

А.Н. ЖУКОВ

ОБ ЭНЕРГИИ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСТВА В ПРОИЗВОДСТВЕ РЕАКТИВНОЙ СИЛЫ

Рассматриваются направления формирования авиационных двигателей, связанные с включением в общий процесс производства тяги термоэлектрических процессов. Анализируются возможные варианты взаимодействий состояний газовых потоков внутри изделия, взаимодействий состояний внутреннего потока с состояниями слоя потока, обтекающего двигатель снаружи. Возможности виртуальных изделий сопоставляются с возможностями прототипов в идеале.

ВВЕДЕНИЕ

Исследуются перспективы направления развития авиационного двигателестроения, связанные с включением термоэлектрических процессов в производство реактивной силы. Корректируются схемы прототипов – традиционных воздушно-реактивных двигателей (ВРД). Основу формирования подтипов, их оценок составляют обобщения достижений практики эксплуатации традиционных ВРД [1-3], методология проектирования сложных технических систем, теоретико-экспериментальная физика термоэлектрических явлений [4, 5].

Авиационный специалист намечаемое исследование априори может воспринять как бесперспективное, потому что термопары, разумеется, можно трансформировать в генератор электроэнергии, но по меркам авиации он будет относительно малой мощности, габариты, вес ожидаются неприемлемыми. Однако приводимые ниже несколько более подробные априорные рассуждения указывают на целесообразность использования термоэлектричества в ВРД.

Наземный термоэлектрический генератор [5], – потребитель стоимостной, обеспечивающей исключительно его функционирование тепловой энергии, коэффициент полезного действия (КПД) ~ 15 – 17%. Он невелик по сравнению с КПД двигателей внутреннего сгорания. На величину КПД стационарного генератора негативно влияют факторы обеспечения его теплоносителями, приемлемыми уровнями подвижности и изоляции высокотемпературного и подвижности низкотемпературного теплоносителей. В авиационных условиях имеются высокотемпературный и низкотемпературный потоки: отмеченные негативные факторы наземной генерации исключены, КПД авиационного аналога будет выше.

Значимость критерия экологии эксплуатации летательного аппарата (ЛА) возрастает. На состояние экологии непосредственно влияет уровень *терморективной эффективности (тяга или удельная тяга и импульс по тепловой энергии топлива)*, возврат к проектам ВРД с повышенным уровнем именно этой составляющей эффективности актуален. И при небольшом ее повышении даже при некотором увеличении веса, габаритов такие проекты становятся перспективными.

В литературе рассматриваются варианты регенерации тепловой энергии, отводимой в основном термодинамическом цикле, например, регенерация исполнением изотермического отводом тепла при температуре атмосферы. В современной практике ориентация на изотермическое восстановление давления скоростной реактивной струи бесперспективно. Явление термоэлектричества можно использовать в качестве средства регенерации тепла основного цикла, например, интегрированный в глушитель выхлопного устройства ВРД аналог термоэлектрического генератора будет потребителем рассеиваемой в атмосфере тепловой энергии струи.

Пусть проектируется ЛА со значительной сверхзвуковой скоростью движения, в проектной точке вклад термоэлектричества в тягу невелик. Ожидается: возможность использования энергии термоэлектричества в качестве вспомогательного регулирующего фактора на траектории повысит уровень эффективности регулирования столь же существенно, что и под влиянием ввода в ВРД средненапорной камеры сгорания [6]. Пусть проектируется ВРД с поршневым агрегатом [7], термоэлектричество в производстве тяги – это ввод в систему электромоторов, электрогенераторов, они – позитивная альтернатива муфте-регулятору в передаче энергии между турбокомпрессором, поршневой подсистемой.

Исходная позиция внедрения термоэлектричества в двигателестроение – достижения наземной термоэлектрической техники, первые шаги – очевидные трансформации термобатарей и относительно слабые коррекции схем прототипов. Ожидается, аналогично традиционным направлениям актуальность развития авиации явится стимулом интенсивного совершенствования компонент термоэлектрической техники. В частности, появлению новых материалов термоэлементов с расширенной областью применения, инновационных конструктивных решений с повышенным уровнем эффективности генерации электроэнергии и механизмов с уменьшенным весом. Можно ожидать, внедрение термоэлектричества в отдаленной перспективе кардинально изменит схемы ВРД и среди них найдутся варианты с высокой эффективностью.

В ЛА имеется электрическая подсистема. Ее связанные с ВРД элементы можно трансформировать в агрегаты, помогающие традиционному производству тяги. Можно будет использовать энергию аккумуляторов в обеспечении взлета ЛА, задействовать режимы «зарядка аккумуляторов энергией вращения ротора – разрядка электроэнергии в энергию вращения ротора - ...» для расширения возможностей продольной маневренности на траектории. В авиации может стать рентабельным использование энергии солнечных батарей.

В данном сообщении акцент исследований смещен на проявление сути специфики функционирования термоэлементов в связке с процессами термодинамики. Перед моделированием предельных абстракций ВРД крайне важно обратиться к основным понятиям, законам физики, обозначить условия согласованности фрагментов агрегированных уровней описаний.

В модели явления термоэлектричества подчеркивается приоритет положений феноменологической термодинамики. Обозначается отношение к латентной энергии электрически заряженных частиц субстанции проводников. Постулируется источник термоэлектрической энергии. Отмечается вариант формулировки второго закона термодинамики применительно к термоэлектрическим процессам. Обсуждаются трансформации термоэлемента в авиа-термоэлемент, варианты объединения спаев авиа-термоэлементов в пакеты, авиа-термобатареи. Отмечаются основные положения моделей функционирования термоэлементов в ВРД, влияния расположения зон потоков с термоэлементами.

Формируется примерный виртуальный подтип, именуемый «электрифицированный турбореактивный двигатель (ЭТРД) с авиа-термоэлементами в сопловом глушителе». Вносятся соответствующие коррективы в математическую модель функционирования прототипа нулевого уровня описаний, даются сравнительные оценки возможностей локально-оптимальных представителей подтипов.

1. Основы моделирования термоэлементов, электрифицированных ВРД

1.1. Исходные представления

Прототипы подтипов *электрифицированного ВРД (ЭВРД)* представляются термореактивными системами высокой степени абстракции: основу функционирования аппроксимируют термодинамические циклы.

Представляются обобщения экспериментальных исследований термоэлектрических явлений, отмечаются специфика испытаний, толкований возможностей термоэлемента, основанного на *эффекте Зеебека*.

- Термоэлемент - цепь из двух разнородных проводников со спаянными концами, один спай (холодный) погружен в охлаждающую среду, другой (горячий) – в высокотемпературную среду.
- Электрический компонент энергии зависит только от температур горячего T_i и холодного T_j контактов проводников и материала термоэлемента; при равенстве температур спаев термическая электродвижущая сила (ЭДС) равна нулю; на относительно небольшом интервале ЭДС пропорциональна разности температур спаев.
- Течение термоэлектрического тока сопровождается выделением в проводнике дополнительной теплоты Томсона.
- Эксперименты ориентированы на выявление влияний состояний внешних сред на электрические процессы в металлах и полупроводниках, физические величины описывают установившийся процесс.
- Суть энергетических отношений объясняется на уровне взаимодействий кристаллических зерен твердого тела с элементарными квазичастицами (электроны проводимости, фононы, магноны).

1.2. Авиа-термоэлементы термореактивной системы, вообще в специфике

Отмечаются первые аспекты ассимиляции термоэлементов в системе «ЭВРД»:

- Э Приоритетны положения классической физики.
- Э Исходный авиа-термоэлемент - это термоэлемент наземного термоэлектрического генератора.
- Э Внешние среды, обеспечивающие разность температур контактируемых с ними спаев, как и разделяющая эти среды *внешняя среда проводников* могут быть и газами, и твердыми телами. Проводники цепи, за исключением особо оговариваемых случаев, от внешних сред – а в ЭВРД таковыми являются газовые потоки, элементы конструкций подсистем - абсолютно изолированы и в тепловом, и в электрическом отношении.
- Э Пусть спаи омываются слоями двух разных зон потоков, непосредственно участвующих в производстве реактивной силы. Тогда *термоэлемент как исполнитель процессов термодинамики одновременно исполняет три функции - генерацию электроэнергии, выделение тепла и переноса тепла между зонами потоков*.
- Э Термоэлектричество тратится на увеличение механической энергии сегментов внутренних газовых потоков, в состав подсистем ЭВРД необходимо включаются электромоторы.
- Э По отношению к газовым потокам поверхности спаев непроницаемы для электрически заряженных частиц.
- Э Термоэлемент может находиться в состоянии *вырожденного функционирования*, именно, быть только каналом теплообмена (из электрической цепи исключен потребитель термоэлектричества). В таком состоянии 1) значение ЭДС не равно нулю, 2) электроэнергия не производится, 3) имеет место закон сохранения тепловой энергии – сумма расходов тепла через поверхности спаев равна нулю.

Обсуждается специфика отношений энергий.

В физике термоэлектрических явлений внимание концентрируется на процессах, протекающих внутри термоэлемента, нет подходящих формальных аппроксимаций энергетических связей между состояниями термоэлемента и его внешних сред. Возникает вопрос - *чью энергию термоэлемент превращает в электроэнергию?*

Внешний фактор термодинамического цикла - потенциал тепловой энергии топлива. В ее высвобождении спусковым фактором является температура газа перед окислением, она должна быть не меньше минимальной температуры начала реакции. Априори, по аналогии с топливом, можно ожидать ответа - разность температур между спаями яв-

ляется спусковым крючком термоэлектричества, эквивалент полной энергии (она есть сумма электрической и тепловой энергий), содержит компоненту - часть латентной энергии взаимодействия электрически заряженных частиц субстанции проводников. Из фундаментальных положений физики вытекает безусловное отрицание такого ответа:

нет никаких последствий функционирования в собственно термоэлементе – свойства материала, масса, энергии всех уровней строения его материи остаются неизменными; потребление латентных энергий внешней (относительно системы «термоэлемент + зоны воздействия газовых потоков») и в конечном итоге – относительно термореактивной системы «ЭВРД») среды означала бы реализацию варианта вечного двигателя.

Следовательно, нет эквивалента энергии, превращаемой в электроэнергию, кроме тепла подогретых зон внешней среды. В балансах энергий термодинамики высоких степеней агрегирования сепарация теплоты в термоэлементе несущественна, принимается условие:

расход производимого термоэлементом электроэнергии есть разность расходов тепловой энергии через поверхности горячего и холодного спаев.

Обычное определение КПД термоэлектрического генератора вне ВРД – отношение произведенной электроэнергии к суммарной энергии, затраченной на поддержание разности температур спаев. В подводимую суммарную энергию входят траты на приток теплоты к горячему спаю (теплота, втекающая в спай, и энергия движения внешней горячей среды), траты на вывод теплоты из холодного спаев (часть теплоты горячего спаев и энергия движения внешней холодной среды, в которой рассеивается отводимое тепло). В термореактивной системе «ВРД» эти траты могут оказаться атрибутами полезного переноса теплоты внутри системы, отвода теплоты из системы. Тут КПД необходимо определить как отношение произведенной электроэнергии к затраченной тепловой энергии высокотемпературного газового потока.

Принимается определение:

КПД авиа-термоэлемента (по иному – КПД преобразования теплоты в термоэлектричество в термореактивной системе) есть отношение расхода его термоэлектрической энергии к расходу через спай теплоты горячего потока. Применительно к генерации термоэлектричества в авиационных условиях имеет место форма *второго закона термодинамики: КПД авиа-термоэлемента меньше единицы.*

Отмечаются позитивные аспекты процессов в ЭВРД:

производство электроэнергии непосредственно не зависит ни от давления, ни от плотности окружающих сред;

простота качественного изменения состояний (включение-выключение) электрических подсистем производства тяги позволяют повысить эффективность регулирования двигателя на траектории, формировать комбинированные ЭВРД с расширенной областью применения с обеспечением взлета.

И все же ожидается, что авиа-термоэлементы первых модификаций останутся относительно маломощными, уровень их технической эффективности по сравнению с традиционными подсистемами будет невысоким. Учет специфики авиационных условий может помочь исправить положение дел.

1. Спаи целесообразно объединить в пакеты, пакеты – в авиа-термобатарей. Распределенные по движению потока спаи уменьшают температуру горячего потока, они могут быть соединены со спаями низкотемпературного потока в разных последовательностях, среди них есть такие, при которых авиа-термобатарей (АТБ) будет иметь повышенный уровень эффективности.

2. Превращение тепловой энергии в энергию реактивных струй – основное назначение термореактивной системы, противоположно направленные процессы внутри системы, как правило, нежелательны. Известно, что чем больше омическое сопротивление проводника, тем больше потери электроэнергии. Следовательно:

производство теплоты в авиа-термоэлементе – нежелательный атрибут;

требуется активизировать поиск новых материалов проводников со свойствами, обеспечивающими максимум по плотности производства электроэнергии при приемлемых величинах веса и теплового сопротивления;

если требуется увеличить количество теплоты в теплообмене, то рациональнее воспользоваться теплопередающим каналом, исключенным из АТБ.

3. В процессе обтекания спаев состояние газового потока изменяется. Оно может быть пренебрежимо несущественным только при малочисленности спаев. В пренебрежении трением расход тепла через поверхности спаев равен разности расходов теплоты потока - теплоотдатчика в сечениях перед обтеканием и по завершении обтекания. В низкотемпературном газовом потоке разность расходов теплоты в сечениях перед обтеканием и по завершении обтекания при неизменности давления равна части расхода теплоты через поверхности горячих спаев при абсолютной термоизоляции проводников. Таким образом, размеры, формы, местонахождение спаев, степень термоизоляции проводников влияют на газовые потоки и эффективность авиа-термобатарей. Эти конструктивные параметры можно определить по условиям оптимальности функционирования системы.

4. Термоизоляция проводников может оказаться негативным фактором. Наилучшие условия производства термоэлектричества ожидаются тогда, когда проводники термически не изолированы и их внешней средой является тот же поток, что отводит тепло через холодный спай. В этом случае градиент температуры в горячем спае может быть максимальным, его скачок в поверхности спаев – минимальным, размеры спаев могут быть уменьшены. Далее, почти на всем протяжении проводника температура и, следовательно, омическое сопротивление могут достигать минимально возможных значений - траты на производство теплоты от электротока, размеры холодного спаев могут быть уменьшены.

5. Габариты, вес АТБ могут быть уменьшены следующим образом: исходный вариант разделяется на две части; одна часть есть уменьшенный исходный вариант; другая - состоит из конструктивных элементов двойного, тройного назначения подсистемы «ЭВРД». Пример: поверхности спаев есть фрагменты поверхностей спрямляющих (направляющих) аппаратов лопаточных машин; результат – сформирована новая подсистема ВРД – лопаточная машина с элементами АТБ.

6. При больших расходах газовых потоков целесообразно их дробление: увеличением ограничивающих потоки поверхностей, площадей зон контакта со спаевыми можно повысить уровень эффективности.

7. Отмечаются возможности тех вариантов АТБ, которые влияют на энергетические состояния потоков *непосредственно*. Основные факторы влияния можно и должно учитывать в моделях «идеальная терморреактивная система ЭВРД». Однако в практическом проектировании желательны и те варианты АТБ, которые влияют на производство тяги и как фрагменты подсистемы охлаждения высокотемпературных агрегатов ЭВРД. Специфика этих АТБ - горячий спай есть элемент поверхности охлаждаемого агрегата. Ввод «АТБ вторичного влияния» позволит некоторую часть нежелательного тепла в конструкции преобразовать в полезную механическую энергию, несколько повысить уровень термической устойчивости агрегата, уменьшить рабочую нагрузку на традиционную подсистему охлаждения.

8. В ЛА термоэлемент может функционировать *вне терморреактивной системы* под воздействием разности температур у фрагментов обтекаемой поверхности планера, эффект можно использовать в производстве тяги. В результате: *производство электроэнергии на тепле подсистемы охлаждения уменьшит затраты топлива, повысит уровень экологической безопасности авиации.*

9. Использование термоэлектричества в авиации обозначает вопросы, касающиеся специфики эффекта Зеебека. Например, как изменится термическая ЭДС, если: горячий спай будет комбинированным из разнородных материалов больше двух? каждый из проводников будет комбинацией из нескольких разнородных материалов? Можно ожидать, найдутся комбинации, увеличивающие ЭДС.

Пример 1. Горячий спай состоит из трех материалов, обеспечивающих контакты с сильной зависимостью, средней зависимостью и слабой зависимостью энергии электронов проводимости от температуры. В некоторых комбинациях возможно увеличение контактной составляющей ЭДС.

Пример 2. Кроме горячего, холодного спаев каждый из проводников есть спай двух материалов. Одна компонента – материал с повышенной теплопроводностью, другая – с малым омическим сопротивлением. Возможно увеличение термоэлектрического тока вследствие увеличения расхода подвижной субстанции тока.

1.3. Моделирование авиа-термобатарей

Потоки – одномерные, установившиеся, течение в контактных зонах – изобарное. В рис. 1: 1 – зона охлаждения спаев, 2 – зона подогрева спаев, стрелками показано направление движения, пунктирными линиями - сечения потоков; проводники термоэлементов, механизм отвода энергии к электромотору не показаны.

В моделях взаимодействия потоков со спаями первого уровня описаний теории ВРД пакет спаев можно полагать последовательностью прижатых друг к другу спаев. Места расположения спаев будут влиять на эффективность АТБ. Например, пусть разность температур зон подогрева, охлаждения значительна, нелинейная зависимость электротока от разности температур спаев термоэлемента такая, что чем больше эта разность, тем меньше прирост величины электротока. Тогда из разнообразных способов размещений целесообразен тот, в котором первый охлаждаемый спай (по движению потока) соединен с последним подогреваемым спаем (по движению потока), второй охлаждаемый спай – с предпоследним подогреваемым спаем, ..., последний охлаждаемый спай - с первым подогреваемым спаем.

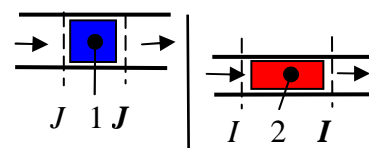


Рис. 1

В упрощенной модели принимается: из контактной зоны части потоков не выводятся; температура спаив в точке контакта равна температуре потока; в зоне нет иных механизмов воздействия на состояния потоков.

Законы сохранения энергий, условий изменения состояний системы «зона горячего потока + АТБ + зона холодного потока» принимают вид

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

где \mathcal{E} – генерируемый АТБ расход электроэнергии, $\eta^{\mathcal{E}}$ - отношение расхода термоэлектрической энергии к расходу теплоты горячего потока (КПД АТБ), b – расход газа, C_p – теплоемкость единицы массы газа при постоянном давлении, T – абсолютная температура, p – давление, I, J - индексы состояний газов при втекании в зоны, I, J - индексы состояний газов при вытекании из зон (рис. 1), неравенства выражают запрет обратного перетекания тепла - перетекания из постепенно подогреваемого холодного потока в постепенно охлаждаемый высокотемпературный поток. В модели приоритетность понятий газовой динамики очевидна – все подробности производства термоэлектричества исключены из рассмотрений, величина $\eta^{\mathcal{E}}$ – аналог КПД термодинамического цикла:

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

Q - расход тепла через подогреваемый пакет спаев.

В моделях функционирования для формирований рациональных структур ЭВРД важно не только выразить суть процесса, но и облегчить целостное восприятие формальных результатов исключением из описания хоть сколько-нибудь менее существенных факторов. Поэтому в моделях идеального функционирования систем «подогревающий поток + АТБ + охлаждающий поток» принимаются дополнительные условия:

○ $\eta^{\mathcal{E}}$ – константа в описании функционирования. Варьированием ее значений выражаются прогнозы развития авиатехники будущих поколений.

- ⓪ Выражение теоретически возможных предельных величин температур потоков на выходе из зон контакта с АТБ выводится из условия равенства этих величин:

$$T_{I}^{\prime} = T_{J}^{\prime} = (T_J + (1 - \eta^3)\mu_{IJ}T_I)/(1 + (1 - \eta^3)\mu_{IJ}),$$

$$\mu_{IJ} = b_I/b_J,$$

где T_{I}^{\prime} и T_{J}^{\prime} – предельно допустимые законом термодинамики величины температур газовых потоков на выходе из зон взаимодействия с АТБ. Как правило, в одноконтурных вариантах ВРД спай контактируют либо с потоком, протекающим через ВРД, и тогда

$$b_I = b_J \rightarrow T_{I}^{\prime} = T_{J}^{\prime} = (T_J + (1 - \eta^3)T_I)/(1 + (1 - \eta^3)),$$

либо с потоком, протекающим через ВРД, и с обтекающим ЛА атмосферным потоком, и тогда

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

где T_H – температура атмосферы на высоте H .

- ⓪ Мощность АТБ может прогнозироваться разностью температур зоны горячего потока и разностью температур зоны холодного потока.
- ⓪ Электроэнергия преобразуется в энергию давления газа в изэнтропийном процессе:

$$b_N C_p (T_N - T_N) = \mathcal{E}_{II},$$

$$p_N / p_N = (T_N / T_N)^{\kappa/(\kappa - 1)},$$

где N и N – сечение входа в зону и выхода из зоны сжатия потока подводом электроэнергии, κ – показатель адиабаты.

Рассматривается модификация турбореактивного двигателя (ТРД) с охлаждением сжимаемого потока отводом теплоты в обтекающие ЛА слои атмосферы [8] (ТРДос). При фиксированной конструкции компрессора включение термоэлементов в механизм отвода тепла переход к модификации можно отразить в изображении цикла ЭТРД№ (№ – номер модификации, рис. 2, где S – энтропия, двойная линия – изображение двух процессов АТБ, 1 и 2 – состояния газов перед соплом прототипа и ЭТРД№): давление в отводе останется неизменным; подвод электроэнергии позволит уменьшить работу турбины и увеличить энергию давления газа перед соплом – точка состояния газа поднимется вверх, и тяга, и импульс по тепловой энергии увеличатся (баланс работ лопаточных машин восстанавливается изменением площадей потока газа в сопле). Если же ЭТРД№ оптимизировать по критерию тяги, то отрезок изобары отвода тепла с использованием термоэлементов увеличится, тяга увеличится еще более.

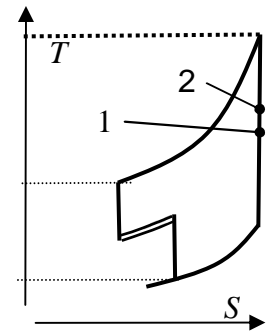


Рис.2

Заключение 1:

термоэлементы, включенные в механизмы вывода тепловой энергии из прототипа, являются регенераторами теплоты; терморреактивная эффективность электрифицированной системы повышается и при малых значениях η^3 .

Рассматриваются два варианта использования АТБ с зонами взаимодействия во внутреннем потоке ТРД около камеры сгорания (рис. 3, 1 – камера сгорания). Подчеркивается: отводимое из АТБ тепло остается при максимальном давлении газа в цикле.

Цель первого варианта заключается в повышении уровня эффективности при неизменности расхода тепловой энергии топлива и температуры газа перед турбиной. Тут имеют место два позитивных фактора: вывод части теплоты в виде электроэнергии из зоны подогрева потока позволяют увеличить давление газа на выходе из компрессора; подвод электроэнергии в сжатии потока увеличивает энергию давления газа перед соплом.

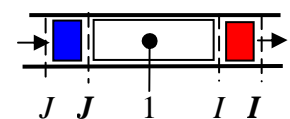


Рис. 3.

Заклучение 2:

термоэлементы со саями во внутренних потоках вокруг подсистем прототипа могут трактоваться как латентные регенераторы теплоты; термореактивная эффективность электрифицированной системы повышается и при малых значениях η^3 .

Цель второго варианта заключается в повышении удельной тяговой мощности прототипа. В нем вывод части тепловой энергии в виде электроэнергии из зоны подогрева потока позволяет при неизменности температуры газа перед турбиной увеличить расход тепловой энергии топлива.

Заключение 3:

термоэлементы со саями во внутренних потоках вокруг камер сгорания позволяют увеличить верхний предел тяги ВРД.

Отмечаются возможности АТБ со саями близ камеры сгорания, ввод которой означает и ввод канала вывода тепловой энергии из термореактивной системы: при приемлемых значениях η^3 можно ожидать и увеличения максимума импульса по тепловой энергии топлива.

Заключение 4:

оценить вариант электрификации ВРД термoeлектричеством и электроэнергией из внешних источников удовлетворительной достоверностью можно лишь с учетом концепции проекта ЛА.

2. Примеры электрификации, оценок подтипов

2.1. Подтип с глушителем в сопле

Схема, модель комплекса

«АТБ + зоны в реактивной струе, слоях атмосферы».

Прототип – ТРД с глушителем в сопле (ТРД0). ТРД0 рационален в аспекте электрификации: лепестковый глушитель дробит поток, поверхности каналов используются для организации эффективного оттока тепла через АТБ.

ЭТРД1 (рис. 4, где 1 - электродвигатель, 2 и 3 - пакеты спаев в корме и глушителе) отличается от прототипа наличием электромотора и АТБ. Подогреваемые спаи встроены в поверхности каналов глушителя, охлаждаемые спаи - в поверхность обводов кормы гондолы.

Основы модели: течения газов – одномерные, установившиеся, подвод-отвод тепловой энергии – изобарные процессы; торможение и разгон потока, подвод и отвод механической энергии - изоэнтропийные процессы; в первой секции сопла газ расширяется до атмосферного давления, затем в секции с трансформированным глушителем отводится тепло. В идеале ТРД0 есть ТРД, ЭТРД1 можно сравнивать с корневым прототипом. Принятый порядок исполнения процессов обусловлен и тем, что от газа повышенного давления отводить тепло не выгодно. Вводятся сечения: *H* - перед двигателем, *B* – на выходе из воздухозаборника, *K* – на выходе из компрессора, *Г*- на выходе из камеры сгорания, *T* – на выходе из турбины, *C* - на выходе из секции сопла без глушителя, *C* – на выходе из двигателя, *A* - слоев атмосферы перед зоной взаимодействия с АТБ, *A* - слоев атмосферы за зоной взаимодействия с АТБ.

В глушителе спаи постепенно уменьшают температуру потока. Полагается: в зоне со саями площади протока газа уменьшаются по условию неизменности скорости потока. Процесс описывается уравнениями состояния газа при постоянном давлении (плотность потока обратно пропорциональна температуре) и неразрывности течения (при постоянном расходе и скорости газа площадь протока обратно пропорциональна плотности) -

$$p_c = p_c = p_h, V_c = V_c,$$

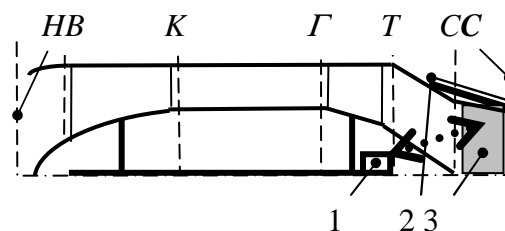


Рис. 4. Схема ЭТРД1

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_{CA} &= \eta^3 b_C C_p (T_C - T_C), & F &= b_C R T / (p_H V_C), \\ T &= T(l) = T_C - l(T_C - T_C) / l_C, & l &\in [0, l_C], \end{aligned}$$

где F – площадь, R – газовая постоянная, V – скорость, l – расстояние от входа в контактную зону со спаями.

Полагается: возмущения обтекания кормы перед зоной взаимодействия с АТБ пренебрежимо малы,

$$T_A = T_H, \quad p_A = p_A = p_H;$$

в срезе сопла температура газа равна минимально допустимому значению, расход атмосферы равен бесконечности –

$$T_A = T_A = T_C = T_H, \quad E_{\downarrow} = E_{CA} = (1 - \eta^F) b_C C_p (T_C - T_H),$$

где E_{\downarrow} – расход отводимой теплоты через АТБ.

Подчеркивается: по сравнению с идеалом в реальных образцах ТРД температура выхлопных газов весьма велика, можно ожидать большей мощности оттока теплоты через АТБ; можно ожидать уменьшения вероятности поражения ЛА снарядами теплового наведения, так как расход отводимого тепла уменьшен, остатки рассеиваются в прилегающих к корме слоях атмосферы.

Задачи оптимизации подтипа.

Соотношения – законы сохранения энергии в торможении, разгоне газа, уравнения тяги, величины отводимой через АТБ теплоты, полезной работы цикла, закон сохранения тепловой энергии в камере сгорания и условие замыкания цикла при неизменности давления в процессах отвода, подвода тепла – в безразмерных величинах имеют вид

$$\begin{aligned} \theta_B &= 1 + v_H^2, & v_C^2 &= \theta_B - 1 + a, \\ r &= v_C - v_H, & e_{\downarrow} &= (1 - \eta^3)(\theta_C - 1), & \mathcal{E}_{CA} &= \eta^3(\theta_C - 1), \\ a &= e - e_{\downarrow}, & \theta_K + e &= \theta_G, \\ \oint \delta e / \theta &= 0 \rightarrow \theta_C = \theta_G / \theta_K, \end{aligned}$$

где θ , v , a , r , e_{\downarrow} , \mathcal{E}_{CA} , e , $\delta e / \theta$ – соответственно температура, скорость, полезная работа цикла, тяга, отводимая в цикле теплота, электроэнергия АТБ, подводимая в цикле теплота, элементарное изменение энтропии в круговом процессе, нижние индексы величин – обозначения состояний газов, $\eta^3 = 0$ – условие вырождения ЭТРД1 в прототип. Размерные величины связаны с безразмерными величинами соотношениями

$$\begin{aligned} T_J &= \theta_J T_H, & V &= v(2C_p T_H)^{1/2}, & A &= a C_p T_H b, \\ R &= r(2C_p T_H)^{1/2} b, & E &= e C_p T_H b, & \mathcal{E}_{CA} &= \mathcal{E}_{CA} b C_p T_H, \end{aligned}$$

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

С исключением v_H , v_C , a , e_{\downarrow} , θ_C , θ_K как величин, связанных строгими равенствами, уравнение тяги принимает вид

$$r = (\theta_B - 1 + e - (1 - \eta^3)(\theta_G / (\theta_G - e) - 1))^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2}.$$

Налагаемые на величины ограничения имеют вид

$$0 \leq e, \quad 1 \leq \theta_B \leq \theta_K \leq \theta_G \leq \theta_G^M, \quad 0 \leq \eta^3 \leq \eta^{3M},$$

где индексом M помечены максимально допустимые значения.

Ставится первая оптимизационная задача: найти максимум r по θ_G , e при допустимых значениях θ_B , θ_G^M , η^3 – параметров данной задачи. Решение:

$$\theta_G = \theta_G^0 = \theta_G^M, \quad e = e^0 = \theta_G - ((1 - \eta^3) \theta_G)^{1/2}.$$

Отмечается: с увеличением η^3 превосходство оптимального ЭТРД1 по тяге увеличивается, вес конструкции компрессора уменьшается.

Пример: $\theta_B = 1$, $\eta^3 = 1/2$, $\theta_G^M = 6$,

$$\theta_{K\text{ЭТРД1}} / \theta_{K\text{ТРД}} \approx 1,73 / 2,45 \approx 0,706, \quad e_{\text{ЭТРД1}} / e_{\text{ТРД}} \approx 4,27 / 3,55 \approx 1,21;$$

$$r_{\text{ЭТРД1}} / r_{\text{ТРД}} \approx 1,75 / 1,45 \approx 1,21.$$

Во второй оптимизационной задаче e - параметр семейства оптимизационных задач с критерием r . У прототипа эффективное множество вариантов

$$0 \leq e \leq e^0_{\text{ТРД}}, \quad e^0_{\text{ТРД}} = \theta_r - (\theta_r)^{1/2},$$

у ЭТРД1 –

$$0 \leq e \leq e^0, \quad e^0 = \theta_r - ((1 - \eta^3)\theta_r)^{1/2},$$

при любом допустимом значении $e \rightarrow r_{\text{ЭТРД1}}/r_{\text{ТРД}} > 1$. Подчеркивается: при равенстве расходов тепла $\theta_{\text{КЭТРД1}} > \theta_{\text{КТРД}}$.

О дополнительных источниках электроэнергии.

Электрификация способствует привлечению иных источников энергии.

Пусть формируется остов ЭТРД1 при максимальной скорости движения ЛА, рассматривается возможность использования солнечной энергии. Учет подведенной извне электроэнергии как постоянно действующего фактора повлияет на остов следующим образом: расчетная работа турбины уменьшится; расчетная критическая площадь протока в сопле уменьшится. Уравнение тяги примет вид

$$r = (\theta_B - 1 + \varepsilon^* + e - (1 - \eta^3)(\theta_r / (\theta_r - e) - 1))^{1/2} - (\theta_B - 1)^{1/2},$$

где ε^* - подводимый извне расход электроэнергии.

Пусть ε^* не является постоянно действующим фактором, не влияет на формирование остова. Тогда ε^* может быть преобразована в энергию вращения ротора на траектории уменьшением площади протока газа в сопле и работы турбины, энергия давления газа перед соплом и тяга увеличатся.

Пусть образец ЭТРД1 приведен в стартовые условия, его тяги для взлета не хватает. Наличие аккумулятора позволяет запасти электроэнергию от внешних источников и увеличить тягу расходом этой энергии при взлете.

2.2. Подтипы с присоединенным петлевым потоком

О первом подтипе.

Прототипом является рассмотренный в [9] подтип «ТРД с круговым (аккумуляторным) контуром (ТРДА)». Он отличается от ТРД тем, что в него введены камера смешения (между воздухозаборником и компрессором), турбина петлевого потока (между основной турбиной и соплом), каналы возврата аккумулированного газа в камеру смешения, каналы продвижения этого газа в противоположном направлении движения основного потока, являющихся *панелями-фрагментами внешних обводов ЛА*. Оценки возможностей ТРДА в сфере формирования структур показали:

чем больше расход неохлаждаемого петлевого потока, тем выше термореактивная эффективность; охлаждение петлевого потока обтекающими ЛА слоями атмосферы повышает термореактивную эффективность еще более;

при условиях оптимизации остова в точке движения ЛА с максимальной скоростью позитивное влияние присоединения петлевого потока на тягу в точке взлета усиливается;

решение проблемы приближения проектной скорости ЛА с не форсируемыми подтипами ВРД к значительной сверхзвуковой скорости облегчается.

Коррекция «ТРДА → ЭТРДА1 (рис. 5, где 1 – камера смешения, 2 – электромотор, 3 – турбина петлевого потока, 4 – панель возвратного канала с АТБ)» заключается во вводе электромотора и трансформации панели в комплекс «панель + АТБ». Формирование модели функционирования, вывод условий оптимизации остова ЭТРДА1 – виртуальных ориентиров практики проектирования – очевидны.

Из моделей сферы формирования структур ВРД вытекает утверждение:

отмеченные позитивные аспекты присоединения петлевого потока при электрификации его охлаждения усиливаются.

О втором подтипе.

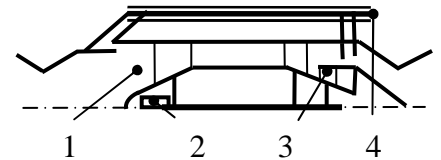


Рис. 5

Применительно к практике авиации в некоторых условиях мощность оттока тепла в обтекающие планер слои атмосферы может оказаться неприемлемо меньше мощности оттока в идеале. Причем ожидается, кардинальным негативным фактором будет относительно небольшая разность между температурами охлаждаемого и охлаждающего потоков. Использование явления термоэлектричества в этом отводе способствует совершенствованию структур ВРД с петлевым контуром, расширению их возможностей.

Представляется примерный подтип «ЭТРСА2», конструкция которого позволяет значительно увеличить разность между температурами охлаждаемого и охлаждающего потоков. Коррекция «ЭТРСА1 → ЭТРСА2 (рис. 6, где 1, 2 – турбина, поворотный канал петлевого потока)» заключается в перестановке турбины петлевого потока в пространство перед камерой смешения, отсоединении петлевого потока на выходе объединенного потока от основной турбины.

Основные аспекты функционирования:

В комплекс «панель + АТБ» втекает высокотемпературный, высоконапорный газ. Интенсивность охлаждения, расход энергии термоэлектричества увеличиваются.

Высоконапорный газ в идеале может быть охлажденным до температуры невозмущенной атмосферы. Турбина петлевого потока является низкотемпературной турбиной.

В турбине петлевого потока газ расширяется до давления основного потока в воздухозаборнике, температура перед смешением может стать меньше температуры атмосферы.

Условия смешения – те же, что и в прототипах – равенство давлений в смешиваемых потоках.

Основа функционирования петлевого потока представляется *двумя связанными термодинамическими циклами на аккумулярованном газе с отводом тепла через АТБ* – прямым циклом, превращающим тепловую энергию в механическую энергию (работу), и холодильным циклом, превращающим механическую энергию в тепло.

Примерный вид идеальных циклов на аккумулярованном газе ЭТРСА2 приведен в рис. 7: двойная линия – условное изображение отвода тепла через термоэлементы в изобарном процессе (давление равно давлению газа на выходе из основной турбины), в холодильном цикле газ подогревается теплом основного потока (давление равно давлению основного потока на выходе из воздухозаборника).

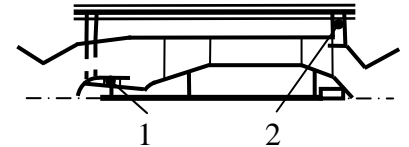


Рис. 6

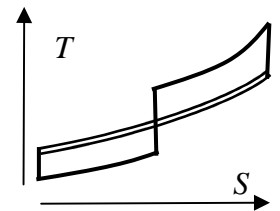


Рис. 7

Заключение

Априорные оценки показывают целесообразность развития авиационного двигателя в направлении электрификации производства реактивной тяги с использованием явления термоэлектричества:

высокотемпературные процессы авиадвигателей – позитивная основа генерации термоэлектричества;

повышается уровень экологической безопасности эксплуатации летательных аппаратов даже с учетом несовершенства первых вариантов авиа-термобатарей;

имеются возможности совершенствования термоэлементов;

формируются благоприятные условия использования внешних источников электроэнергии, простота изменения состояний (включение-выключение) электрических подсистем будут способствовать а) формированию эффективных проектов комбинированных двигателей с расширенной областью применения, б) формированию эффективных систем управления двигателем на траектории.

В агрегированных представлениях исследована специфика систем «термоэлемент + зоны воздействия газовых потоков»:

авиа-термоэлементы - и электрогенераторы, и теплоприемники, и теплоотдатчики; производство термоэлектричества – альтернатива преобразованию тепла в механическую энергию термодинамическим циклом;

термоэлементы в устройствах передачи тепла являются регенераторами;

термоэлементы с подогревом и охлаждением близ камеры сгорания повышают уровень термореактивной эффективности, верхний предел тяги;

применительно к практике эффективность варианта электрификации подтипа можно оценить с приемлемой достоверностью лишь в рамках концепции проекта ЛА.

Приводятся примеры формирования, моделирования электрифицированных термореактивных систем. Формальные оценки подтверждают ожидания: виртуальные подтипы эффективнее прототипов по критериям термореактивной эффективности - удельной тяге, импульсу по тепловой энергии.

Заключительные выводы: в сфере формирования структур электрификация авиадвигателей с использованием термоэлектричества имеет высокий уровень перспективы; поскольку требования к совершенству термоэлементов в наземных условиях менее жесткие, то уровень перспективы электрификации наземных тепловых энергетических установок более высокий.

Литература

1. *Акимов В.М., Бакулев В.И., Горбунов Г.М. и др.* Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975.

2. *Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И. и др.* Теория и расчет воздушно - реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1987.

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. *Яворский Б.М., Детлаф А.А.* Справочник по физике. М.: Наука, 1968.

5. *Коломоец Н.В., Лидоренко Н.С.* Термоэлектрический генератор. // БСЭ, т. 25, С 496. 1976.

6. *Жуков А.Н.* О виртуальной структуре двигателя для сверхзвуковой авиации. М.: ВЦ РАН, 2013.

7. *Жуков А.Н.* Двигатели сверхзвуковой авиации: о подтипах с поршневыми агрегатами. М.: ВЦ РАН, 2013.

8. *Жуков А.Н.* Авиадвигатели с теплообменом между зонами газовых потоков: возможности прототипов, вариантов коррекций. М.: ВЦ РАН, 2013.

9. *Жуков А.Н.* Виртуальные авиадвигатели: подтипы с механизмами аккумуляции газа и исполнения циклов в петлевом потоке. М.: ВЦ РАН, 2015.