура газа на выходе из сопла неизменна:  $\forall \theta_B \in [1, \theta_B^\omega], \theta_C^{\omega\omega} = \theta_C^\omega, \theta_C^{\omega\omega}_{\text{ТРДФ}} = \theta_C^\omega_{\text{ТРДФ}}$ , где индексом « $\omega\omega$ » помечены величины, которые не определяются умножением на коэффициент подобия  $\theta_B/\theta_B^\omega$ .

☐  $\theta_C^\omega < \theta_C^{\omega\omega}_{\text{ТРДФ}}$  по причине большей степени повышения давления газа в цикле ТРДСФ.

☐ С учетом ограничений регулирования величины тяг выражаются явными функциями,

$$r_{y\delta \text{ТРДФ}} = r^{\omega\omega}_{y\delta \text{ТРДФ}} = [\theta_\phi^\omega \theta_B/\theta_B^\omega - \theta_C^\omega_{\text{ТРДФ}}]^{1/2} - \nu_H,$$

$$r_{y\delta} = r_{y\delta}^{\omega\omega} = [\theta_\phi^\omega \theta_B/\theta_B^\omega - \theta_C^\omega]^{1/2} - \nu_H.$$

☐ Отношение  $r^{\omega\omega}/r^{\omega\omega}_{\text{ТРДФ}}$  тем больше, чем больше разность  $\theta_B^\omega - \theta_B$ . В приведенном во ВВЕДЕНИИ примере ( $\theta_B^\omega = 3, \theta_B = 1$ ) оно увеличивается до  $\approx 1,1$ .

В рис. 3 показана трансформация локально-оптимальных циклов при приведении их режимами подобия в точку старта.

Производятся коррекции программ регулирования: в ТРДФ, ТРДСФ площади протока только в турбокомпрессорах неизменны, применен закон  $\theta_\phi = \mathit{const}$ , величины средненапорной камеры сгорания по-прежнему определяются законом  $n_{np} = \mathit{const}$ . Форма программы регулирования ТРДФ получается упрощением его вышеприведенной комбинированной программы,

$$r_{y\delta \text{ТРДФ}} = [\theta_\phi^\omega - \theta_B^\omega/\theta_B \theta_C^\omega_{\text{ТРДФ}}]^{1/2} - \nu_H.$$

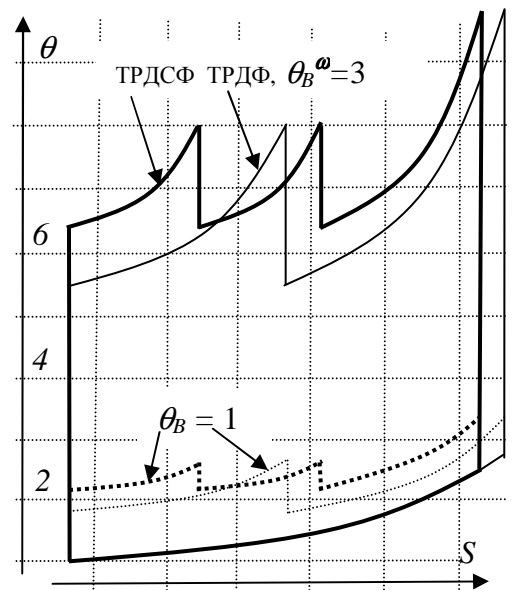


Рис. 3.



Что же касается программы регулирования ТРДСФ, то ее форму можно представить в виде

$$\begin{aligned} (e_G, e_\phi, F_\phi) &= \mathbf{var}, \theta_B \in [1, \theta_B^\omega] \\ &\Downarrow\Downarrow\Downarrow \\ (\theta_T/\theta_B, \theta_\phi, \Sigma a) &= \mathbf{const}^{\omega\omega}, \\ \Sigma a = \Sigma a_{\text{ТРДСФ}} &= -\theta_K + \theta_B + \theta_T - \theta_T + \theta_G - \theta_\Theta \\ \mathbf{const}^{\omega\omega} &= (\theta_T^\omega/\theta_B^\omega, \theta_\phi^\omega, 0). \end{aligned}$$

Результаты такого регулирования: значения тяг увеличиваются; отношение тяг остается таким же, что и при  $\theta_\phi = \theta_\phi^\omega$ .

При принятых ограничениях возможности повышения эффективности регулирования ТРДФ исчерпаны, но в ТРДСФ имеется возможность повышения эффективности использованием расхода топлива в средненапорной камере сгорания в качестве регулирующего фактора. В моделировании регуляции средненапорной камеры, ее влияний на процесс в целом используется режим подобия в качестве опорного режима.

с Фиксируется режим подобия:  $\theta_G = \theta_G^\omega$ ,  $\theta_B \in [1, \theta_B^\omega]$ . Задается вариация  $e_G$  такая, что  $\theta_G = \theta_G^\omega$ . В камере, ограниченной узкими протоками вверх и вниз по потоку, давление газа увеличится. Вводится индекс  $^{[M]}$ , которым помечаются величины, отвечающие вариации  $\theta_G = \theta_G^\omega = \theta_G^{[M]}$ .

с В идеале вариации  $\theta_G$  не влияют на  $q_g$  - относительную плотность тока в первом сопловом аппарате хвостовой турбины. В предположении, что вариации  $\theta_G$  не влияют на состояние потока в основной камере сгорания и компрессоре, из условия равенства значений расхода газа в сечении  $g$  при  $\theta_G = \theta_G^\omega$  и  $\theta_G = \theta_G^\omega$  следует отношение

$$p_G^{[M]}/p_G^{\omega\omega} = (\theta_G^\omega/\theta_G^\omega)^{1/2}.$$

с В идеале допустимо уменьшение работы головной турбины вплоть до нулевого значения. Из условия изоэнтропийного изменения состояния газа в ней выражается отношение произвольного давления к давлению в режиме подобия:

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

где  $k$  - отношение теплоемкости в изобарном процессе к теплоемкости в изохорном процессе.

с Из условий изобарного подвода тепла при  $p_T = p_G^{[M]}$  и при  $p_T^{\omega\omega} = p_G^{\omega\omega}$  выражается температура газа на выходе из головной турбины функцией от  $\theta_G^\omega$ :

$$\theta_T^{[M]} = \theta_T^\omega (\theta_G^\omega/\theta_G^\omega)^{(k-1)/(2k)}.$$

с Полагается, в идеале допустимо увеличение работы хвостовой турбины вплоть до работы головной турбины в режиме подобия. Баланс работ лопаточных машин восстанавливается изменением площадей протока газа в сопле:

$$\theta_\Theta^{[M]} = \theta_G^\omega - \theta_K^\omega + \theta_B + \theta_T^\omega - \theta_T^{[M]}.$$

с Проверяется предположение о том, что вариации  $\theta_G$  не влияют на состояние потока в основной камере сгорания и компрессоре: из сравнения отношений давлений в предельных режимах следует

$$(\theta_G^\omega/\theta_G^\omega)^{1/2} < (\theta_T^\omega/\theta_T^\omega)^{k/(k-1)},$$

вариация  $\theta_G = \theta_G^\omega = \theta_G^{[M]}$  допустима.

Программа регулирования ТРДСФ (в отмеченных ограничениях эффективность максимальна) представляется в виде

$$(e_G, e_G, e_\phi, F_\phi) = \mathbf{var}, \theta_B \in [1, \theta_B^\omega] \\ \Downarrow\Downarrow\Downarrow\Downarrow$$

$$(\theta_T/\theta_B, \theta_G, \theta_\phi, \Sigma a) = \mathbf{const}^{\omega\omega} = (\theta_T^\omega/\theta_B^\omega, \theta_G^\omega, \theta_\phi^\omega, 0),$$

выражение тяги принимает вид явная функция от  $\theta_B, \theta_B^\omega$ , величин формирования остова.

$$r_{y\delta}^{[M]} = [\theta_\phi^\omega (1 - \theta_T^\omega \theta_G^\omega / (\theta_K^\omega \theta_T^{[M]} \theta_\Theta^{[M]}))]^{1/2} - \nu_H.$$

Таким образом,  $r^{[M]}/r_{\text{ТРДФ}} > r^{\leftarrow} / r^{\leftarrow}_{\text{ТРДФ}}$  и разность тем больше, чем больше разность  $\theta_B^{\omega} - \theta_B$ , можно ожидать, что интегральная эффективность на  $[1, \theta_B^{\omega}]$  у ЛА с ТРДСФ будет существенно выше, чем у ЛА с ТРДФ.

Таблица 1 ( $\theta_B^{\omega} \rightarrow 1$ ).

$\theta_B^{\omega}$	$\theta_K^{\leftarrow}$	$\theta_{K_{\text{ТРДФ}}}^{\leftarrow}$	$\theta_T^{[M]}$	$\theta_{\phi}^{[M]}$	$r^{[M]}_{\text{уд}}$	$r_{\text{уд ТРДФ}}$
1	3	2,5	3,31	6,69	2,28	1,9
2	2,11	1,835	2,43	7,14	2,04	1,448
3	1,67	1,5	2,03	7,3	1,72	1,051

В таблице 1 и в графиках рис. 4 - результаты примерных расчетов. Величины  $\theta_{\phi}^0 = 10$ ,  $\theta_T^0 = \theta_G^0 = 8$  не зависят от точки формирования остова, точки формирования представлены значениями  $\theta_B^{\omega}$ . В таблице 1 - результаты приведения вариантов ВРД по их программам регулирования в точку старта ( $\theta_B^{\omega} \rightarrow \theta_B^{\alpha} = 1$ ). Расчеты показывают: можно ожидать: при  $2 \leq \theta_B^{\omega} < \theta_{\phi}^0$  у ЛА с ТРДСФ уровень эффективности взлета будет значительно выше, чем у ЛА с ТРДФ.

Отмечается: при  $\theta_B^{\omega} \rightarrow \theta_{\phi}^0$

(вырождение в прямоточный ВРД)  $r/r_{\text{ТРДФ}} \rightarrow 1$ , отношение достигает максимума в интервале  $3 < \theta_B^{\omega} < \theta_{\phi}^0$ .

### 2.3. Процедура сравнений 2

Задаются условия сравнений:

- 1) вариант программы регулирования ТРДСФ (подпункт 2.2.) не изменяется;
- 2) выравниваются значения удельных тяг при  $\theta_B = 1$  применением комбинированной программы регулирования ТРДФ, представленной в подпункте 2.1. Подчеркивается: равенство относительных плотностей тока в точке старта означает равенство расходов воздуха и абсолютных тяг.
- 3) точка формирования остова ТРДФ есть точка переключения условий регулирования:  $\theta_B^{\leftrightarrow} = \theta_B^{\leftarrow}_{\text{ТРДФ}}$ ; она определяется условием равенства удельных тяг при  $\theta_B = 1$ :

$$r^{[M]}_{\text{уд}}(\theta_B^{\omega}, \theta_B = 1) = r^{[M]}_{\text{уд ТРДФ}}(\theta_B^{\leftrightarrow}, \theta_B = 1).$$

Соответствующими подстановками выводится зависимость  $\theta_B^{\leftrightarrow}_{\text{ТРДФ}}$  от  $\theta_B^{\omega}$ , но тут можно найти значения  $\theta_B^{\leftrightarrow}$ , используя график по процедуры 1 (рис.4): задается значение  $\theta_B^{\omega}$ , находится значение  $r_{\text{уд}}$  в точке пересечения с кривой  $r_{\text{уд}}(\theta_B^{\omega}, \theta_B = 1)$  - последовательность отмечена жирными пунктирными стрелками в рис. 5; находится точка пересечения с кривой  $r_{\text{уд ТРДФ}}(\theta_B^{\omega}_{\text{ТРДФ}}, \theta_B = 1) = r_{\text{уд}}$ , находится  $\theta_B^{\leftrightarrow} = \theta_B^{\leftrightarrow}_{\text{ТРДФ}}$ .

Следующими операциями процедуры 2 являются формирование локально-оптимального ТРДФ при  $\theta_B = \theta_B^{\leftrightarrow}$ , вывод его в точку  $\omega$ , сравнение по тяге с ТРДСФ.

Основные результаты формирования остова ТРДФ:

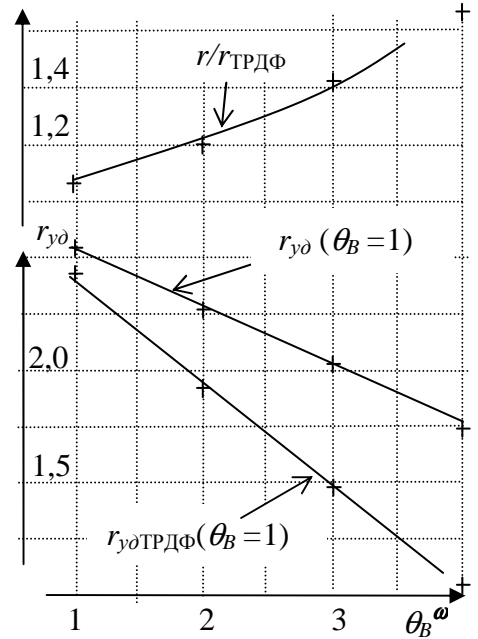


Рис. 4

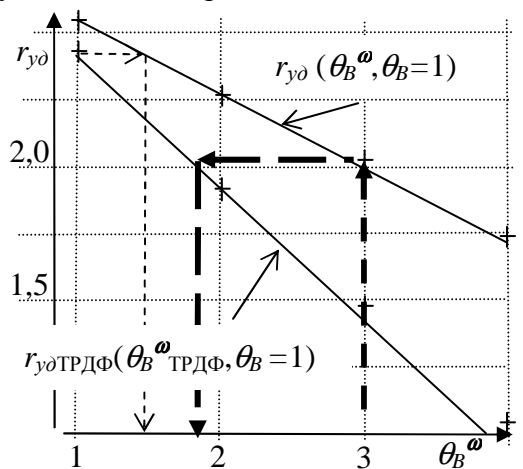


Рис. 5.

$$\theta_T^0 = \theta_T^{\leftrightarrow}, \theta_K^0_{\text{ТРДФ}} = \theta_K^{\leftrightarrow}_{\text{ТРДФ}}, q_\epsilon^0 = q_\epsilon^{\leftrightarrow}.$$

В диапазоне  $[\theta_B^{\leftrightarrow}, \theta_B^{\omega}]$  связи между величинами определяются условием неизменности удельной работы сжатия газа в компрессоре [1],

$$\theta_{K\text{ТРДФ}} - \theta_B = \theta_K^0_{\text{ТРДФ}} - \theta_B^{\leftrightarrow}_{\text{ТРДФ}},$$

равенством расхода воздуха на входе в компрессор расходу газа на входе в турбину. Из равенства расходов при произвольном допустимом значении  $\theta_B$  и при  $\theta_B^{\leftrightarrow}$  следует

$$q_\epsilon = q_\epsilon(F_2/F_6)(p_T/p_B)(\theta_B/\theta_T)^{1/2}, q_\epsilon^{\leftrightarrow} = q_\epsilon(F_2/F_6)(p_T/p_B)^{\leftrightarrow}(\theta_B^{\leftrightarrow}/\theta_T).$$

Из условия изэнтропийного изменения состояния потока в компрессоре отношение давлений выражается отношениями температур, полагается: в идеале вариации состояния потока в основной камере сгорания не влияют на  $q_\epsilon$  - относительную плотность тока в первом сопловом аппарате турбины. Выражается отношение относительных плотностей тока,

$$q_{\epsilon\text{ТРДФ}}/q_\epsilon^0 = ((\theta_{K\text{ТРДФ}}/\theta_B)/(\theta_K^{\leftrightarrow}_{\text{ТРДФ}}/\theta_B^{\leftrightarrow}))^{k/(k-1)}(\theta_B/\theta_B^{\leftrightarrow})^{1/2},$$

где  $\theta_{K\text{ТРДФ}}$  выражается из условия неизменности удельной работы сжатия газа в компрессоре; соотношений достаточно для вычисления величин в точке  $\omega$ .

Заключительная операция процедуры 2 - определение предела ее применения: это - то значение  $\theta_B^{\omega}$ , при котором приведенный в точку старта ТРДСФ будет иметь тягу, равную тяге локально-оптимального ТРДФ в точке старта (последовательность определения в рис. 5 отмечена тонкими пунктирными стрелками).

Таблица 2.

$\theta_B^{\omega}$	$r_{\text{уд}}^{[M]}$	$\theta_B^{\leftrightarrow}$	$\theta_K^{\leftrightarrow}$	$\theta_K$	$q_{\epsilon\text{ТРДФ}}/q_\epsilon^0$	$r_{\text{уд}}^0_{\text{ТРДФ}}$	$r^0/r_{\text{ТРДФ}}$
	( $\theta_B=1$ )			ТРДФ		( $\leftrightarrow \rightarrow \omega$ )	( $\theta_B=\theta_B^{\omega}$ )
2	2,275	1,3	4,65	5,35	0,3805	1,6	2,71
3	2,04	1,8	4,9	6,1	0,3915	1,29	2,63
4	1,722	2,5	5,25	7	0,672	1,06	1,51

В таблице 2 ( $\leftrightarrow \rightarrow \omega$ ) означает привод ТРДФ в точку  $\omega$ . Диапазон, в котором на старте тяга ТРДФ меньше тяги ТРДСФ, обеспечить равенство невозможно - [1, 1,5). Пример показывает: точка формирования остова слабо влияет на удельную тягу в доминантной точке; абсолютная тяга существенно уменьшается из-за уменьшения  $q_{\epsilon\text{ТРДФ}}$ .

#### 2.4. Дополнение к коррекции регулирования

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

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

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

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

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

С внесением корректив отношение удельных тяг ТРДСФ, ТРДФ от значения 1,41 увеличится до  $\approx 1,45$ .

#### Заключение

Коррекциями схемы, формального определения локально-оптимальных представителей прототипа на нулевом уровне описаний теории ВРД определены локально-оптимальные представители виртуального подтипа.

Сформированы две процедуры сравнения регулируемых систем. Состав комбинированной программы регулирования ограничен двумя законами - неизменности приведенного числа оборотов ротора и неизменности температуры газа на выходе из основной камеры сгорания. Условия переключения законов положены важнейшими условиями формирования остовов конструкций ВРД. Принято, что если применяется комбинированная программа регулирования с точкой переключения внутри проектного диапазона, то она полагается точкой формирования остовов ВРД.

Представлены алгоритмы, позволяющие при несовпадающих точках формирования остовов конкурентов сравнить их по основным критериям совершенства в проектной точке функционирования при условии равенства тяг в точке старта. Исследования показывают: в идеале уровень эффективности у виртуального подтипа значительно выше, чем у прототипа

Использованы эвристические приемы сопоставлений традиционных типов, экстраполяция влияний некоторых факторов на совершенства подсистем, на основные технические характеристики представителей виртуальной структуры.

Опыты построений изделий разных типов, схожесть структур типов, подтипов, обобщения теории ВРД приведенные численные примеры позволяют утверждать, что существуют такие условия, в которых предложенные процедуры будут обеспечивать приемлемую достоверность оценки уровня перспективности виртуальной структуры.

Вывод: уровень перспективы практической разработки проекта виртуальной структуры высок.

### 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. *Скубачевский Г.С.* Авиационные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 1974.
5. *Жуков А.Н.* Авиационные двигатели: принципы формирования и моделирования виртуальных структур. ВЦ РАН, 2013.