

**А.Н. ЖУКОВ**

**ВИРТУАЛЬНЫЕ АВИАДВИГАТЕЛИ: ПОДТИПЫ  
С МЕХАНИЗМАМИ АККУМУЛЯЦИИ ГАЗА И  
ИСПОЛНЕНИЯ ЦИКЛОВ В ПЕТЛЕВОМ ПОТОКЕ**

*Предлагаются модификации газотурбинного двигателя с дополнительным контуром, в котором аккумулируется газ с целью повышения эффективности производства реактивной силы. Сравняются возможности модификаций с возможностями прототипов в локальных условиях функционирования и как регулируемых систем в диапазоне по температуре торможения набегающего воздушного потока.*

**ВВЕДЕНИЕ**

Исследуются перспективы корректирования структур воздушно-реактивных двигателей (ВРД), кардинальный аспект которых можно представить присоединением к основному газовому потоку петлевого потока. В петлевой (круговой) контур могут быть включены механизмы исполнения некоторых частных термодинамических процессов. За исключением торможения в воздухозаборнике и расширения в сопле аккумулированный поток может участвовать в тех же частных процессах, что и основной поток, он может охлаждаться как основным потоком, так и обтекающими летательный аппарат (ЛА) слоями атмосферы.

Рассмотрения коррекций с подводом энергии топлива в аккумулированный поток и отводом тепла в основной поток перед компрессором стимулированы сопоставлениями результатов преобразования типа «турбореактивный двигатель (ТРД)» в двухконтурные варианты ТРД (ТРДД) с требованиями, предъявляемыми к проектам ВРД сверхзвуковых ЛА:

В агрегатах трансформация «ТРД → ТРДД» воспринимается присоединением вариантов дополнительного контура со своим *реактивным* потоком к контуру ТРД, остов которого от входа в подсистему сжатия потока до первых ступеней турбины включительно неизменен.

При фиксированных значениях расхода тепловой энергии топлива, температуры газа перед турбиной с увеличением расхода дополнительного потока удельная тяга и вес конструкции монотонно уменьшаются, импульс тяги по тепловой энергии монотонно увеличивается при неизменности коэффициента полезного действия (КПД) термодинамического цикла. Уровень эффективности применения в проектах ЛА дозвуковой, околозвуковой скорости полета высок.

Имеется принципиальная возможность построения ТРД, равных ТРДД по температуре газа перед турбиной, по расходам тепловой энергии топлива и набегающего воздушного потока. Специфика таких образцов - с увеличением расхода воздушного потока удельная тяга уменьшается, КПД цикла, импульс тяги по тепловой энергии и вес конструкции увеличиваются. Основная причина неэффективности ТРД в дозвуковой авиации – при желательной небольшой удельной тяге вес конструкции весьма велик.

Для продолжительного продвижения ЛА со значительной сверхзвуковой скоростью верхнего предела ТРД по удельной тяге недостаточно, применяется тип «ТРД с форсажной камерой сгорания (ТРДФ)». Коррекция структуры ТРДФ с целью увеличения верхнего предела по удельной тяге, приближения проектной скорости ЛА с ВРД, в котором мощность компрессора приемлема по ограничениям взлетной тяги, к большой сверхзвуковой скорости актуальна.

Существует подмножество проектных доминантных состояний функционирования ЛА, для достижения которых достаточно функционирования ТРДФ в режиме частичного форсирования.

Развитие сверхзвуковой гражданской авиации актуально. Экология, рентабельность эксплуатации, обеспечение взлета ЛА массовой гражданской авиации исключительно маршевой силовой установкой имеют приоритетное значение. Коррекция структуры ТРД, которая вместо традиционного форсирования позволяет использовать более эффективный способ, актуальна.

Можно предположить: использование потока присоединенного контура не в качестве потребителя части механической энергии, произведенной циклом на основном реактивном потоке, а в качестве вспомогательного производителя механической энергии, потребляемой единым реактивным потоком, увеличит удельную тягу ВРД виртуально инновационных структур. Можно ожидать, исполнение цикла на петлевом потоке с отводом тепла в обтекаемые ЛА слои атмосферы будет эффективным на практике.

Анализируются возможности тех подтипов, предположительная область применения которых – окрестность границы областей применения ТРД, ТРДФ. В оценках учитывается влияние коррекций на эффективность их систем автоматического регулирования. Основа эвристических оценок – формальные оценки возможностей предельных абстракций теории ВРД.

Подчеркиваются кардинальные аспекты формирований структур с круговым контуром, сравнений возможностей с прототипом.

- ◆ Аэродинамическое сопротивление ЛА максимально в доминантной (расчетной) точке с максимальной скоростью полета. Формирование остова представителя типа ВРД в этой точке по условиям термореактивной эффективности означает, что он развивает максимальную абсолютную тягу именно в этой точке.
- ◆ Область применения типа, подтипа ВРД аппроксимирует диапазон по температуре торможения набегающего потока на фиксированной высоте.
- ◆ Ограничения, налагаемые конструкцией воздухозаборника на состояния потока, не учитываются, торможение - изоэнтропийное.
- ◆ Моделируется, обсуждается влияние корректив структуры на ограничения, налагаемые кардинальными законами регулирования на максимальную тягу ВРД – неизменность приведенного числа оборотов ротора, неизменность температуры газа перед турбиной [1, 2].
- ◆ Основы производства тяги аппроксимируют два связанных идеальных цикла, одномерные установившиеся движения идеального газа, расширение потока в срезе сопла до атмосферного давления.
- ◆ В сравнениях предельных абстракций допускается вырождение ТРД в варианты прямоточных ВРД (ПВРД) и они рассматриваются как частные случаи типа ТРД.
- ◆ Следует ожидать: приемлемая эффективность охлаждения петлевого потока будет достигаться при включении теплообменников в конструкцию планера.

### 1. Схема первого подтипа, аспекты детализации

Подтип «ТРД с круговым (аккумуляторным) контуром (ТРДА, рис. 1, где 1 – камера смешения, 2 – турбина кругового контура, 3 – панель возвратного канала)» отличается от ТРД тем, что в него введены камера смешения (между воздухозаборником и компрессором), турбина кругового контура (между основной турбиной и соплом), каналы возврата аккумулялированного газа в камеру смешения. Полагается: участки канала, поворачивающие петлевой поток в противоположное направление и в направление движения основного потока в камере смешения теплоизолированы.

Безусловно, увеличение удельной тяги в доминантной точке имеет существенное значение. Однако в проблеме приближения проектной скорости ЛА с не форсируемыми подтипами ВРД к значительной сверхзвуковой скорости гораздо более существенное значение имеют ограничения по взлетной тяге. В агрегированных представлениях структура ТРДА оказывается эффективнее прототипа и в таком аспекте. Пример:

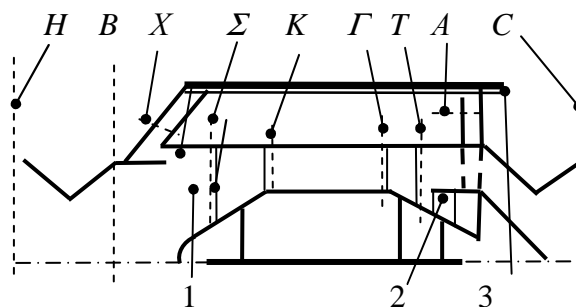


Рис. 1. ТРДА

- Пусть значение отношения расчетной максимальной температуры газа перед турбиной к температуре атмосферы = 8, желателен проект ТРД с максимальной удельной тягой. В идеале оптимальное отношение температур сжатого воздушного потока =  $8^{1/2}$ . Формирование остова в доминантной точке с температурой торможения набегающего потока =  $8^{1/2}$  означает исключение из состава подсистем ТРД компрессора и турбины (вырождение ТРД в ПВРД), равенство нулю тяги при взлете.
- Пусть при той же температуре торможения набегающего потока ( $= 8^{1/2}$ ), том же значении расхода тепловой энергии топлива формируется остов ТРДА. Поскольку величина расхода тепловой энергии подводится к потоку, расход которого больше на величину расхода аккумулялированного газа, то при фиксированной максимальной температуре газа перед турбиной потребуется дополнительное поджатие воздушного потока в компрессоре, следовательно, тяга ТРДА, «приведенного» в стартовые условия, будет больше нуля.

Рассматривается та модификация ТРДА, в которой существенный фрагмент системы возвратных каналов спроектирован в виде *панели, являющейся фрагментом поверхности ЛА*. Т.е., предусматривается возможность охлаждения аккумулялированного потока ресурсом атмосферы.

Отмечается:

Результат охлаждения атмосферой ограничен не только ее температурой, но и температурой аккумулялированного потока, размерами, положением возвратного канала-панели. Приближение результата охлаждения к практике можно выразить ограничением предельно допустимой температуры охлаждения.

В сфере формирования структур построения, оценки теоретически допустимых предельных представителей ТРДА целесообразны.

Несмотря на относительно небольшую разность между температурами торможения набегающего потока и атмосферы, несовершенство теплообменных устройств и ограниченность обтекаемых площадей ЛА может быть целесообразным ввод теплообменника, отводящего тепло из потока перед камерой смешения в атмосферу.

Следует ожидать, что вывод петлевого потока в установившийся режим функционирования будет осуществляться автоматически при запуске и в переходных режимах функционирования ТРДА.

## 2. Модель функционирования, оценок в локальных условиях

Основные положения: Потoki идеальных газов с постоянными теплоемкостями – одномерные, установившиеся, в сечениях «В – С» (рис. 1) потоки заторможены. Сжатие-расширение газов – изэнтропийные процессы, подвод-отвод тепла – изобарные процессы. В сопле газ расширяется до атмосферного давления, расход топлива - пренебрежимо мал по сравнению с расходом воздуха. Уравнения тяги, расходов масс газа, расхода тепловой энергии, сохранения энергии при смешении, баланса работ лопаточных машин имеют вид

$$\begin{aligned} R &= B_H(V_C - V_H) = B_H\{[2c_p(T_T - T_C)]^{1/2} - [2c_p(T_B - T_H)]^{1/2}\}, \\ B_H &= B_B = B_C, & B_\Sigma &= B_K = B_B + B_A, \\ E &= E_\Gamma = c_p B_K(T_\Gamma - T_K), & B_B T_B + B_A T_X &= B_\Sigma T_\Sigma, \\ & & B_K(T_K - T_\Sigma) &= B_K(T_\Gamma - T_T) + B_A(T_T - T_A), \end{aligned}$$

где  $R$ ,  $V_i$ ,  $T_i$ ,  $B_i$  – соответственно тяга, скорость, абсолютная температура, расход газа,  $i = H, B, \Sigma, K, \Gamma, T, A$ ,  $c_p$  – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении,  $E$  – расход тепловой энергии топлива.

Задаются условия смешения: равенство давлений газов на выходе из турбины аккумуляторного контура, на выходе из воздухозаборника, на выходе из камеры смешения -

$$p_B = p_A = p_\Sigma \Rightarrow T_B/T_H = (T_K/T_H)/(T_\Gamma/T_A),$$

где  $p$  – давление. Условия позволяют представить термодинамическую основу модели двумя обратимыми циклами – основным и аккумуляторным - и связать величины газодинамического процесса обратимостью основного цикла:

$$\left(\oint \delta E/T\right)_o = 0 \Rightarrow (T_B/T_H)(T_K/T_\Sigma) = T_\Gamma/T_C,$$

где  $\delta E$  - элементарное приращение тепловой энергии в круговом процессе,  $o$  - индекс основного цикла.

На величины налагаются ограничения-неравенства:

$$\begin{aligned} E > 0, 0 < B_B, 0 \leq B_A \leq B_A^M, T_H \leq T_B \leq T_B^M < T_\Gamma^M, \\ T_H \leq T_X^m \leq T_X \leq T_A, T_\Sigma < T_K < T_\Gamma \leq T_\Gamma^M, \end{aligned}$$

где  $^M$  и  $^m$  - индексы максимально и минимально допустимых значений величин, в доминантной точке проекта ТРДА:  $T_H < T_B \ll T_\Gamma^M$ . Отмечаются характерные ограничения  $T_X^m$ :

При  $T_X^m = T_A$  аккумулятированный поток охлаждается ресурсом основного потока;

При  $T_X^m = T_B$  у цикла на петлевом потоке допускается отвод тепла, не изменяющий температуру потока в камере смешения;

$T_X^m = T_H$  - допустимое условие сферы формирования структур;

$T_H < T_X^m < T_B$  - приближение желательного результата охлаждения в практике.

Вводятся безразмерные величины. Соотношения идеальной терморреактивной системы «ТРДА» принимают вид

$$\begin{aligned} r_{y\delta} &= v_C - v_H = (\theta_\Gamma - \theta_C)^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}, \\ e &= (\theta_\Gamma - \theta_K)(1 + \mu), \\ \theta_B + \mu\theta_X &= (1 + \mu)\theta_\Sigma \\ (1 + \mu)(\theta_K - \theta_\Sigma) &= \theta_\Gamma - \theta_T + \mu(\theta_\Gamma - \theta_A), \\ \theta_B &= \theta_K\theta_A/\theta_\Gamma, & \theta_B\theta_K/\theta_\Sigma &= \theta_\Gamma/\theta_C, \\ e > 0, 0 \leq \mu \leq \mu^M, 1 \leq \theta_B \leq \theta_B^M < \theta_\Gamma^M, \\ 1 \leq \theta_X^m \leq \theta_X \leq \theta_A, \theta_B \leq \theta_\Sigma < \theta_K < \theta_\Gamma \leq \theta_\Gamma^M, \end{aligned}$$

где  $r_{y\delta}$ ,  $v_j$ ,  $\theta_j$ ,  $e$ ,  $\mu$  – соответственно безразмерные величины удельной тяги, скорости, температуры, относительного количества тепла, степени аккумуляции, определяемой равенством  $\mu = B_A/B_B$ . Размерные величины определяются формулами

$$\begin{aligned} R &= r_{y\delta}(2c_p T_H)^{1/2} B_B, & V_j &= v_j(2c_p T_H)^{1/2}, \\ T_i &= \theta_i T_H, & E_i &= e_i c_p T_H B_i, & B_A &= \mu B_B. \end{aligned}$$

В задаче условной локальной оптимизации величины классифицируются следующим образом:  $r_{y0}$  - единый критерий;  $a$  - вектор параметров (параметров семейства локально-оптимальных представителей типа «ТРДА»),

$$a = (e, \theta_B, \theta_X^m, \theta_T^M, \mu^M);$$

$x$  - вектор переменных,

$$x = (\mu, \theta_X, \theta_K, \theta_T, \theta_A, \theta_\Sigma, \theta_C).$$

Требуется найти

$$\text{Arg max}_{x \in X} r_{y0}(a, x), \quad \max_{x \in X} r_{y0}(a, x),$$

где  $X$  - множество допустимых значений  $x$ , задаваемое приведенной выше системой соотношений.

*Решение.* Задача разрешается явно. При независимых переменных  $\theta_X, \theta_T, \mu$  зависимые переменные  $\theta_K, \theta_A, \theta_\Sigma, \theta_C$  выражаются в виде

$$\theta_K = \theta_T - e/(1 + \mu), \quad \theta_A = \theta_B \theta_T / \theta_K, \quad \theta_\Sigma = (\theta_B + \mu \theta_X)/(1 + \mu), \\ \theta_T = \theta_T - (1 + \mu)(\theta_K - \theta_\Sigma) + \mu(\theta_T - \theta_A), \quad \theta_C = \theta_T \theta_\Sigma / (\theta_B \theta_K).$$

Максимум  $r_{y0}$  достигается при

$$\theta_X^0 = \theta_X^m, \quad \theta_T^0 = \theta_T^M, \quad \mu^0 = \mu^M,$$

где индексом  $^0$  помечены оптимальные величины.

Сравнения возможностей ТРД, ТРДА при равенстве температур газа перед турбиной, расхода тепловой энергии топлива дает результаты:

$$\forall \theta_B \in [1, \theta_B^M], \quad \theta_B^M \rightarrow \theta_T^M$$

↓

$$r_{y0}^0_{\text{ТРДА}} > r_{y0}^0_{\text{ТРД}}, \quad (\theta_K^0 / \theta_\Sigma)_{\text{ТРДА}} > (\theta_K^0 / \theta_B)_{\text{ТРД}}.$$

Решение задачи достижения максимума по переменной  $e$  дает результат

$$e^0_{\text{ТРДА}} > e^0_{\text{ТРД}}.$$

Отмечается специфика теоретически допустимых возможностей подтипа «ТРДА»:

При  $\mu^M \rightarrow \infty$  степень повышения давления при подводтепла и коэффициент преобразования тепловой энергии устремляются к максимально допустимым значениям.

При  $\mu^M \rightarrow \infty, \theta_X^m \rightarrow 1$  остов ТРДА, сформированный в доминантной точке, устремляется к остову, сформированному в точке взлета.

### 3. О регулировании, модификациях под некоторые варианты программы регулирования

Отмечаются возможности, специфика регулирования ТРДА на примерах регулирования, корректирования модификаций ТРДА№.

**1.** Формируется остов в доминантной точке варианта ТРДА1 при  $\theta_X^m = \theta_B^\omega$ , где  $\omega$  - доминантная расчетная точка проекта: функционирование по термореактивным критериям - локально-оптимальное, относительная плотность тока на входе в компрессор, скорость вращения ротора равны расчетным максимальным значениям.

В проектном диапазоне по температуре торможения набегающего потока применяется закон неизменности приведенного числа оборотов ротора и полагается: аккумулярованный поток охлаждается так, что температура потока в камере смешения не изменяется ( $\theta_X^m = \theta_X = \theta_B$ ). Максимальная удельная тяга ТРДА1 в произвольной точке диапазона вычисляется по формуле

$$r_{y0}(\theta_X = \theta_B) = [\theta_T^\omega \theta_B / \theta_B^\omega - \theta_C^\omega]^{1/2} - v_H.$$

Имеет место отношение

$$r_{y0}(\theta_X = \theta_B)_{\text{ТРДА1}} / r_{y0\text{ТРД}} > 1$$

и оно тем больше, чем больше разность  $\theta_B^\omega - \theta_B$ . Объясняется это тем, что в доминантной точке степень повышения давления газа в компрессоре у ТРДА1 больше, чем у ТРД, позитивное влияние превышения на фоне уменьшающегося давления потока за воздухозаборником усиливается.

2. Формируется остов в доминантной точке варианта ТРДА2 при  $\theta_X^m = 1$  с соответствующим изменением определяющих остов значений величин. В проектном диапазоне по температуре торможения набегающего потока применяется закон неизменности приведенного числа оборотов ротора и полагается: аккумулярованный поток охлаждается до температуры атмосферы ( $\theta_X^m = \theta_X = 1$ ).

Подчеркиваются суть закона регулирования, изменений в системе автоматического регулирования: контроль предельной скорости вращения ротора есть контроль предельного числа Маха потока на входе в компрессор, **температура, по значениям которой изменяются состояния газа в турбокомпрессоре, определяется непосредственно перед входом в компрессор.** Удельная тяга вычисляется по формуле

$$r_{y\partial}(\theta_X = 1) = [\theta_T^\omega \theta_{\Sigma}^\omega / \theta_{\Sigma}^\omega - \theta_C^\omega \theta_{\Sigma}^\omega / \theta_B]^{1/2} - v_H.$$

Отношение

$$r_{y\partial}(\theta_X = 1)_{\text{ТРДА2}} / r_{y\partial\text{ТРДА1}} > 1$$

тем больше, чем больше разность  $\theta_B^\omega - \theta_B$ , поскольку диапазон регулирования меньше диапазона функционирования,

$$[1, \theta_B^\omega] \supset [1, \theta_{\Sigma}^\omega],$$

позитивное влияние увеличения скорости вращения ротора ТРДА2 относительно скорости вращения ротора ТРДА1 на фоне уменьшающегося давления потока за воздухозаборником усиливается.

3. Можно ожидать, на практике расход аккумулярованного газа будет относительно невелик ( $0 < \mu^M \ll 1$ ), для продвижения проектной скорости ЛА к значительной сверхзвуковой скорости придется в окрестности доминантной точки задать точку *формирования остова* с меньшей температурой торможения набегающего потока и применить закон неизменности физического числа оборотов ротора для достижения доминантной точки. Можно ожидать, наличие кругового потока и использование ресурса охлаждения атмосферных слоев обтекания и в ТРДА3, отличающегося от ТРД2 точкой формирования остова, будут отчасти нивелировать негативные факторы неизменности физического числа оборотов ротора.

4. Возможно повышение эффективности регулирования регуляцией температуры потока перед компрессором: достаточно в систему возвратных каналов ввести неохлаждаемые каналы и в зависимости от условий функционирования смешивать потоки в разных пропорциях. Вариант программы регулирования ТРДА4 с информацией, достаточной для вычисления величин максимальных режимов функционирования в идеале, можно представить в форме

$$\begin{array}{ccc} e = \text{var} & \theta_B \in [1, \theta_B^{\leftrightarrow}] & \theta_B \in [\theta_B^{\leftrightarrow}, \theta_B^\omega] \quad (e, \varphi_{\Sigma}) = \text{var} \\ & \downarrow & \downarrow \\ & \theta_T / \theta_{\Sigma} = \text{const}^{\alpha \leftrightarrow} & (\theta_T, \theta_{\Sigma}) = \text{const}^{\leftrightarrow \omega} \end{array}$$

где *var* - отметка величин, варьируемых системой автоматического регулирования,  $\leftrightarrow$  - индекс точки переключения между условиями  $\theta_T / \theta_B = \text{const}$ ,  $\theta_T = \text{const}$ , он же - индекс точки формирования остова ТРДА4,  $\varphi_{\Sigma}$  - отношение расхода охлаждаемого потока к расходу потока в круговом контуре,  $\varphi_{\Sigma} = 0$  - условие формирования остова,  $\varphi_{\Sigma} = 1$  - значение в доминантной точке проекта,  $\alpha$  - индекс точки старта,

$$\text{const}^{\alpha \leftrightarrow} = \theta_T^{\leftrightarrow} / \theta_B^{\leftrightarrow}, \quad \text{const}^{\leftrightarrow \omega} = (\theta_T^{\leftrightarrow}, \theta_{\Sigma}^{\leftrightarrow}),$$

неизменность  $(\theta_T^{\leftrightarrow}, \theta_{\Sigma}^{\leftrightarrow})$  аппроксимируют неизменность и приведенной, и физической скорости вращения ротора.

#### 4. Дополнительные замечания, построения

1. Значительное уменьшение температуры газа перед турбиной кругового контура облегчает регулирование расхода газа через нее поворотами лопаток направляющего аппарата. Баланс работ лопаточных машин в таких условиях может быть обеспечен варьированием площадей протока сопла.

2. Рациональными могут оказаться модификации ТРДА, в которых вместо турбины кругового контура установлены варианты блока емкостей с поршнями.

*1-й вариант.* В идеале ход поршня ограничивается условием соприкосновения поршня с торцевой стенкой емкости. С отходом от стенки газ впускается в емкость, затем отверстия впуска закрываются, газ расширяется и совершает работу. Затем во втором такте газ выталкивается в возвратный канал. Т.е., в преобразовании «ТРДА → ТРДА5» поршневой блок – заменитель турбины кругового контура и в термодинамическом отношении.

Специфика циркуляции аккумулированного газа, исполнения частных процессов в емкости позволяют способом *слабой коррекции структуры в процессе функционирования ТРДА5* (рис. 2) увеличить абсолютную тягу в окрестности точки взлета:

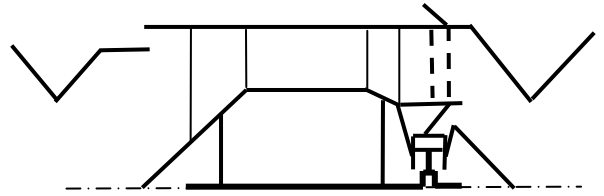


Рис. 2. ТРДА5 в окрестности взлета

Доступ газа в возвратный канал закрывается, доступ газа из основной турбины в ресивер поршневого блока закрывается. Открываются дополнительные окна впуска воздуха в камеру смешения и ресивер поршневого блока.

Изменяются протекающие в емкости процессы: с отходом от стенки воздух впускается в емкость, в нижней «мертвой» точке хода поршня отверстия впуска закрываются, в обратном ходе поршня воздух сжимается, потребляется производимая основной турбиной энергия. При достижении давления газа перед соплом открываются отверстия выпуска сжатого воздуха из емкости в поток перед соплом. Баланс работ лопаточных машин, поршневого блока и возможное дозвуковое истечение обеспечиваются варьированием площадей протока в сопле.

*2-й вариант.* Поршневой блок используется в качестве дополнительного преобразователя тепловой энергии в механическую энергию: с отходом от стенки газ впускается в емкость, затем отверстия впуска закрываются, подводится тепло, газ расширяется и совершает работу. Этот вариант воспринимается как некоторое приближение к подтипу «ТРД со средненапорной камерой сгорания» [2].

3. Преобразование «ТРДА → ТРДА6» (рис. 3, где 1 – компрессор кругового контура) заключается в установке турбины кругового контура с большим перепадом давления газа и компрессора кругового контура для восстановления давления аккумулированного газа до давления в основном потоке перед основным компрессором.

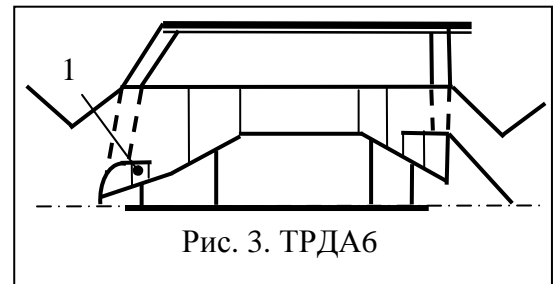


Рис. 3. ТРДА6

Решения задач условной оптимизации идеальных термореактивных систем «ТРДА, ТРДА6» в локальной точке функционирования при условии охлаждения петлевого потока до температуры невозмущенной атмосферы дают результат:

$$r_{уд}^0_{ТРДА6} > r_{уд}^0_{ТРДА}$$

4. С вводом в ТРДА6 дополнительных агрегатов появляется возможность совершенствования системы автоматического регулирования дальнейшим расширением состава регулирующих факторов, параметров регулирования.

5. Решение задачи формирования оптимального остова ТРДА (первый подтип) с форсажной камерой сгорания выражается в виде

$$\theta_X^0 = \theta_X^m, \theta_\Gamma^0 = \theta_\Gamma^M, \theta_\Phi^0 = \theta_\Phi^M, \mu^0 = \mu^M, \\ \theta_K^0 = (\theta_\Gamma + (\theta_B + \mu\theta_X)/(1 + \mu))/2,$$

где  $\phi$  - индекс сечения потока перед соплом.

**Литература**

1. Жуков А.Н. Авиационные двигатели: принципы формирования и моделирования виртуальных структур. ВЦ РАН, 2013.
2. Жуков А.Н. О виртуальной структуре двигателя для сверхзвуковой авиации. ВЦ РАН, 2013.