

А.Н. ЖУКОВ

**ВИРТУАЛЬНЫЕ АВИАДВИГАТЕЛИ: ЦИКЛЫ
С ПРОИЗВОДСТВОМ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСТВА
В ПРОЦЕССЕ ПОДВОДА ТЕПЛА**

Исследуются направления формирования авиадвигателей, связанные с включением в производство тяги термоэлектрических процессов. Формируются подтипы с электрифицированной камерой сгорания, в предельных абстракциях их возможности сопоставляются с возможностями прототипов.

ВВЕДЕНИЕ

Подчеркиваются основные аспекты использования термоэлектричества в производстве тяги, корректирования воздушно-реактивных двигателей (ВРД) в подтипы электрифицированных ВРД (ЭВРД) [1].

- Коэффициент полезного действия (КПД) наземного термоэлектрического генератора ~ 17%. Он невелик по сравнению с КПД термодинамического цикла, на КПД негативно влияют факторы: обеспечения приемлемых уровней подвижности и изоляции высокотемпературного потока и подвижности охлаждающего потока; неидеального горения топлива; потерь энергии с выводом продуктов сгорания из процесса. Термобатареи несовершенны и по авиационным критериям габаритов, веса.
- Вывод распределенного в объеме газового потока через ограничивающие его поверхности тепла – негативный атрибут термобатареи. Следует ожидать: авиа-термобатареи (АТБ) первого поколения будут маломощными.
- В ВРД есть и высокотемпературный поток, и обтекающие летательный аппарат (ЛА) холодные слои атмосферы, вывод продуктов сгорания - атрибут реактивной силы: отмеченные негативные факторы генерации вне ВРД исключены, КПД авиа-термобатарей, уровни габаритного, весового совершенства будут выше.
- Термоэлементы могут быть регенераторами тепла частных процессов. *Терморреактивная эффективность* ЭВРД (критерии тяги, импульса тяги по тепловой энергии) повышается и при малых значениях их КПД.
- Приоритет непосредственно зависящего от терморреактивной эффективности критерия экологии авиации возрастает, возврат к формированиям ВРД с повышенным уровнем именно этих составляющих актуален. И сравнительно небольшое повышение уровня терморреактивной эффективности даже при некотором увеличении веса, габаритов становится ощутимым позитивным фактором проектов ВРД будущих поколений.
- АТБ со спаями в потоках вокруг камер сгорания увеличивают тягу. В концепции проекта по критерию удельной тяги она увеличивается и при отводе тепла через термоэлементы в атмосферу.
- Можно ожидать: и сравнительно небольшое повышение уровня эффективности ЭВРД в локальной точке проекта, использование АТБ как средство регулирования повысит уровень интегральной эффективности сверхзвукового ЛА.
- Прототипы АТБ первого поколения – наземная термоэлектрическая техника. Ожидается: актуальность развития авиации явится стимулом ее интенсивного совершенствования.

Формируются подтипы турбореактивного двигателя (ТРД). Выбор прототипа подтипов ЭТРДІ ($I = 1, \dots$), порядка постепенного усложнения виртуальных схем обусловлен стремлением как можно полнее проявить суть влияний электрических подсистем на производство тяги.

В предельных абстракциях теории традиционная камера сгорания корректируется интеграцией в нее пакетов спаев АТБ исследуются, сравниваются ЭТРД с расположением охлаждаемых спаев как внутри, так и вне реактивного потока. Основное внимание уделяется соотношениям энергий, влияниям энергии термоэлектричества, произведенной из энергии топлива, на предельные возможности, на остовы подтипов.

С позиции генерации структур обсуждаются некоторые аспекты детализации АТБ, модификаций камеры сгорания. Отмечаются аспекты более подробного моделирования ЭТРД, дополнительные аргументы электрификации ВРД.

1. Общее в специфике электрификации камер сгорания

В [1] отмечен вариант АТБ с зонами контакта в потоке, расположенными перед камерой сгорания и за ней (рис. 1, проводники соединения спаев, отвода энергии не показаны, 1 – камера сгорания, K и K – сечения перед и за зоной охлаждения, Γ и Γ – перед и за зоной подогрева спаев). Предварительные оценки возможностей варианта:

- ✍ Он позитивен независимо от специфики конструкции АТБ. Теоретическая мощность может ограничиваться ресурсом охлаждения спаев.
- ✍ Организация контактных зон потока со спаями требует дополнительного пространства.
- ✍ Фактор подогрева спаев за камерой сгорания увеличивает температуру потока перед зоной подогрева, она может быть больше максимально допустимой температуры перед турбиной.
- ✍ Охлаждение спаев АТБ перед камерой сгорания увеличивает температуру потока, облегчает решение проблемы обеспечения эффективного горения топлива.

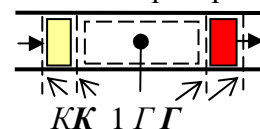


Рис.1

В рассмотренном варианте собственно конструкция камеры сгорания не конкретизируется, не трансформируется. В сфере формирования структур достаточно обозначить источник тепловой энергии АТБ, место отвода тепловой энергии в потоке, в совокупности с такими контактными зонами варианты камер можно трактовать исходными вариантами электрифицированных камер сгорания в преобразованиях. При том же положении зоны подогрева расположение зоны охлаждения спаев в обтекающих ЛА слоях атмосферы – исходные варианты других электрифицированных камер сгорания.

О моделях функционирования АТБ ограниченной мощности.

В формированиях приоритетны основы термодинамики, газодинамики: подробно производства термоэлектричества исключены из рассмотрений, используются интегральные характеристики энергетических потоков [1]. Полагается:

из контактной зоны части потоков не выводятся;

температура спаев в точке контакта равна температуре потока;

в зоне нет иных механизмов воздействия на состояния потока.

Законы сохранения энергий, ограничения состояний системы «АТБ + контактные зоны в потоках» имеют вид

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_I = \mathcal{E}_J = \eta^3 b_I C_p (T_I - T_I), & \quad b_I = b_I, \quad p = \text{const} = p_{II}, \\ b_J C_p (T_J - T_J) = (1 - \eta^3) b_I C_p (T_I - T_I), & \quad b_J = b_J, \quad p = \text{const} = p_{JJ}, \\ T_I \geq T_I \geq T_J, & \quad T_J \leq T_J \leq T_I, \end{aligned}$$

где \mathcal{E} – расход электроэнергии АТБ, η^3 - отношение расхода термоэлектрической энергии к расходу через АТБ теплоты горячего потока (КПД преобразования теплоты в электро-энергию), b – расход газа, C_p – теплоемкость единицы массы газа при постоянном давлении, T – температура, p - давление, I, J - индексы состояний газов при втекании в зоны, I, J - индексы состояний газов при вытекании из зон, неравенства выражают запрет обратного перетекания тепла из постепенно подогреваемого холодного потока в постепенно охлаждаемый высокотемпературный поток,

$$\eta^3 = 1 - \mathcal{E}/E^3,$$

E - расход тепловой энергии, E^{\ominus} - расход тепловой энергии через подогреваемые спаи АТБ. Принимаются упрощения:

η^{\ominus} - не зависит от вариаций материала и числа термоэлементов, температур спаев, варьированием ее значений выражаются прогнозы развития авиатехники будущих поколений; теоретически возможные предельные величины температур потоков на выходе из зон контакта с АТБ выводятся из условия равенства этих величин,

$$T_{I}^{\ominus} = T_{J}^{\ominus} = (T_J + (1 - \eta^{\ominus})\mu_{IJ}T_I) / (1 + (1 - \eta^{\ominus})\mu_{IJ}), \quad \mu_{IJ} = b_I/b_J,$$

где T_{I}^{\ominus} и T_{J}^{\ominus} - предельные по законам термодинамики величины температур газа на выходе из зон взаимодействия с АТБ; при положении контактных зон в одном потоке

$$b_I = b_J \rightarrow T_{I}^{\ominus} = T_{J}^{\ominus} = (T_J + (1 - \eta^{\ominus})T_I) / (1 + (1 - \eta^{\ominus})),$$

при охлаждении спаев обтекающим ЛА атмосферным потоком

$$b_J = \infty \rightarrow T_{I}^{\ominus} = T_{J}^{\ominus} = T_H,$$

где T_H - температура атмосферы на высоте H ;

мощность АТБ может прогнозироваться разностью температур зоны горячего потока и разностью температур зоны холодного потока. В связке с камерой сгорания принимаются дополнительные ограничения:

⊙ Аппроксимации энергий в АТБ основываются на усреднении диапазона по тепловой энергии топлива - экстраполяции усредненных диапазонов прототипов-камер сгорания.

⊙ Прогнозируемая мощность АТБ существенно меньше теоретического максимума, ограничения контактных зон взаимодействия с реактивным потоком не влияют на прогнозируемую мощность, в частности,

$$T_G - T_G \ll T_G - T_G^{\ominus}, \quad T_K - T_K \ll T_K^{\ominus} - T_K.$$

⊙ Мощность сформированного образца АТБ определяется размерами зон контакта потока с термоэлементами. Зависимость мощности от вариаций температур спаев представляется в виде

$$E^{\ominus}/E = const = (E^{\ominus}/E)^{\star},$$

где индексом \star помечены величины характерного (опорного) варианта термоэлектрического процесса. Наименования величин опорного процесса можно трактовать как термины описания виртуальных условий и результатов испытаний виртуального образца электрифицированной камеры сгорания, величина $E^{\ominus\star}$ пропорциональна размерам контактных зон. В общем случае она - независимая переменная агрегированного описания: $E^{\ominus\star} \in [0, E^{\ominus M\star}]$, где M - индекс максимальной величины.

2. Первая коррекция турбореактивного двигателя: моделирование, оценки возможностей

2.1. Первый подтип электрифицированной камеры сгорания

Увеличение мощности электротока желательно, один из способов достижения - выбор подходящего прототипа.

Принимается: прототип - традиционная *трубчато-кольцевая* камера сгорания. В ней непосредственный процесс горения протекает в *индивидуальных трубчатых* камерах с постепенным подмешиванием относительно холодного воздуха, протекающего вне этих камер. Существенно увеличенная площадь, ограничивающая струи раздробленного потока, - основа увеличения мощности АТБ. Дополнительные секции пакета охлаждаемых спаев могут быть «встроены» в поверхности обечаек «кольца», замыкающих совокупность раздробленных потоков, в стенки трубчатых камер близ втекания в них струй. Дополнительные секции пакета подогреваемых спаев могут быть включены в стабилизаторы пламени, в высокотемпературные фрагменты стенок индивидуальных камер. В результате мощность увеличится из-за увеличения и площадей контактных зон, и температуры подогреваемых спаев.

Мощность термоэлектричества может быть увеличена еще более при конструировании электрифицированной камеры сгорания как системы двойного назначения. Вариант АТБ, интегрированный в трубчато-кольцевую камеру сгорания далее обозначается АТБ_{ГК}, - *первый подтип* электрифицированной камеры сгорания есть «трубчато-кольцевая камера сгорания + АТБ_{ГК}». В идеале комплекс представим вариантом, изображенным в рис. 1: площади всех подогреваемых спаев представляет зона ГГ; площади всех охлаждаемых спаев представляет зона КК; T_G есть условная осредненная температура потока на выходе из камеры сгорания, T_T есть условная температура потока перед турбиной, так что

$$E = b_K C_p (T_G - T_K).$$

2.2. Схема двигателя, моделирование, оценки

В первом подтипе «ТРД с подсистемой «трубчато-кольцевая камера сгорания + АТБ_{ГК}» (ЭТРД1) ротор электродвигателя жестко связан с ротором турбокомпрессора. В рис. 2 проводники АТБ не показаны, 1 - электродвигатель, 2 и 4 – условные зоны охлаждения и подогрева спаев, 3 – камера сгорания, изображением ее пунктирными линиями подчеркивается: в ней есть и подогреваемые, и охлаждаемые спаи термоэлементов, влияние которых учитывается условной коррекцией значений T_G , T_K .

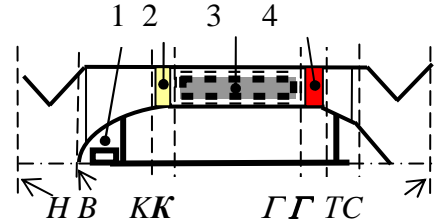


Рис. 2. ЭТРД1

Основа моделирования ЭТРД1 - относительно слабо скорректированный цикл ТРД. Суть корректирования, позитивность трансформации подчеркиваются примером:

1. Сравниваются циклы (рис. 3, S – энтропия, ТРД - пунктирные линии) при $E = E_{\text{ТРД}}$, $T_G = T_{G_{\text{ТРД}}}$ (трд - индекс величин прототипа).
2. Расход подводимого к газу тепла в ЭТРД1, меньше, чем в ТРД; степень повышения давления газа, КПД цикла ЭТРД1 увеличиваются.
3. В ЭТРД1 подвод эквивалента электроэнергии в реактивный поток уменьшает мощность турбины пропорционально разности $T_T - T_{T'}$.
4. Пусть разрабатывается концепция проекта сверхзвукового ЛА: остов ЭВРД формируется в доминантной точке проекта; в проектном диапазоне по температуре торможения набегающего потока применяется регулирование законом неизменности приведенного числа оборотов ротора турбокомпрессора. В таком случае увеличение расчетной мощности компрессора означает увеличение тяги при взлете.

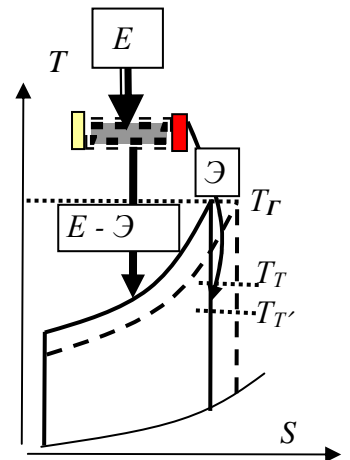


Рис. 3

Отмечается: есть практически важные условия функционирования, при которых подтип «ЭТРД1» и с относительно небольшой мощностью АТБ вырождается в подтип без турбины. Оно исключается наложением ограничения

$$T_T - T_{T'} < T_K - T_B.$$

Моделируется функционирование термореактивной системы «ЭТРД1».

Соотношения – законы сохранения энергий в системе «камера сгорания + АТБ_{ГК}», сохранения энергии в торможении, разгоне реактивного потока, уравнения тяги, полезной работы термодинамического цикла и условие замыкания цикла при неизменности давления в процессах отвода, подвода тепла – в безразмерных величинах имеют вид

$$\begin{aligned} \theta_K - \theta_K &= (1 - \eta^3) e^3, & e^3 &= \lambda_{ГК} e = \theta_G - \theta_G, \\ \theta_K + e &= \theta_G, & \varepsilon_{ГК} &= \eta^3 e^3, \\ \theta_B &= 1 + v_H^2, & v_C^2 &= \theta_B - 1 + \varepsilon_{ГК} + a, \\ r = r_{y\partial} &= v_C - v_H, & a &= e - \varepsilon_{ГК} - \theta_C + 1, \end{aligned}$$

$$\oint \delta e / \theta = 0 \rightarrow \theta_C = \theta_T / \theta_K,$$

где θ , e , $\lambda_{ГК}$, v , a , r , $r_{y\theta}$, $\varepsilon_{ГК}$, $\delta e / \theta$ - соответственно температура, тепловая энергия топлива, относительный расход тепловой энергии через АТБ, скорость, полезная работа цикла, тяга, удельная тяга, электроэнергия АТБ, элементарное изменение энтропии в термодинамическом цикле; индексы переменных $_{H,B,K,K,G,T,C}$ - обозначения сечений (рис. 2). Размерные величины определяются соотношениями

$$T_J = \theta_J T_H, \quad V = v(2C_p T_H)^{1/2}, \quad A = a C_p T_H b, \\ R = r(2C_p T_H)^{1/2} b, \quad E = e C_p T_H b,$$

где V - скорость потока, A - расход полезной работы термодинамического цикла, $b = b_i$, ($i = H, B, K, K, G, T, C$) - расход газа через ВРД, R - тяга, E - расход тепловой энергии топлива.

Налагаемые на величины ограничения имеют вид

$$0 \leq e, \quad 0 \leq \lambda_{ГК} \leq \lambda_{ГК}^M \leq 1, \quad 0 \leq \varepsilon_{ГК} < \theta_K - \theta_B, \\ 0 \leq \eta^{\ominus} \leq \eta^{\ominus M} < 1, \quad 1 \leq \theta_B \leq \theta_K \leq \theta_K \leq \theta_T, \\ \theta_T \leq \theta_T^M, \quad \theta_T^M = \theta_T^M_{ТРД},$$

где индексом M помечены максимально допустимые значения величин. Ограничения позволяют описать прототип: при $\eta^{\ominus} = 0 \vee \lambda_{ГК} = 0$ терморреактивная система «ЭТРД1» вырождается в терморреактивную систему «ТРД».

Оптимизационная задача.

Полагается: $r_{y\theta}$ - единый критерий; α - вектор параметров задачи, $\alpha = (\theta_B, \eta^{\ominus}, \lambda_{ГК}, e, \theta_T^M)$; x - вектор переменных, $x = (v_C, v_H, a, \theta_K, \theta_K, \theta_T, \theta_T, \theta_C)$. Ставится задача: найти

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

где X - множество допустимых значений x , задаваемое приведенными выше соотношениями.

Задача решается методом исключения зависимых переменных. При независимой переменной θ_T , с исключением зависимых переменных выражение тяги принимает вид

$$r = \{ \theta_B + e - \theta_T / (\theta_T - e(1 - \eta^{\ominus} \lambda_{ГК})) \}^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}.$$

Решение: максимум тяги достигается при

$$\theta_T = \theta_T^0 = \theta_T^M,$$

где индексом 0 помечена оптимальная величина.

Результаты параметрических исследований.

По параметрам η^{\ominus} , $\lambda_{ГК}$ максимум тяги достигается при

$$\eta^{\ominus} = \eta^{\ominus 0} = \eta^{\ominus M}, \quad \lambda_{ГК} = \lambda_{ГК}^0 = \lambda_{ГК}^M.$$

При $e = e_{ТРД} \in [0, e_{ТРД}^M]$, ненулевых значениях $\eta^{\ominus M}$, $\lambda_{ГК}^M$

$$r^0 > r_{ТРД}^0, \quad r^0/e > r_{ТРД}^0/e,$$

где r/e - импульс тяги по тепловой энергии топлива.

По параметру e максимум тяги достигается при

$$e = e^0 = (\theta_T - (\theta_T(1 - \eta^{\ominus} \lambda_{ГК}))^{1/2}) / (1 - \eta^{\ominus} \lambda_{ГК}).$$

При $\eta^{\ominus M} > 0 \wedge \lambda_{ГК}^M > 0$

$$r^0(e = e^0) > r_{ТРД}^0(e = e_{ТРД}^0).$$

2. Вторая коррекция турбореактивного двигателя: обсуждения, моделирование, оценки возможностей

2.1. Предварительные замечания, второй подтип электрифицированной камеры сгорания

Обозначается примерная концепция проекта ЭВРД:

остов формируется при проектной скорости движения сверхзвукового ЛА;
проектная скорость набегающего потока такова, что подтип без форсирования энергией топлива за турбиной перестает быть конкурентоспособным, с частичным форсированием топливом за турбиной становится конкурентоспособным;
применение форсажной камеры сгорания нежелательно;
в диапазоне по температуре торможения набегающего потока применяется регулирование законом неизменности приведенного числа оборотов ротора турбокомпрессора.

В проекте желательны и приемлемая по условию обеспечения взлета ЛА расчетная степень повышения давления газа в компрессоре, и интенсифицированный процесс производства тяги в доминантной точке, и повышение эффективности использования топлива в длительном полете. При ограниченности площадей контактных зон в среднесрочной перспективе целесообразна коррекция, заключающаяся в отказе от охлаждения спаев АТБ перед камерой сгорания, использовании в охлаждении ресурса атмосферы. Мощность АТБ увеличится из-за увеличения разности температур спаев термоэлементов, мощность можно увеличить использованием зоны охлаждения АТБ_{ГК} в качестве зоны подогрева другого варианта АТБ. Намечаемую коррекцию можно трактовать как альтернативу форсажной камеры сгорания, функционирующей в режиме частичного форсирования. Если же значение η^2 близко к значениям КПД циклов ТРД с форсажной камерой сгорания (ТРДФ), то она будет целесообразной и в ближайшей перспективе.

Формируется схема второго подтипа электрифицированной камеры сгорания.

- ② На основе АТБ_{ГК} формируется АТБ, именуемая АТБ_{ГА}: ее зона подогреваемых спаев есть зона подогрева спаев АТБ_{ГК}; охлаждаемые спаи охлаждаются обтекаемыми ЛА слоями атмосферы (рис. 4, А – сечение слоя атмосферы). Мощность АТБ_{ГА} приближенно можно выразить через мощность АТБ_{ГК},

$$\varepsilon_{ГА} = \varepsilon_{ГК}(\theta_{Г} - \theta_{А})/(\theta_{Г} - \theta_{К}).$$

- ② На основе АТБ_{ГК} формируется АТБ, именуемая АТБ_{КА}: зона подогреваемых спаев есть зона охлаждения спаев АТБ_{ГК} – такая переориентация контактной зоны выражается перестановкой обозначений сечений К, К (рис. 4); тепло отводится в атмосферу. Пусть в АТБ_{ГК} площадь контактной зоны подогрева спаев равна площади контактной зоны охлаждения спаев. Тогда мощность АТБ_{КА} приближенно можно выразить через мощность АТБ_{ГК},

$$\varepsilon_{КА} = \varepsilon_{ГК}(\theta_{К} - \theta_{А})/(\theta_{Г} - \theta_{К}).$$

- ② Имеют место отношения

$$\theta_{К} > \theta_{А} \rightarrow \varepsilon_{ГА} > \varepsilon_{ГК}, \quad \varepsilon_{ГА} + \varepsilon_{КА} \gg \varepsilon_{ГК}.$$

Второй подтип электрифицированной камеры сгорания можно обозначить как «трубчато-кольцевая камера сгорания + АТБ_{ГА} + АТБ_{КА}».

2.2. Второй подтип ЭТРД: схема, моделирование, оценки

Коррекция «ЭТРД1 → ЭТРД2» представлена в рис. 5.

В модели функционирования терморактивной системы «ЭТРД2» воздействия АТБ_{ГА}, АТБ_{КА} на процессы производства тяги аппроксимируют воздействия условной обобщенной АТБ, ее обозначение – АТБ^Σ. Ввод АТБ^Σ означает: сечения К, К совпадают, площадь условной контактной зоны подогрева по сравнению с зоной АТБ_{ГА} увеличива-

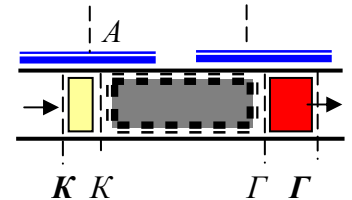


Рис.4

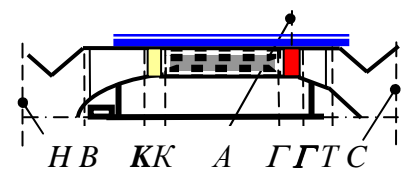


Рис. 5. Схема ЭТРД2

ется.

Основные уравнения:

$$\begin{aligned} e^{\Sigma} &= \lambda^{\Sigma} e = \theta_{\Gamma} - \theta_{\Gamma}, \\ \theta_K + e - e^{\Sigma} &= \theta_{\Gamma}, \quad \vartheta^{\Sigma} = \eta^{\Sigma} e^{\Sigma}, \\ \nu_C^2 &= \theta_B - 1 + \vartheta^{\Sigma} + a, \\ r = r_{y\partial} &= \nu_C - \nu_H, \quad a = e - e^{\Sigma} - \theta_C + 1, \end{aligned}$$

$$\dot{\phi} \delta e / \theta = 0 \rightarrow \theta_C = \theta_{\Gamma} / \theta_K,$$

где Σ - индекс величин, описывающих функционирование АТБ $^{\Sigma}$.

Суть корректирования потоков энергий изображена в рис. 6:

КПД термореактивной системы «ЭТРД2» определяется отношением

$$\eta_{\text{ЭТРД2}} = (\eta^{\Sigma} E^{\Sigma} + \eta^{\Pi} (E - E^{\Sigma})) / E,$$

где η^{Π} - КПД термодинамического цикла ЭТРД2.

Сравнения показывают, что коррекция повышает уровень эффективности использования энергии топлива и увеличивает тягу при условиях

$$e = e_{\text{ТРД}}, \quad T_{\Gamma} = T_{\text{ТРД}}, \quad (1 - \eta^{\Sigma}) e^{\Sigma} + \theta_C < \theta_{C \text{ ТРД}}.$$

Применение методов сравнений из сферы формирования структур дает следующие результаты.

Ограничения-неравенства принимают вид

$$\begin{aligned} 0 \leq e, \quad 0 \leq \lambda^{\Sigma} \leq \lambda^{\Sigma M}, \quad \eta^{\Sigma} > 0, \quad 0 \leq \vartheta^{\Sigma} < \theta_K - \theta_B, \\ 1 \leq \theta_B \leq \theta_K \leq \theta_{\Gamma}, \quad \theta_{\Gamma} \leq \theta_{\Gamma}^M = \theta_{\Gamma}^M. \end{aligned}$$

Уравнение тяги преобразуется к виду

$$r = \{ \theta_B + e - (1 - \eta^{\Sigma}) \lambda^{\Sigma} e - \theta_{\Gamma} / (\theta_{\Gamma} - e + \lambda^{\Sigma} e) \}^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}.$$

В задаче максимизации тяги с параметрами, независимыми переменными

$$\alpha = (\theta_B, \eta^{\Sigma}, e, \theta_{\Gamma}^M), \quad x = (\theta_{\Gamma}, \lambda^{\Sigma})$$

тяга максимальна при условиях

$$\begin{aligned} \theta_{\Gamma} &= \theta_{\Gamma}^0 = \theta_{\Gamma}^M, \quad \lambda^{\Sigma'} \leq \lambda^{\Sigma M} \rightarrow \lambda^{\Sigma 0'} = \lambda^{\Sigma'}, \\ \lambda^{\Sigma'} &\geq \lambda^{\Sigma M} \rightarrow \lambda^{\Sigma 0'} = \lambda^{\Sigma M}, \\ (1 - \eta^{\Sigma}) e \lambda^{\Sigma 0'} + \theta_C &< \theta_{C \text{ ТРД}} \rightarrow \lambda^{\Sigma 0} = \lambda^{\Sigma 0'}, \\ (1 - \eta^{\Sigma}) e \lambda^{\Sigma 0'} + \theta_C &\geq \theta_{C \text{ ТРД}} \rightarrow \lambda^{\Sigma 0} = 0, \end{aligned}$$

где $\lambda^{\Sigma'}$ есть решение уравнения $\partial r / \partial \lambda^{\Sigma} = 0$.

В задаче максимизации тяги с параметрами, независимыми переменными

$$\alpha = (\theta_B, \eta^{\Sigma}, \theta_{\Gamma}^M), \quad x = (\theta_{\Gamma}, e, \lambda^{\Sigma})$$

коррекция «ЭТРД1 → ЭТРД2» безусловно увеличивает тягу.

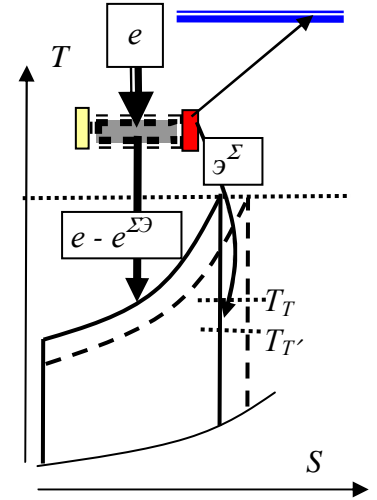


Рис. 6

3. Дополнительные замечания, формирования

3.1. Об уточнениях идеального функционирования, специфике формирования остова электрифицированного подтипа

Пусть в подсистему охлаждения ВРД интегрирован вариант АТБ. В силу расположения спаев в стенках высокотемпературных агрегатов АТБ является не только непосредственным преобразователем тепловой энергии топлива, но и регенератором некоторой части тепла, которое необходимо отводить в атмосферу через обводы ЛА. Это – дополнительный аргумент в пользу совершенствования ВРД в направлении применения термоэлектричества.

В принципе, оставляя механизмы изменения состояний потоков идеальными, можно расширить понятие «идеальная электрифицированная терморреактивная система» моде-

лированием воздействия охлаждения на предельно допустимую температуру зон потока и регенерации тепла процессов охлаждения. Не исключено: моделирование только лишь кардинальных аспектов охлаждения, вывод оптимальных ориентиров охлаждения будет полезным в детализации проектов ВРД.

Простейшая коррекция модели идеального функционирования, позволяющая оценить влияние регенерации тепла, необходимо отводимого в атмосферу через обводы ЛА, заключается в следующем: тепло соответствующей под - подсистемы охлаждения есть «даровое» тепло, непосредственно не связанное с тепловой энергией топлива; воздействие под - подсистемы аппроксимирует АТБ^Σ, контактные зоны которой исключительно с целью использования необходимо отводимого в атмосферу тепла расширены в направлениях ступеней турбины, последних ступеней компрессора.

Понятие «даровой» энергии относительно идеальной термореактивной системы позволяет упрощенно оценить влияние некоторых других источников энергии. В частности, таковыми могут быть энергия солнечных батарей, аккумулированная электроэнергия. Уравнение тяги может иметь вид

$$r = \{ \theta_B + \vartheta^o + e(1 - (1 - \eta^3)\lambda^\Sigma) - \theta_T(\theta_T - e(1 - \lambda^\Sigma)) \}^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2},$$

$$\vartheta^o = \vartheta^c + \vartheta^a + \vartheta^e, \quad \vartheta^e = \eta^3 e(1 - \lambda^\Sigma),$$

где ^{o c a e} - соответственно индексы величин описания «даровой» энергии, энергии солнечных батарей, энергии аккумулятора, регенерируемой энергии на тепле под - подсистемы охлаждения. Основные оценки ввода величины ϑ^o при зафиксированном расходе тепловой энергии топлива:

остов компрессора остается неизменным;

расход энергии турбины уменьшается, тяга увеличивается;

по сравнению с воздействием тепловой энергии топлива воздействие ϑ^c , ϑ^a может быть кратковременным, обеспечение баланса мощностей компрессора, турбины – прерогатива системы автоматического регулирования.

наличие «даровой» механической энергии может повлиять на остов турбины в аспекте расширения ее возможностей как элемента системы автоматического регулирования.

Пусть η^3 значительно больше нуля, мощность АТБ^Σ ограничена настолько, что в задаче максимизации тяги с фиксированными параметрами $\alpha = (\theta_B, \eta^3, \theta_T^M)$ максимум достигается при $\lambda^\Sigma = \lambda^{\Sigma M}$. При $\lambda^\Sigma = 0$ выражение оптимального расхода тепловой энергии топлива

$$e^o = \theta_T - (\theta_T / ((1 - \lambda^\Sigma)(1 - (1 - \eta^3)\lambda^\Sigma)))^{1/2}.$$

Сравнения с оптимальным вариантом прототипа, у которого

$$e^o_{\text{ТРД}} = \theta_T - (\theta_T)^{1/2},$$

показывают: ввод АТБ^Σ увеличивает расход тепловой энергии топлива и тягу, но уменьшает расчетную степень повышения давления газа в компрессоре,

$$\theta_{K^o_{\text{ТРД}}} = (\theta_T)^{1/2} > \theta_{K^o} = (\theta_T / ((1 - \lambda^\Sigma)(1 - (1 - \eta^3)\lambda^\Sigma)))^{1/2}.$$

Таким образом, при относительно малых значениях λ^Σ , η^3 вариант ЭТРД2, оптимальный в доминантной точке со значительной сверхзвуковой скоростью ЛА ($\theta_B \rightarrow \theta_{K^o}$), при приведении в условия взлета законом неизменности приведенного числа оборотов ротора будет иметь тягу меньше тяги прототипа и не сможет обеспечить взлет. Основание утверждения: значение θ_B , при котором ЭТРД2 вырождается в ВРД без компрессора, меньше значения θ_B , при котором ТРД вырождается в прямоточный ВРД.

Таким образом, основа процедур формирования структур – в точке движения ЛА с максимальным аэродинамическим сопротивлением задача оптимизации тяги есть задача с минимальным числом параметров - для подтипов «ЭТРД» может быть неприемлемой. Рациональной может быть та процедура, в которой ограничения взлета влияют *непосредственно* на расчетное сжатие газа в компрессоре.

Пример 1.

В остове ЭТРД2 расчетная степень повышения давления компрессора полагается большей ее локально-оптимальной величины в задаче с критерием импульса тяги по тепловой энергии. Она определяется расчетной величиной тепловой энергии топлива, такой же, как в оптимальном варианте ТРД по тепловой энергии в доминантной точке,

$$e = e_{\text{ЭТРД2}} = e_{\text{ТРД}}^0 \rightarrow \theta_{\text{К}}^0_{\text{ТРД}} < \theta_{\text{К}} = \theta_{\text{Г}} - e_{\text{ТРД}}^0(1 - \lambda^{\Sigma}).$$

Тяга у ЭТРД2 будет больше, чем у ТРД во всех точках диапазона по температуре торможения набегающего потока.

Отмечается: в идеале при неизменности температуры газа перед турбиной КПД цикла ТРД является строго убывающей функцией от тепловой энергии топлива, т.е., из множества эффективных по термореактивным критериям вариантов ТРД у варианта с максимальной тягой по тепловой энергии топлива КПД цикла равно минимальному значению, порог желательной экономичности функционирования АТБ низкий. Система «ЭТРД2» будет и экономичнее системы «ТРД», если значение η^{Σ} будет удовлетворять неравенству

$$(1 - \eta^{\Sigma})\lambda^{\Sigma}e_{\text{ТРД}}^0 + \theta_{\text{Г}}(\theta_{\text{Г}} - e_{\text{ТРД}}^0(1 - \lambda^{\Sigma})) < (\theta_{\text{Г}})^{1/2}.$$

Пример 2.

В остове ЭТРД2 расчетная степень повышения давления компрессора полагается еще большей. Она приравнивается величине оптимального варианта ТРДФ по тепловой энергии топлива в проектной точке движения ЛА,

$$\theta_{\text{К}} = \theta_{\text{КЭТРД2}} = \theta_{\text{КТРДФ}}^0 = (\theta_{\text{Г}} + \theta_{\text{В}})/2,$$

расход тепловой энергии топлива в ЭТРД2 определится соотношением

$$e = e_{\text{ЭТРД2}} = (\theta_{\text{Г}} - \theta_{\text{КТРДФ}}^0)/(1 - \lambda^{\Sigma}).$$

Пусть режим слабого форсирования ТРДФ ограничен величиной

$$\theta_{\text{Ф}} = \theta_{\text{ГТРДФ}}^0 + \lambda^{\Sigma}e,$$

где $\theta_{\text{Ф}}$ – температура газа перед соплом ТРДФ, $\theta_{\text{ГТРДФ}}^0 = \theta_{\text{КТРДФ}}^0$. Система «ЭТРД2» будет эффективнее системы «ТРДФ» и по критерию тяги, и по критерию импульса тяги по тепловой энергии топлива, если значение η^{Σ} будет удовлетворять неравенству

$$(1 - \eta^{\Sigma})\lambda^{\Sigma}e < \theta_{\text{Ф}}\theta_{\text{Г}}/(\theta_{\text{ГТРДФ}}^0)^2.$$

3.2. Подтип двигателя с третьим подтипом электрифицированной камеры сгорания

Формируются комплекс АТБ (КАТБ), третий подтип камеры сгорания, именуемой «трубчато-кольцевая камера сгорания + КАТБ», подтип «ЭТРД3» с такой камерой сгорания. КАТБ можно представить как

$$\text{КАТБ} = \text{АТБ}_{\text{ГК}}^{1-z} + \text{АТБ}_{\text{ГА}}^z + \text{АТБ}_{\text{КА}}^z,$$

где z означает положение условной границы, разделяющей условную контактную зону между сечениями К , К (рис.7) на под-зону, являющейся зоной охлаждения спаев АТБ_{ГК}, и под-зону, являющейся зоной подогрева спаев АТБ_{КА}.

В аппроксимациях z - отношение площади зоны подогрева спаев АТБ_{КА} к площади зоны охлаждения спаев АТБ_{ГК},

$$z \in [0, 1], \quad z = 0 \rightarrow \text{КАТБ} = \text{АТБ}_{\text{ГК}},$$

$$z = 1 \rightarrow \text{КАТБ} = \text{АТБ}_{\text{ГА}} + \text{АТБ}_{\text{КА}}.$$

В сфере генерирования структур режим разгона ЛА аппроксимирует максимальный режим функционирования ЭТРД3, специфику его регулирования можно подчеркнуть отнесением величины z в разряд регулирующих факторов, формой программы регулирования максимальных режимов

$$T_{\text{В}} \in [T_{\text{Н}}, T_{\text{В}}^{\omega}], \quad (E, z) = \text{var} \Rightarrow (T_{\text{Г}}/T_{\text{В}}, z) = \text{const} = ((T_{\text{Г}}/T_{\text{В}})^{\omega}, 1),$$

где условие $T_{\text{Г}}/T_{\text{В}} = (T_{\text{Г}}/T_{\text{В}})^{\omega}$ представляет закон неизменности приведенного числа оборотов ротора турбокомпрессора, ω – обозначение проектной точки функционирования с максимальным аэродинамическим сопротивлением планера.

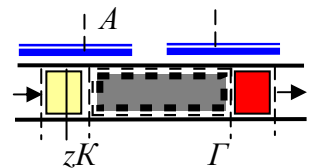


Рис.7

С целью обозначения второго дополнительного аргумента в пользу совершенствования ВРД в направлении применения явлений термоэлектричества вводится контрольная точка функционирования ω . Моделируются обстоятельства:

в режиме разгона ЛА в момент достижения $T_B = T_B^\omega$ тяга двигателя больше сопротивления ЛА;

в режиме движения ЛА с проектной скоростью (состояние функционирования в точке ω , $T_B = T_B^\omega$) тяга двигателя меньше максимальной тяги.

Программу регулирования ТРД с регулированием дроссельных режимов можно представить в виде

$$T_B \in [T_H, T_B^\omega], \quad 0 < u^m \leq u \leq 1, \quad E = var,$$

↓

$$T_T/T_B = const = u(T_T/T_B)^\omega,$$

где u – управление двигателем. Перевод ТРД в режим

$$u = u_{\text{ТРД}}^\omega < 1$$

означает: уменьшение КПД цикла ТРД; увеличение сопротивления ЛА на величину, обусловленную уменьшением расхода воздуха через ТРД.

Агрегированное управление ЭТРДЗ представляется комбинацией:

z – управление функционированием КАТБ есть компонента управления ЭТРДЗ;

u – традиционная компонента;

перевод из максимального режима в дроссельный режим выполняется в последовательности –

$$z \rightarrow 0, u = 1, \quad z = 0, u \rightarrow u^m.$$

Пусть в точке ω

$$z = 0, u_{\text{ЭТРДЗ}} = 1.$$

С переходом в такой дроссельный режим расход воздуха через ЭТРДЗ останется неизменным, КПД терморективной системы «ЭТРДЗ» увеличится, позитивное влияние электрических подсистем будет тем существеннее, чем больше время движения ЛА с проектной скоростью.

Заключение

Агрегированные оценки возможностей подтипов электрифицированных ВРД подтверждают целесообразность развития авиационного двигателестроения в направлении использования термоэлектрической энергии, других источников электроэнергии в производстве реактивной тяги.

Построения вариантов комплексных ВРД с подсистемами «трубчато-кольцевая камера сгорания + авиа-термобатарей» основываются на факте дробления потока, специфике термоэлементов, являющихся и электрогенераторами, и теплоприемниками, и теплоотдатчиками. Мощность авиа-термобатарей может быть значительно увеличена.

Анализ формирований сферы теоретических изысканий, прогнозы, основанные на экстраполяции в «виртуальную реальность» результатов сравнений возможностей традиционных типов в идеале с реальными возможностями этих типов показывают:

- Повышаются уровни эффективности по основным критериям совершенства ВРД, экологии эксплуатации летательных аппаратов даже при ожидаемом несовершенстве комплексов «трубчато-кольцевая камера сгорания + авиа-термобатарей» первого поколения.
- При значительной проектной сверхзвуковой скорости ЛА электрификация ВРД с форсажной камерой сгорания эффективна.
- При проектной дозвуковой скорости ЛА турбокомпрессор локально-оптимальных вариантов электрифицированного ТРД по тепловой энергии топлива будет рациональным газогенератором вариантов двухконтурного ТРД. Рациональность обуславливается тем, что чем больше мощность газогенератора, тем больше расход воздуха через второй

контур и его тяга, охлаждаемые спаи авиа-термобатарей можно расположить во втором контуре, отводимое тепло увеличит тягу второго контура еще более.

- С вводом подсистем генерации термоэлектричества может стать рентабельной эксплуатация солнечных батарей.
- расширение возможностей аккумуляции электроэнергии позволяет варьировать расход потребляемой ВРД электроэнергии и тем самым повысить уровень эффективности нерасчетных режимов функционирования; в частности появляется возможность: а) ослабления ограничений взлета по тяге посредством использования энергии аккумулятора, заряженного от наземного источника; б) расширения пределов продольной маневренности на траекториях.
- Ввод электрических подсистем способствует а) формированию эффективных проектов комбинированных двигателей с существенно расширенной областью применения, с обеспечением условий взлета-посадки; б) повышению эффективности системы управления двигателем в установившихся процессах; в) сокращению времени переходных процессов.
- электрификация ВРД позволяет ставить вопрос о построении подтипов без турбины.

Литература

1. Жуков А.Н. Об энергии термоэлектричества в производстве реактивной силы. ВЦ РАН, 2013.