

АНАЛИЗ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ В СИСТЕМАХ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Лопатин А.А.* , Габдуллина Р.А.** , Терентьев А.А.*** ,
Еремеева Ч.Ф.**** , Биктагирова А.Р.*****

*Институт авиации, наземного транспорта и энергетики,
КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия*

* *e-mail: aalopatin@kai.ru*

** *e-mail: rozzy94@mail.ru*

*** *e-mail: lavochkin7@live.ru*

**** *e-mail: chermeeva@gmail.com*

***** *e-mail: ARBiktagirova@kai.ru*

Рассматриваются параметры термоэлектрических генераторов (ТЭГ), предложена и описана методика расчета корпусного элемента, представленного в виде термоэлектрического генератора цилиндрической формы. Результаты расчета позволяют на стадии проектирования определить как электрические параметры ТЭГ, так и граничные температуры стенки корпуса. Представлен краткий аналитический обзор тенденций развития суммарного бортового электропотребления в сравнении с ростом эффективности ТЭГ. На основе численных и графических результатов аналитических и экспериментальных исследований авторы делают вывод о перспективности создания современных ТЭГ в качестве корпусных элементов мотогондолы двигателя летательного аппарата.

Ключевые слова: корпус авиационного двигателя, термоэлектрические генераторы, термоэлектрические генераторы в авиационных двигателях, электроснабжение летательных аппаратов, термоэлектрические материалы.

Введение

Современные тенденции развития авиационной техники связаны с разработкой летательных аппаратов (ЛА) пятого поколения, к которым относятся Lockheed/Boeing F-22 Raptor (США), ПАК ФА (РФ), МиГ 1.44 МФИ (РФ) и др. [1]. Перед разработчиками новой гражданской авиационной техники, а также военных аппаратов пятого поколения стоят задачи повышения их экологичности, увеличения ресурса и эффективности, а следовательно, и удешевления полетов в условиях постоянного роста цен на топливо и запчасти. Именно поэтому появляется необходимость использовать в ЛА нового поколения новые высокоэффективные системы бортового электропитания, позволяющие снизить удельную массу ЛА. Разработка и создание перспективных систем энергоснабжения заключается как в оптимизации параметров существующих потребителей, так и в применении новых источников электроэнергии на борту. Среди обсуждаемых подходов в отечественных и зарубежных научных

работах наиболее многообещающей является идея преобразования тепла в электроэнергию [2—4].

Перспектива применения термоэлектрических элементов в высокотемпературных энергоустановках летательных и космических аппаратов определяется необходимостью иметь достаточно мощный источник электропитания на борту при незначительных массогабаритных характеристиках и высокой надежности. Об актуальности разработок в данном направлении свидетельствует патентная активность ведущих зарубежных лабораторий в области разработки и создания материалов и оборудования для термоэлектрических генераторов в современных ЛА (таких, как Boeing, Motorola, California Institute of Technology и др).

Бортовое электрооборудование современных летательных аппаратов потребляет мощность от 10 до 1000 кВт. На сегодняшний день источниками электропитания на борту являются различные генераторы постоянного и переменного тока. На

рис. 1 представлена зависимость, иллюстрирующая рост суммарной мощности серии модифицированных бортовых генераторов Boeing 737 одного класса пассажироместности по поколениям.

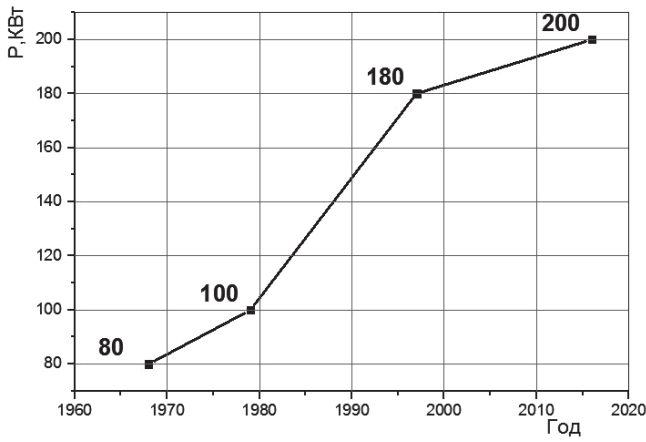


Рис. 1. Суммарная мощность серии модифицированных бортовых генераторов Boeing 737

Первый скачок суммарной мощности генераторов от серии Original к серии Classic произошел в конце 1970-х гг. вследствие усовершенствования некоторых бортовых систем самолета, в том числе систем связи, предупреждения о столкновении с землей и т.д.

денительную систему, появлением большого количества индивидуальных мультимедийных систем у пассажиров и т.д. Следующий прирост потребляемой мощности ожидается в 2030—2040 гг. при условии полного перехода системы управления и механизации с гидравлической на электромеханическую (причина — уменьшение массы и увеличение надежности). Значительный рост бортового энергопотребления в ближайшей перспективе потребует применения новых способов генерации энергии, поскольку простое линейное увеличение мощности и, как следствие, количества обычных генераторов приведет к существенному росту массогабаритных характеристик вспомогательных систем. В этой ситуации необходимы нетривиальные решения, способные кардинально изменить подход к бортовому энергопитанию и обеспечить растущие потребности без потерь надежности и функциональности. Таким решением может быть применение систем электропитания на основе ТЭГ.

Анализ имеющейся литературы позволяет сделать вывод о том, что получаемая от модуля электрическая мощность зависит, прежде всего, от свойств материалов, конструкции модуля, условий электрического и термического контакта, а также от температурного перепада на модуле. Согласно данным, представленным на рис. 2, в начале



Рис. 2. КПД термоэлектрического генератора

Второй скачок энергопотребления наблюдался в начале XXI века и был обусловлен резким ростом мощности генераторов нового поколения NG по сравнению с серией Classic. Значительный рост обусловлен увеличением энергопотребления бортовых систем, а именно частичным переходом на электрогидравлическую систему управления, внедрением новых систем спутниковой связи и навигации, переходом на электрическую противообле-

1990-х гг. в мире наблюдался существенный рост КПД термоэлектрических элементов, который был обусловлен, прежде всего, совершенствованием технологий изготовления элементов, применением более рациональных конструкторских решений, а также применением новых материалов. Наибольший КПД могут обеспечить каскадные термоэлементы, применение которых успешно реализовано в радиоэлектронике, медицине, промышленной и

бытовой технике. В настоящее время достаточно подробно исследовано большое количество термоэлектрических материалов, перспективных для практического использования [5–7]. Современные исследования показали, что подходящими для увеличения КПД ТЭГ свойствами могут обладать тонкопленочные гетерогенные материалы — островковые металлические пленки на диэлектрических подложках с низкой теплопроводностью [8–10].

Применение ТЭГ на борту ЛА позволяет отказаться от механического генератора электрического тока, работающего за счет отбора энергии от ротора авиационного двигателя. Одним из перспективных направлений является использование корпусных элементов в качестве основы для создания ТЭГ. Наиболее теплонагруженным элементом ЛА, без сомнения, является силовая установка. При этом температурное поле по тракту двигателя характеризуется значительным градиентом (рис. 3) [11–16].

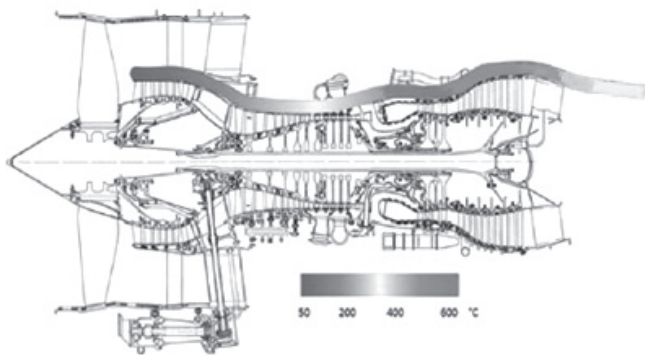


Рис. 3. Изменение температуры по тракту двигателя

Создание новых технологий применения альтернативных источников энергии в гражданской авиационной технике является одной из задач в сфере развития авиационного транспорта России.

Анализ энергетического баланса воздушного транспорта России показывает, что на выполнение транспортной работы приходится более 95% годового объема топливопотребления в гражданской авиации РФ. Графики, представленные на рис. 4, отражают соответствующее увеличение топливоэффективности при использовании термоэлектрических генераторов в зависимости от их удельной мощности (Вт/кг) — мощности, приходящейся на килограмм массы ТЭГ, и общей массы ТЭГ. Пересечение кривых соответствует ситуации, когда ТЭГ обеспечивает достаточную мощность, чтобы полностью заменить механический генератор.

В настоящее время одной из основных проблем при расчете термоэлектрических систем является совместное влияние электрических и тепловых параметров устройств. При этом практически отсутствуют отечественные исследования, посвященные детальной проработке вопросов, связанных с теплопередачей через узлы термоэлектрического устройства.

Одной из основных задач представленного исследования является разработка методики расчета термоэлектрического генератора цилиндрической формы как корпусного элемента авиационного двигателя беспилотного летательного аппарата (БПЛА) и ее дальнейшее экспериментальное опробование. Данная методика позволит уже на стадии проектирования определить параметры ТЭГ.

Методика расчета

Исходные данные:

d_1 — внешний диаметр камеры сгорания, м; l — длина камеры сгорания (КС), м; $\delta_{ст}$ — толщина стенки камеры сгорания, м; $F_{сто}$ — внешняя поверхность теплообмена, м².

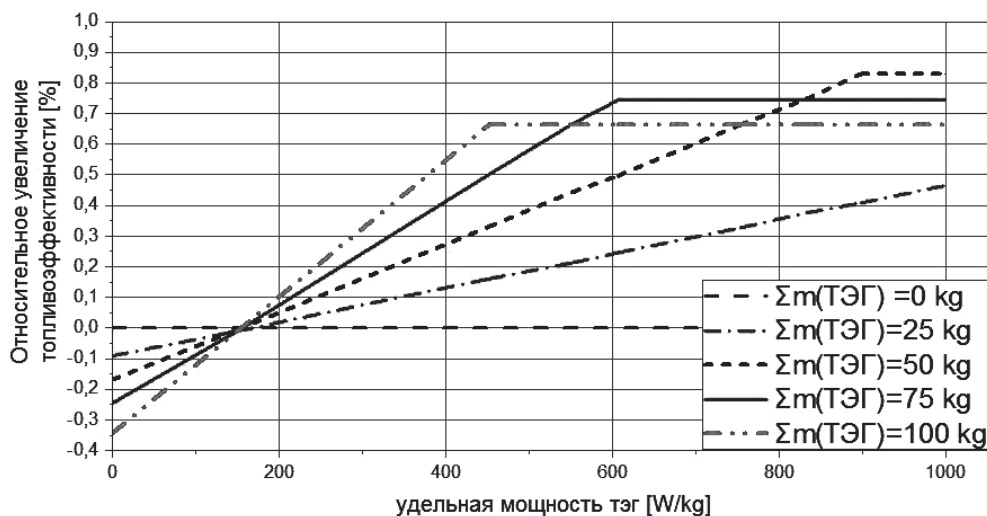


Рис. 4. Зависимость относительного увеличения топливоэффективности от удельной мощности ТЭГ

Для охлаждающего потока: w_B — скорость охлаждающего потока, м/с; η_B — коэффициент динамической вязкости воздуха, Па·с; ν_B — коэффициент кинематической вязкости воздуха, м²/с; λ_B — коэффициент теплопроводности воздуха, Вт/(м·К); C_{pB} — удельная теплоемкость воздуха, Дж/(кг·К); T_B — температура воздуха, К.

Для горячего теплоносителя в камере сгорания (КС): η_r — коэффициент динамической вязкости воздуха в КС, Па·с; ν_r — коэффициент кинематической вязкости воздуха в КС, м²/с; λ_r — коэффициент теплопроводности воздуха в КС, Вт/(м·К); C_{pr} — удельная теплоемкость воздуха в КС, Дж/(кг·К); T_r — температура воздуха в КС, К; $T_{ст1}$ — температура стенки со стороны горячего теплоносителя, К.

Расчет тепловых параметров

1. Коэффициент конвективной теплоотдачи со стороны охлаждающего потока

$$\alpha_k = \frac{Nu_B \lambda_B}{l}, \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}), \tag{1}$$

где Nu_B — число Нуссельта,

$$Nu_B = 0,037 \cdot Re_B^{0,8} Pr_B^{0,43}, \tag{2}$$

для охлаждающего теплоносителя при вынужденной конвекции для турбулентного режима течения зависит от чисел Рейнольдса и Прандтля:

$$Re_B = \frac{w_B d_1}{\nu_B}, \tag{3}$$

$$Pr_B = \frac{c_{pB} \eta_B}{\lambda_B}. \tag{4}$$

2. Коэффициент теплоотдачи горячего теплоносителя, состоящий из конвективной α_k и лучистой α_l составляющих:

$$\alpha_k = \frac{Nu_r \lambda_r}{d_1}, \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}); \tag{5}$$

$$\alpha_r = \alpha_k + \alpha_l, \tag{6}$$

где Nu_r — критерий Нуссельта для горячего теплоносителя, зависящий от чисел Рейнольдса и Прандтля:

$$Re_r = \frac{w_r d_1}{\nu_r}, \tag{7}$$

$$Pr_r = \frac{c_{pr} \eta_r}{\lambda_r}. \tag{8}$$

Для турбулентного режима

$$Nu_B = 0,037 \cdot Re_r^{0,8} Pr_r^{0,43}; \tag{9}$$

$$\alpha_l = \epsilon c_0 \cdot 10^{-8} \frac{T_r^4 - T_{ст1}^4}{T_r - T_{ст1}}, \tag{10}$$

где $\epsilon = 0,9$ — приведенная степень черноты обменивающейся системы, Вт/(м²·К⁴);

$c_0 = 5,67$ Вт/(м²·К⁴) — коэффициент излучения абсолютно черного тела;

$T_{ст1}$ — температура стенки со стороны горячего теплоносителя, К.

3. Теплопередача через цилиндрическую стенку, толщина которой $\delta_{ст}$.

В расчетах теплопередачи через стенку цилиндрической формы (рис. 5) удобно использовать тепловой поток, отнесенный к единице длины цилиндрической стенки, — линейную плотность теплового потока:

$$q_l = \frac{Q}{l}, \text{ Вт}/\text{м}, \tag{11}$$

где Q — тепловой поток, Вт; l — длина цилиндрической стенки (длина камеры сгорания), м.

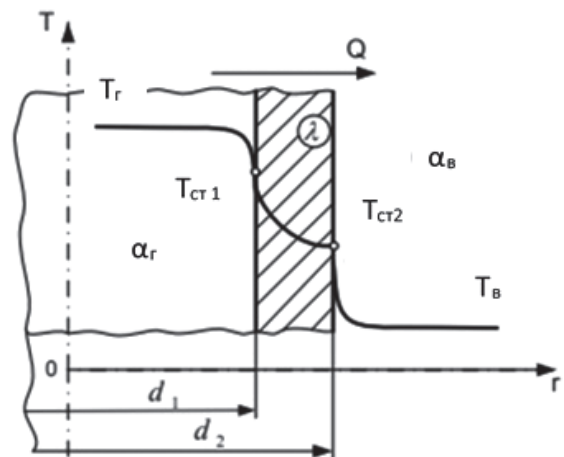


Рис. 5. Теплопередача через цилиндрическую стенку

При определении коэффициента теплопроводности стенки, Вт/(м·К), состоящей из нескольких материалов, воспользуемся понятием эквивалентного коэффициента теплопроводности [17]

$$\lambda_{\text{экв}} = \frac{\ln \frac{d_{\text{PbTe}}}{d_2} + \ln \frac{d_{\text{угл}}}{d_{\text{PbTe}}}}{\frac{1}{\lambda_{\text{PbTe}}} \ln \frac{d_{\text{PbTe}}}{d_2} + \frac{1}{\lambda_{\text{угл}}} \ln \frac{d_{\text{угл}}}{d_{\text{PbTe}}}}, \quad (12)$$

где $\lambda_{\text{PbTe}}, \lambda_{\text{угл}}$ — коэффициенты теплопроводности термоэлектрического материала (в нашем случае это теллурид свинца) и углепластика, Вт/(м·К); $d_{\text{PbTe}}, d_{\text{угл}}$ — диаметры размещения термоэлектрика и углепластика, м.

Расчет линейной плотности теплового потока через цилиндрическую стенку выполняем по формуле

$$q_l = \frac{\pi(T_{\text{г}} - T_{\text{в}})}{R_l}, \quad (13)$$

где R_l — линейное термическое сопротивление теплопередачи через стенку цилиндрической формы, (м·К)/Вт.

Линейное термическое сопротивление теплопередачи R_l равно сумме линейного термического сопротивления теплоотдачи от горячего теплоносителя к стенке $R_{l,1} = \frac{1}{d_1 \alpha_{\text{г}}}$,

сопротивления теплопроводности цилиндрической стенки $R_{l,2} = \frac{1}{2\lambda_{\text{экв}}} \ln \frac{d_1}{d_2}$ и линейного термического

сопротивления теплоотдачи от стенки к холодному теплоносителю $R_{l,3} = \frac{1}{d_2 \alpha_{\text{в}}}$.

Температуры на границах стенки, К:

$$T_{\text{ст}1} = T_{\text{г}} - q_l \frac{R_{l,1}}{\pi}; \quad (14)$$

$$T_{\text{ст}2} = T_{\text{ст}1} - q_l \frac{R_{l,2}}{\pi}. \quad (15)$$

Количество теплоты, Вт, проходящее через термоэлектрический материал и углепластик, определяется по формулам:

$$Q_{\text{PbTe}} = \frac{\lambda_{\text{PbTe}}}{\delta_{\text{ст}}} F_{\text{ст PbTe}} (T_{\text{ст}2} - T_{\text{ст}1}); \quad (16)$$

$$Q_{\text{угл}} = \frac{\lambda_{\text{угл}}}{\delta_{\text{ст}}} F_{\text{ст угл}} (T_{\text{ст}2} - T_{\text{ст}1}). \quad (17)$$

Примем, что площадь термоэлектрического материала составляет 30%, площадь углепластика — 70%.

Расчет электрических параметров термоэлектрического генератора [18—20]

Термоэлектрический генератор состоит из N спаев.

Согласно ГОСТ 6616-94 определяем $d_{\text{спая}}$ — диаметр спая термопары в термоэлементе, м, удельное сопротивление термоэлектрического материала ρ , Ом·м; его длину $l_{\text{спая}}$, м, α — коэффициент термоЭДС, В/К.

Электрическое сопротивление спая, Ом, определяем по формуле:

$$R = \frac{\rho l_{\text{спая}}}{S}, \quad (18)$$

где S — площадь поперечного сечения одного спая, м².

Отношение сопротивлений термоэлемента m обычно принимают 1,2—1,4.

Вырабатываемая мощность термоэлектрического генератора, Вт:

$$P = \frac{(2N\alpha)^2 (T_{\text{ст}1} - T_{\text{ст}2})^2}{R} \frac{m}{(1+m)^2}. \quad (19)$$

Сила тока в цепи, А:

$$P = \frac{2N\alpha(T_{\text{ст}1} - T_{\text{ст}2})}{R(1+m)}. \quad (20)$$

Напряжение, В:

$$U = 2N\alpha(T_{\text{ст}1} - T_{\text{ст}2}) \frac{m}{1+m}. \quad (21)$$

КПД термоэлектрического генератора:

$$\eta_1 = \frac{\Delta T_{\text{тэ}}}{T_{\text{ст}1}} \frac{1}{1 + \frac{1}{m} + \frac{1}{z_{\text{тэ}} T_{\text{ст}1}} \frac{(m+1)^2}{m} \frac{\Delta T}{z_{\text{тэ}} T_{\text{ст}1} m}}, \quad (22)$$

где $z_{\text{тэ}}$ — добротность термоэлемента, 1/К.

На рис. 6 отражена зависимость вырабатываемой мощности от времени — этапов полета БПЛА при $N_{\text{спаев}} = 1800$, $F = 0,045$ м² для теллурида свинца: 1 — запуск двигателя, $V = 0$, $H = 0$; 2 — запуск

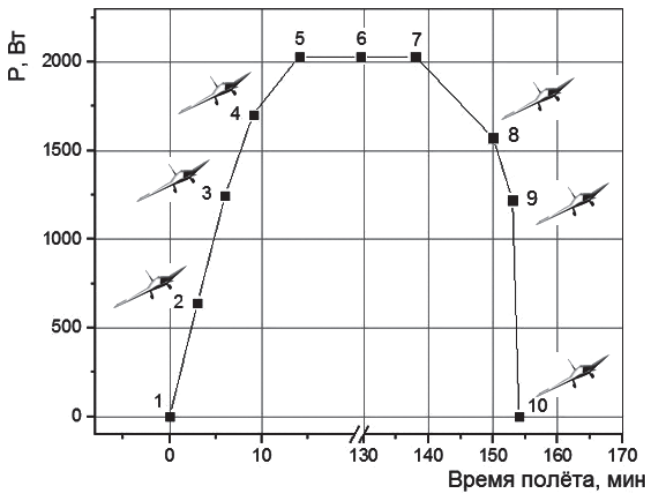


Рис. 6. Вырабатываемая мощность ТЭГ

БПЛА с рогатки, $V=70$ км/ч, $H=0$ м; 3 — набор высоты и разгон, $V=170$ км/ч, $H=500$ м; 4 — набор высоты и разгон, $V=300$ км/ч, $H=1000$ м; 5 — набор высоты и разгон, $V=400$ км/ч, $H=1500$ м; 6 — продолжительный полет, $V=400$ км/ч, $H=1500$ м; 7 — продолжительный полет, $V=400$ км/ч, $H=2000$ м; 8 — снижение, $V=250$ км/ч, $H=1000$ м; 9 — снижение, $V=170$ км/ч, $H=300$ м; 10 — выпуск парашюта.

Далее представлены результаты расчета параметров ТЭГ, выполненного в виде корпусного элемента силовой установки ЛА и мотогондолы. Очевидно, что увеличение градиента температур между «холодной» и «горячей» частями приводит к прогнозируемому экспоненциальному росту вырабатываемой мощности (рис. 7). Полученные данные свидетельствуют об однозначной зависимости вырабатываемой мощности от количества спаев, отнесенных к площади ТЭГ (рис. 8). $N = N_{\text{спаев}} / F_{\text{эфф}}$ — параметрическое число подобия, отражает соотношение количества спаев и эффективной площади, характеризует плотность размещения электрических спаев на эффективной площади, $F_{\text{эфф}} = 0,9$; $F_{\text{эфф}} = F_{\text{ТЭГ}} / F_{\text{общ}}$ отражает отношение площади корпусного термоэлектрического генератора к общей площади корпуса.

Важным параметром, оказывающим значительное влияние на характеристики ТЭГ, является скорость набегающего воздушного потока или, по-другому, скорость полета ЛА. Полученные результаты (рис. 9) свидетельствуют о зависимости вырабатываемой мощности от скорости полета (т.е. скорости набегающего потока охлаждающего воздуха). С ростом скорости до 40 м/с мощность вырабатываемой электроэнергии увеличивается до 70 Вт. Дальнейшее увеличение скорости не приводит к существенному росту вырабатываемой мощности.

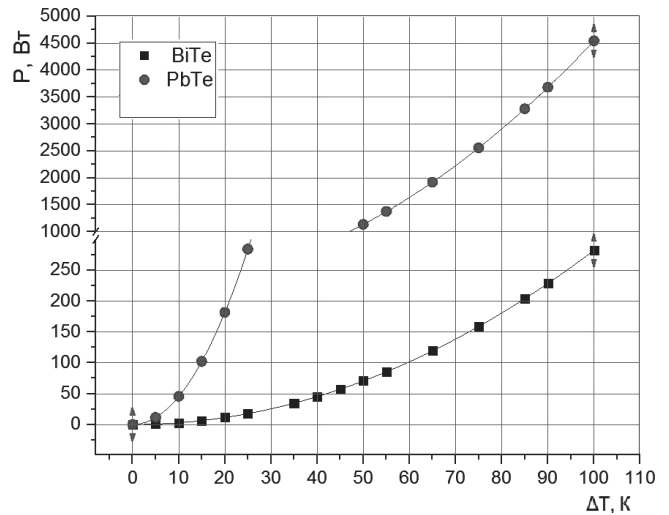


Рис. 7. Зависимость вырабатываемой мощности от разности температур между горячим и холодным спаев при $N_{\text{спаев}} = 1800$, $F_{\text{эфф}} = 0,9$

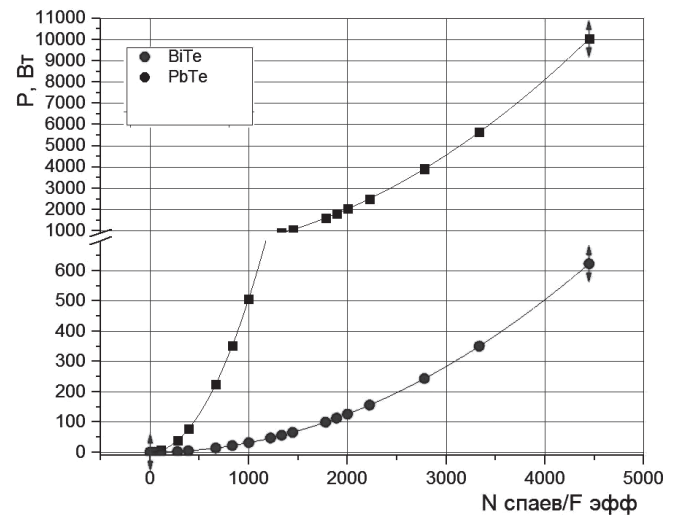


Рис. 8. Зависимость вырабатываемой мощности от плотности размещения спаев

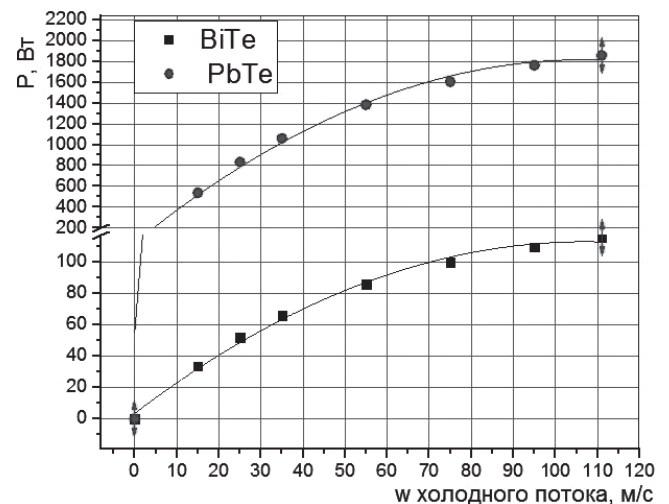


Рис. 9. Зависимость вырабатываемой мощности от скорости наружного потока воздуха при $T=10^{\circ}\text{C}$, $N_{\text{спаев}} = 1800$, $F_{\text{эфф}} = 0,9$

Так, при $W = 50$ м/с мощность $P = 80$ Вт, а при $W = 60$ м/с $P = 85$ Вт. Следовательно, ТЭГ можно так же эффективно использовать не только на реактивных самолетах, но и на относительно низкоскоростных беспилотных летательных аппаратах. Аналогичная ситуация наблюдается для случая, когда ТЭГ выполнен из теллурида свинца (PbTe). Кроме того, представленная на рис. 10 зависимость позволяет прогнозировать оптимальные режимные параметры ЛА для реализации наибольшей эффективности ТЭГ.

Для экспериментального исследования характеристик термоэлектрического генератора был разработан и создан экспериментальный стенд, представленный на рис. 10. Основными элементами стенда являются нагнетательная труба 1, термоэлектрический генератор 2, термофен 3, обеспечивающий нагрев воздушного потока до требуемой температуры, и измерительный комплекс 4.

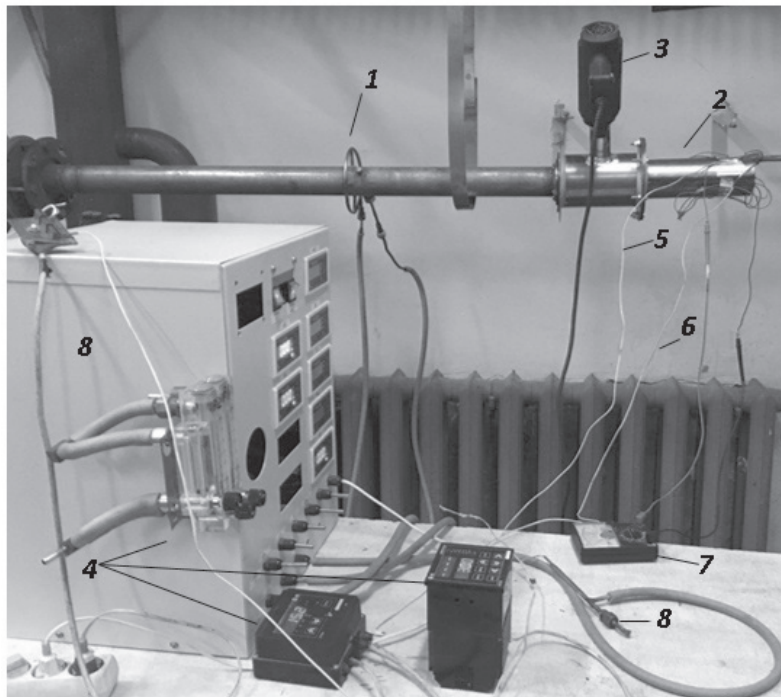


Рис. 10. Экспериментальный стенд

Термоэлектрический генератор 2 преобразует температурный градиент в электрический ток, фиксируемый комбинированным электроизмерительным прибором модели УХ-360TR. Экспериментальная установка снабжена средствами измерения: термопарами 5, 6 для фиксации термоЭДС на горячей и холодной сторонах генератора, мультиметром 7, многофункциональным измерителем давления 8 (ПРОМА-ИДМ-ДД).

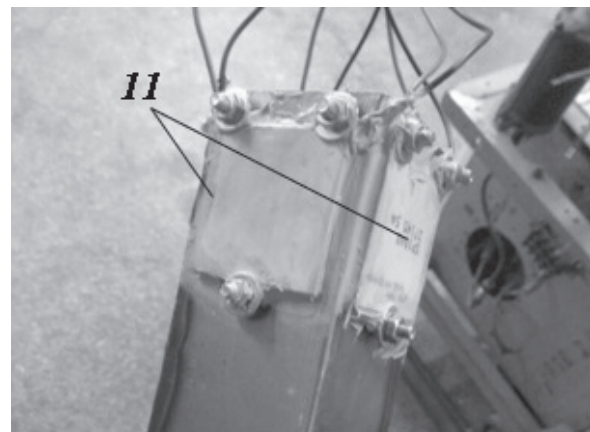
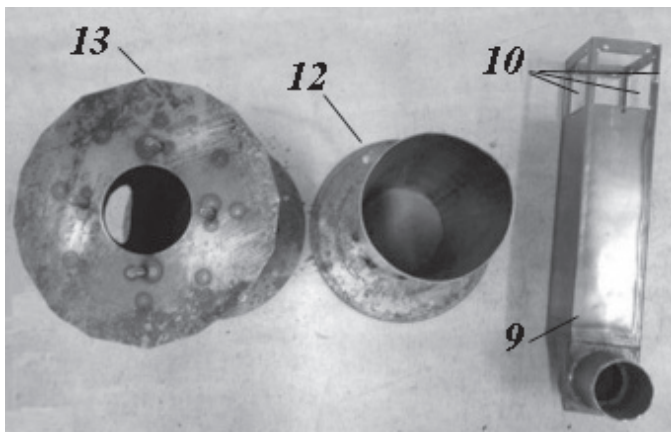
Термоэлектрический генератор представляет собой разборную конструкцию (рис. 11,а: нумерация позиций на рис. 11 продолжает их нумерацию

на рис. 10): в трубе 9 ($\varnothing 50$ мм) в местах квадратных отверстий 10 закреплены термоэлектрические модули 11 — 4 шт. размером 40×40 мм (рис. 11,б), данная труба квадратного сечения встраивается в «холодную» трубу, состоящую из двух частей: 12 ($\varnothing 70$ мм) и 13 ($\varnothing 70$ мм). Корпус 10 крепится к нагнетательной трубе через фланцевое соединение.

Устройство и принцип работы экспериментального стенда следующие: горячий воздух, проходя по трубе 8 через ТЭМ 11, отдает некоторое количество теплоты последнему и уходит в помещение. Охлаждающий теплоноситель нагнетается в ТЭГ из окружающей среды посредством воздухоудвки и также отводится в помещение.

Нагрев поверхности термоэлементов происходит в основном за счет конвективного теплообмена. Спаи термоэлементов охлаждаются потоком холодного воздуха, протекающего в полости, ограниченной корпусами 12 и 13, что приводит к возник-

новению разности значений температуры между «холодными» и «горячими» спаями термоэлементов. На спаях благодаря эффекту Зеебека возникает термоЭДС, которую можно по специальным токоотводам направлять к бортовым потребителям. Каждый модуль представляет собой последовательно соединенные термопары в количестве 64 шт. на модуль в изолирующем керамическом корпусе. В работе использовались готовые модули марки ModelSP1848-27145, произведенные китайской компанией Shenzhen Androw Technology Limited.



а)

б)

Рис. 11. Конструкция термоэлектрического генератора: а — конструкция в разборе; б — конструкция с термоэлектрическими модулями

Основные экспериментальные зависимости представлены на рис. 12 и 13.

В ходе эксперимента было выявлено, что при воспроизведении разных режимов работы двигателя на определенной высоте полета (т.е. при поддержании постоянной скорости охлаждающего потока и изменении скорости горячего потока) разница температур между горячим и холодным спаем $\Delta T_{ТЭГ}$ систематически увеличивается. В противоположном случае, при поддержании температуры горячего потока около $150\text{ }^\circ\text{C}$ и изменении скорости охлаждающего потока от 28 до 80 м/с, $\Delta T_{ТЭГ}$ менялась неравномерно. Изменение составило не более 25%. Стоит отметить, что экспериментальные показания для $N_{\text{спаев}} = 256$ (четыре последовательно соединенных термоэлектрических модуля) соответствуют расчетным результатам для $N_{\text{спаев}} = 64$ (один тер-

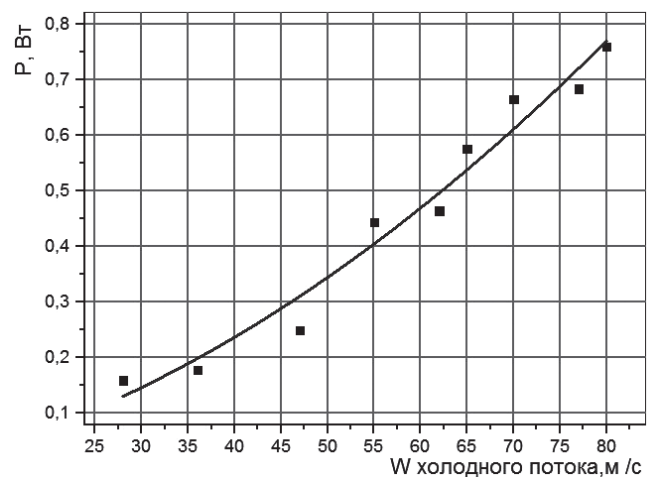


Рис. 13. Зависимость мощности от скорости охлаждающего потока при постоянной скорости горячего потока, $w_{\text{гор}} = 2,25\text{ м/с}$, $T_{\text{гор.поток}} = 150\text{ }^\circ\text{C}$

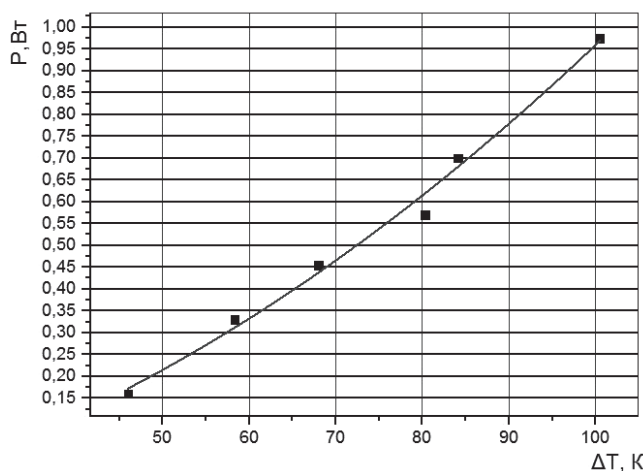


Рис. 12. Зависимость мощности от разницы температур при постоянной скорости охлаждающего потока $w_{\text{хол}} = 81\text{ м/с}$, $T_{\text{хол.поток}} = 22\text{ }^\circ\text{C}$

моэлектрический модуль). Это свидетельствует о том, что четыре последовательно соединенных термоэлектрических модуля не воспроизводят «эффект гипертермопары». Для этого необходимо, чтобы все 256 спаев находились под одной оболочкой, а не представляли отдельные элементы. Согласно заявленным характеристикам модели используемого термоэлектрического модуля при $\Delta T_{ТЭГ} = 80\text{ }^\circ\text{C}$ генерируемый ток составляет 558 мА, но данные показатели не верифицируются с соответствующими экспериментальными значениями. Также стоит отметить, что при скорости охлаждающего потока, большей 65 м/с, обнаруживаются условия, непригодные для эксплуатации данной модели ТЭГ.

Выводы

Одним из предложений, способных качественно изменить систему бортового электроснабжения ЛА, является использование в качестве бортовых

систем электропитания термоэлектрических генераторов, а также применение двигателей, выполненных в виде термоэлектрического генератора.

В работе изложена методика расчета корпусного элемента авиационного двигателя беспилотного летательного аппарата, представленного в виде термоэлектрического генератора цилиндрической формы, которая позволяет на стадии проектирования определить и оценить количество вырабатываемой мощности, в зависимости от режима и высоты полета ЛА. Анализ полученных в ходе расчета данных позволяет определить наиболее благоприятный для эффективной выработки электрической энергии режим работы двигателя.

Для практического исследования характеристик термоэлектрического генератора был создан экспериментальный стенд, выполненный в виде разомкнутого воздушного контура, имитирующий физические условия полета (температуру и скорость теплоносителя). В ходе эксперимента были получены данные о вырабатываемой готовым ТЭГ площадью 64 см² мощности.

Анализ экспериментальных данных подтверждает предположение о практической возможности создания авиационных генераторов на основе интеграции термоэлектрических элементов в корпусные элементы силовой установки и мотогондолы.

Графические результаты аналитических и экспериментальных исследований демонстрируют благоприятный прогноз развития предложенного практического способа применения корпусных ТЭГ в качестве аналога традиционной системы бортового электропитания.

Библиографический список

1. *Хвасюк В.И., Останко Д.А., Скрыбин А.С., Цыганков П.А., Челмоделев Р.И., Чирков А.Ю.* Предельная эффективность термоэлектрического преобразования теплоты в высокотемпературных энергоустановках // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 03. С. 81-105. DOI: 10.7463/0316.0835477
2. *Arms S.W., Galbreath J.H., Townsend C.P., Churchill D.L., Corneau B., Ketcham R.P., Phan N.* Energy harvesting wireless sensors and networked timing synchronization for aircraft structural health monitoring // 1st International Conference on Wireless Communication, Vehicular Technology, Information Theory and Aerospace & Electronic Systems Technology (Aalborg, Denmark 17-20 May 2009). — New York: IEEE, 2009, pp. 16-20. DOI: 10.1109/WIRELESSVITAE.2009.5172414
3. *Герашенко А.Н., Махров В.П.* На пути к эре электрической авиации // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 178-187.
4. *Rowe D.M.* Thermoelectrics Handbook: Macro to Nano. — CRC Press, Taylor & Francis Group, 2006. — 954 p.
5. *Bauer R.H.* Auxiliary electric power for an automobile through the utilization of a thermoelectric generator: A critical examination. — PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Clarkson College of Technology, Potsdam, New York, 1963.
6. *LeBlanc S., Yee S.K., Scullin M.L., Dames C., Goodson K.E.* Material and manufacturing cost considerations for thermoelectric // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2014. Vol. 32, pp. 313-327. DOI: 10.1016/j.rser.2013.12.030
7. *Шевельков А.В.* Химические аспекты создания термоэлектрических материалов // Успехи химии. 2008. Т. 77. № 1. С. 3-21.
8. *Хвостиков В.П., Хвостикова О.А., Газарян П.Ю., Шварц М.З., Румянцев В.Д., Андреев В.М.* Термофотоэлектрические преобразователи теплового и концентрированного солнечного излучения // Физика и техника полупроводников. 2004. Т. 38. № 8. С. 988-993.
9. *Гольцман Б.М., Дашевский З.М., Кайданов В.И., Коломоец Н.В.* Пленочные термоэлементы: физика и применение. — М.: Наука, 1985. — 233 с.
10. *Григорьянц А.Г., Мисюрлов А.И., Шупенев А.Е.* Особенности формирования субмикронных пленок теллурида висмута методом импульсного лазерного осаждения // Инженерный журнал: наука и инновации. 2012. № 6(6). С. 130-135. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-6-234
11. *Громов Г.* Объемные или тонкопленочные термоэлектрические модули // Компоненты и технологии. 2014. № 9 (158). С. 108-113.
12. *Лопатин А.А., Фатхиева Р.А., Терентьев А.А.* Анализ возможности применения термоэлектрических генераторов в авиационных двигателях // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2017. Т. 73. № 2. С. 42-48.
13. *Bode C., Friedrichs J., Somdalen R., Köhler J., Büchter K.-D., Falter C., Kling U., Ziolkowski P., Zabrocki K., Müller E., Kožulović D.* Potential of future thermoelectric energy recuperation for aviation // ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Arizona, USA, November 11-17, 2016, 11 p. DOI: 10.1115/IMECE2016-66650
14. *Фатхиева Р.А., Лопатин А.А., Терентьев А.А.* О возможности применения термоэлектрических генераторов в авиационных двигателях // Климовские чтения — 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: Сборник трудов. СПб.: Скифия-принт, 2017. С. 275.
15. *Фатхиева Р.А., Лопатин А.А., Терентьев А.А.* Современное применение термоэлектрических элементов в системах генерации электроэнергии и охлаждения // Климовские чтения — 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: Сборник трудов. СПб.: Скифия-принт, 2017. С. 270.

16. Фатхиева Р.А., Лопатин А.А., Терентьев А.А. Применение термоэлектрических генераторов в авиационных двигателях // XIV Королевские чтения: Сборник трудов международной молодежной научной конференции (Самара, 03-05 октября 2017). Самара: Изд-во Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Королева, 2017. Т.1. С. 341.
17. Шостаковский П. Термоэлектрические генераторы промышленного применения. Часть 1 // Современная электроника. 2016. № 1. С. 28-34.
18. Нащокин В.В. Техническая термодинамика и теплопередача: Учебник. Изд. 2-е, перераб. и доп. — М.: Высшая школа, 1975. — 497 с.
19. Кораблев В.А., Тахистов Ф.Ю., Шарков А.В. Прикладная физика. Термоэлектрические модули и устройства на их основе: Учебное пособие / Под ред. проф. А.В. Шаркова. — СПб.: СПбГИТМО (ТУ), 2003. URL: <http://elib.spbstu.ru/dl/local/500.pdf>
20. Виноградов С.В., Халыков К.Р., Нгуен К.Д. Методика расчета и оценки параметров экспериментального термоэлектрического генератора // Вестник АГТУ. Сер.: Морская техника и технология. 2011. № 1. С. 84-91.
21. Шостаковский П. Термоэлектрические источники альтернативного электропитания // Компоненты и технологии. 2010. № 12(113). С. 131-138.

ANALYSIS AND CHARACTERISTICS OF PROSPECTIVE THERMOELECTRIC GENERATORS IN AIRCRAFT ELECTRIC POWER SUPPLY SYSTEMS

Lopatin A.A.* , Gabdullina R.A. , Terent'ev A.A.*** ,
Eremeeva Ch.F.**** , Biktagirova A.R. *******

*Institute of Aviation, Land Transport and Energy,
KNRTU-KAI, 10, K. Marx str., Kazan, 420111, Russia*

* e-mail: aalopatin@kai.ru

** e-mail: rozzy94@mail.ru

*** e-mail: lavochkin7@live.ru

**** e-mail: cheremeeva@gmail.com

***** e-mail: ARBiktagirova@kai.ru

Abstract

The goal of the presented work consists in developing a technique for computing a part of the aircraft engine casing realized as a thermoelectric generator. The thermoelectric generator (TEG) application onboard an aircraft allows discard the mechanical electric current generator, operating on account of energy extraction from the aircraft engine rotor. At present, a great number of thermoelectric materials, prospective for practical application have been studied. One of prospective trends in this matter is application of housing elements as a basis for TEGs design. The aircraft power plant is undoubtedly the most thermally burdened component. The temperature field along the engine path herewith is characterized by a significant gradient.

Since the thermoelectric gadgets' computing is accompanied by certain difficulties associated with electric and thermal parameters dependencies, the authors developed the technique for computing a housing element, represented in the form of thermoelectric generator of a cylindrical shape. The article presents computation results, performed according to the developed technique, which allow

determine and evaluate the value of power output, as well as TEG electric parameters and boundary temperatures of housing walls at the design stage.

The electrical power of the thermo-generator module depends on the flow rate, which cools one side of the housing: a small increase in its speed up to 40 m/s, the power output increases up to 1 kW. It can be seen that under similar conditions with flow rate growth from 50 m/s the power output increases only by 550 W. A similar situation is observed for the case when a TEG is made of of bismuth telluride. Characteristic presented in the article allows determine what engine operation mode would be the most optimal for the TEG effective implementation onboard an aircraft.

To study characteristics and parameters of thermoelectric generator the test bench was employed. The following parameters were measured while the experiments: the resultant current and voltage in thermoelectric modules connected in series (each module is a 64 thermocouples per module, connected in series cased in an insulating ceramic housing), hot and cold junctures temperatures, speed and temperature of the hot and cooling flows.

The paper presents numerical and graphical results of analytical and experimental studies, on which basis the inference can be drawn on the perspective of practical implementation of thermoelectric modules as aircraft engines components. The prospect of TEGs application in high-temperature aircraft and spacecraft power plants is determined by the necessity to obtain powerful enough electric power source onboard with modest weight and size characteristics and high reliability.

Keywords: aircraft engine housing, thermoelectric generator, thermoelectric generators in aircraft engines, aircraft electric power supply, thermoelectric materials.

References

1. Khvesyuk V.I., Ostanko D.A., Skryabin A.S., Tsygankov P.A., Chelmodeev R.I., Chirkov A.Yu. *Nauka i Obrazovanie. MGTU im. N.E. Baubana*, 2016, no. 03, pp. 81-105. DOI: 10.7463/0316.0835477
2. Arms S.W., Galbreath J.H., Townsend C.P., Churchill D.L., Corneau B., Ketcham R.P., Phan N. Energy harvesting wireless sensors and networked timing synchronization for aircraft structural health monitoring. *1st International Conference on Wireless Communication, Vehicular Technology, Information Theory and Aerospace & Electronic Systems Technology (Aalborg, Denmark 17-20 May 2009)*. New York, IEEE, 2009, pp. 16-20. DOI: 10.1109/WIRELESSVITAE.2009.5172414
3. Gerashchenko A.N., Makhrov V.P. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 178-187.
4. Rowe D.M. *Thermoelectrics Handbook: Macro to Nano*. CRC Press, Taylor & Francis Group, 2006, 954 p.
5. Bauer R.H. *Auxiliary electric power for an automobile through the utilization of a thermoelectric generator: A critical examination*. PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Clarkson College of Technology, Potsdam, New York, 1963.
6. LeBlanc S., Yee S.K., Scullin M.L., Dames C., Goodson K.E. Material and manufacturing cost considerations for thermoelectric. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2014, vol. 32, pp. 313-327. DOI: 10.1016/j.rser.2013.12.030
7. Shevel'kov A.V. *Uspekhi khimii*, 2008, vol. 77, no. 1, pp. 3-21.
8. Khvostikov V.P., Khvostikova O.A., Gazaryan P.Yu., Shvarts M.Z., Rummyantsev V.D., Andreev V.M. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov*, 2004, vol. 38, no. 8, pp. 988-993.
9. Gol'tsman B.M., Dashevskii Z.M., Kaidanov V.I., Kolomoets N.V. *Plenochnye termoelementy: fizika i primeneniye* (Film thermal elements: physics and application), Moscow, Nauka, 1985, 233 p.
10. Grigor'yants A.G., Misyurov A.I., Shupenev A.E. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2012, no. 6(6), pp. 130-135. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-6-234
11. Gromov G. *Komponenty i tekhnologii*, 2014, no. 9(158), pp. 108-113.
12. Lopatin A.A., Fatkhieva R.A., Terent'ev A.A. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*, 2017, vol. 73, no. 2, pp. 42-48.
13. Bode C., Friedrichs J., Somdalen R., Köhler J., Büchter K.-D., Falter C., Kling U., Ziolkowski P., Zabrocki K., Müller E., Kožulović D. Potential of future thermoelectric energy recuperation for aviation. *ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Arizona, USA, November 11-17, 2016*, 11 p. DOI: 10.1115/IMECE2016-66650
14. Fatkhieva R.A., Lopatin A.A., Terent'ev A.A. *Klimovskie chteniya – 2017. Perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelistroeniya. Sbornik trudov*, St. Petersburg, Skifiya-print, 2017, p. 275.
15. Fatkhieva R.A., Lopatin A.A., Terent'ev A.A. *Klimovskie chteniya – 2017. Perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelistroeniya. Sbornik trudov*, St. Petersburg, Skifiya-print, 2017, p. 270.
16. Fatkhieva R.A., Lopatin A.A., Terent'ev A.A. *XIV Korolevskie chteniya: Sbornik trudov mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii (Samara, 03-05 October 2017)*. Samara, Samarskii natsional'nyi issledovatel'skii universitet im. akademika S.P. Koroleva, 2017, vol. 1, pp. 341.
17. Shostakovskii P. *Sovremennaya elektronika*, 2016. Part 1, no. 1, pp. 28-34.
18. Nashchokin V.V. *Tekhnicheskaya termodinamika i teploperedacha* (Technical thermodynamics and heat transfer), Moscow, Vysshaya Shkola, 1975, 497 p.
19. Korablev V.A., Takhistov F.Yu., Sharkov A.V. *Prikladnaya fizika. Termoelektricheskie moduli i ustroistva na ikh osnov* (Applied physics. Thermoelectric modules and gadgets on based their basis), St. Petersburg, SPbGITMO (TU), 2003. URL: <http://elib.spbstu.ru/dl/local/500.pdf>
20. Vinogradov S.V., Khalykov K.R., Nguen K.D. *Vestnik AGTU. Ser.: Morskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2011, no. 1, pp. 84-91.
21. Shostakovskii P. *Komponenty i tekhnologii*, 2010, no. 12(113), pp. 131-138.