

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЗА СЧЁТ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕРКУЛЕРА И РЕКУПЕРАТОРА

© 2020

- Х. Х. О. Омар** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; dr.hewa.omar@gmail.com
- В. С. Кузьмичев** доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kuzm@ssau.ru
- А. Ю. Ткаченко** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; tau@ssau.ru

Непрерывное повышение топливной эффективности двигателей летательных аппаратов является главной мировой тенденцией современного двигателестроения. К настоящему времени авиационные газотурбинные двигатели достигли высокой степени термодинамического и конструктивно-технологического совершенства. Одним из перспективных способов дальнейшего улучшения их топливной эффективности является применение сложных термодинамических циклов с регенерацией тепла выхлопных газов за турбиной и с промежуточным охлаждением в процессе сжатия воздуха. До недавнего времени применение в авиационных газотурбинных двигателях циклов с рекуператором и интеркулером сдерживалось значительным увеличением массы силовой установки за счёт теплообменников. В настоящее время появилась технологическая возможность создания компактных, лёгких, высокоэффективных теплообменников для применения на летательных аппаратах без ущерба для их эксплуатационных характеристик. Важной задачей при проектировании двигателей со сложными циклами является выбор параметров их рабочего процесса, обеспечивающих максимальную эффективность системе «силовая установка – летательный аппарат». В статье рассматривается постановка задачи оптимизации и выбора рациональных параметров рабочего процесса трёхвалвных двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) с интеркулером и рекуператором. На основе разработанного метода многокритериальной оптимизации путём численного моделирования проведены и представлены результаты оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с интеркулером и рекуператором в системе пассажирского самолёта типа Airbus A310 по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельные затраты топлива самолёта на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки. Приведена разработанная математическая модель для расчёта массы компактного теплообменника, предназначенная для решения задач оптимизации на этапе концептуального проектирования двигателя. Разработанные методы и модели реализованы в САЕ-системе АСТРА. Показана возможность повышения эффективности ТРДД за счёт применения сложных термодинамических циклов.

Трёхвалвный двухконтурный турбореактивный двигатель; теплообменник; термодинамический цикл; математическая модель; оптимизация; критерий; параметры рабочего процесса; степень регенерации; область оптимальных параметров; результаты расчётов

Цитирование: Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения интеркулера и рекуператора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 85-99.
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99

Введение

В начале XXI века авиационная промышленность столкнулась с серьёзными проблемами, наиболее значительными из которых являются ужесточения требований по экологическим и экономическим показателям [1-4]. Консультативный совет по аэрокосмическим исследованиям в Европе (ACARE) предложил для авиационных двигателей к 2020 году уменьшение выбросов CO_2 на 26%, уменьшение выбросов NO_x на 65%, снижение удельного расхода топлива на 15% и сокращение вдвое воспринимаемого авиационного шума [4-5]. В настоящее время исследуются различные технологии для совершенствования будущих авиационных двигателей.

Одним из перспективных направлений является создание двигателей со сложными термодинамическими циклами (ГТДсц). На рис. 1 представлена схема двухконтурного турбореактивного двигателя с промежуточным охлаждением воздуха (в интеркулере) в процессе его сжатия и утилизацией тепла газов за турбиной в рекуператоре [6].

Применение в авиационных двигателях сложных термодинамических циклов позволяет обеспечить ряд преимуществ, таких как снижение удельного расхода топлива, снижение расхода охлаждаемого воздуха, необходимого для охлаждения турбины высокого давления за счёт снижения температуры охлаждающего воздуха на выходе из компрессора высокого давления, а также снижение выбросов NO_x за счёт снижения температуры пламени в камерах сгорания [7-9]. Однако трудности технической реализации таких разработок связаны с усложнением конструкции, увеличением габаритов и массы двигателя из-за установки теплообменников. Поэтому при создании ГТД со сложными циклами необходимо учитывать не только повышение топливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик, так как на эффективность силовой установки в целом эти факторы оказывают противоположное влияние. Создание авиационного ГТДсц с приемлемыми габаритно-массовыми и эксплуатационными показателями требует дальнейшего совершенствования методов расчёта компактных теплообменников, анализа условий рационального согласования параметров теплообменника и двигателя, исследования новых, высокоэффективных типов поверхностей теплообмена, совместной оптимизации параметров рабочего процесса двигателя и теплообменника, изучения эксплуатационных качеств и характеристик ГТДсц [10-12].

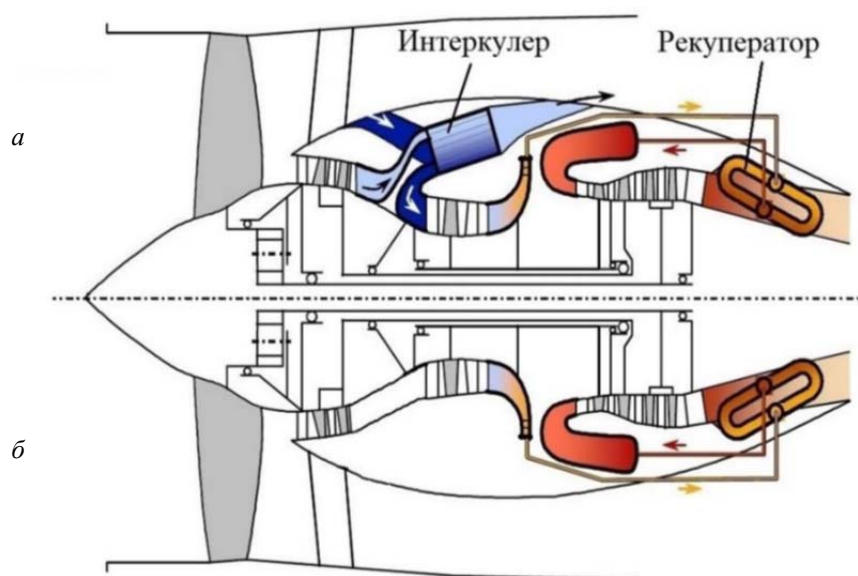


Рис. 1. Схема трёхвального двухконтурного турбореактивного двигателя:
а – с интеркулером и рекуператором; б – с рекуператором

Интерес к ГТД с интеркулером и рекуператором является мировой тенденцией. Так в работе [13] приводятся результаты оценки эффективности турбовального двигателя для вертолёта с рекуперацией тепла с неоребрённым пластинчатым теплообменником со степенью регенерации 0,8-0,9. В работе [14] обобщены характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиационных газотурбинных двигателях и предложены возможные конструктивные решения для рекуператоров. В работах [15; 16] проводится детальный анализ рекуперированного турбовального двигателя с оценкой экономии топлива и экологических показателей при различных траекториях и дальностях полёта. Работ по применению регенерации тепла в двухконтурных турбореактивных двигателях значительно меньше. В работах [17; 18] проводится анализ характеристик пластинчатого и трубчатого теплообменников для ТРДД с интеркулером. В работе [19] приводится концептуальный проект двухпроходного перекрёстного интеркулера для авиадвигателя.

С увеличением степени регенерации θ удельный расход топлива $C_{уд}$ двигателей с теплообменником уменьшается, однако с ростом степени регенерации увеличивается масса теплообменника $M_{то}$, причём чем выше степень регенерации, тем более интенсивно увеличивается масса теплообменника. При оценке эффективности двигателя в системе летательного аппарата необходимо одновременно учитывать и уменьшение расхода топлива, и увеличение массы силовой установки $M_{сy}$. Для этого используется такой критерий как суммарная масса силовой установки и топлива $M_{сy+г} = M_{г} + (M_{дв} + M_{то})n_{дв}$ (или удельный показатель $\gamma_e = M_{сy+г} / P_{дв} n_{дв}$), который включает массу двигателя с теплообменником и массу топлива, необходимого для полёта на заданную дальность ($M_{г} = C_{удкр} P_{двкр} n_{дв} t_{п} \bar{M}_{топ}$) [12]. Уменьшение удельного расхода топлива и увеличение массы теплообменника с увеличением степени регенерации приводит к образованию минимума $M_{сy+г}$ (рис. 2).

Таким образом, при выборе параметров рабочего процесса двигателя со сложными циклами необходимо одновременно оптимизировать и параметры рабочего процесса ($\pi_{к\Sigma}^*, T_{г}^*, m, \pi_{вп}^*$), и степень регенерации (θ).

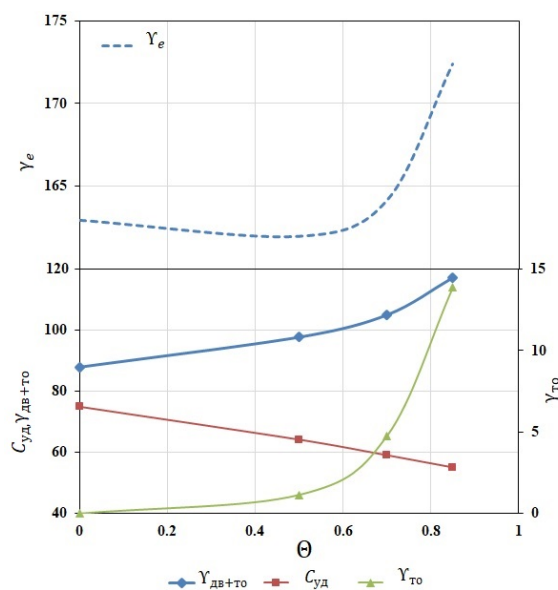


Рис. 2. Влияние степени регенерации на массу теплообменника и расход топлива

В качестве теплообменников для авиационных ГТД с рекуператором (ГТДр) наиболее предпочтительными являются пластинчатые рекуператоры [20-23]. В рекуператорах теплообмен между газом и воздухом осуществляется непосредственно через стенки, разделяющие потоки. Рекуператор при разделении его на отдельные секции позволяет получить большое разнообразие конструктивных форм, что облегчает условия его компоновки на двигателе. Для авиационных ГТДр, в которых увеличение диаметральных габаритов нежелательно из-за роста лобового сопротивления силовой установки, отмеченное обстоятельство может иметь решающее значение при выборе типа теплообменника. Рекуператоры сравнительно просты в изготовлении и достаточно перспективны в отношении возможности получения хороших габаритно-массовых показателей как при использовании их в современных авиационных ГТДр, так и при дальнейшем развитии этих двигателей путём реализации высокотемпературных циклов.

В данной работе приведены результаты анализа возможностей повышения эффективности ТРДД за счет применения сложных термодинамических циклов (цикла Брайтона совместно с регенерацией тепла за турбиной и промежуточным охлаждением в процессе сжатия) на основе оптимизации параметров их рабочего процесса.

Постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с регенерацией тепла и промежуточным охлаждением

Обобщённая математическая постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя со сложными циклами по комплексу критериев оценки двигателя в системе ЛА с учётом параметрических и функциональных ограничений выглядит следующим образом:

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_x \max_y \delta y_i (X, p) \mid a_j < x_j < b_j; g(X, p) \leq 0 \right\},$$

где $X = (\pi_{к\Sigma}^*, T_\Gamma^*, m, \pi_{вП}^*, \theta_{интер}, \theta_{рекуп}, \dots, x_j)$ – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса, $j = \overline{1, k}$; $Y = \{M_{сyт}, C_{т.км} (C_{уд}), S_{ждв}, \dots, Y_i\}$ – множество критериев оптимизации, $i = \overline{1, n}$; a_j, b_j – ограничения на проектные (оптимизируемые) переменные; $g(X, p) = \{h_{к вых}, h_{т вх}, \pi_\Gamma, D_\Gamma \text{ и др.}\}$ – множество функциональных ограничений; $p = \{\sigma_{вх}, \sigma_{кс}, \eta_{к.баз}^*, \eta_{т.баз}^*, \varphi_c \text{ и др.}\}$ – множество детерминированных исходных проектных данных; $\delta y_i (X, p) = \rho_i \frac{Y(X)_i - Y(X_{opt})_i}{Y(X_{opt})_i}$ – относительное отклонение критерия оптимизации от оптимального значения; ρ_i – степень значимости i -го критерия ($\rho_i = \overline{0, 1}$).

В общем случае, когда число оптимизируемых параметров $k > 3$, при многокритериальной оптимизации используется минимаксный принцип оптимальности (принцип гарантированного результата).

В частном случае, когда результаты оптимизации можно представить на плоскости ($k \leq 2$), применяется метод поиска областей компромиссов как пересечение локально-оптимальных областей [9 – 11]:

$$X_\cap = \bigcap_{i=1}^n X_i,$$

где n – количество рассматриваемых критериев оценки.

Математически множество значений параметров, принадлежащих локально-оптимальной области, в случае представления результатов в плоскости двух оптимизируемых переменных $X = (\pi_{к\Sigma}^*, m)$ (или при фиксированных остальных оптимальных переменных) определяется следующим выражением:

$$X_i = \left\{ X \mid Y_i(X_{opt}, p) \leq Y_i(X, p) \leq \left(1 + \frac{\delta y}{\rho_i}\right) Y_i(X_{opt}, p) \right\},$$

где δy – заданная величина допустимого относительного отклонения от оптимальных значений критериев.

Для ТРДД с рекуператором и интеркулером в общем случае количество оптимизируемых переменных равно шести $(\pi_{к\Sigma}^*, T_r^*, m, \pi_{вп}^*, \theta_{интер}, \theta_{рекл})$, область оптимальных параметров в этом случае представляет собой гиперпространство.

Для иллюстрации работоспособности разработанного метода в качестве критериев выбраны: лётно-технический – затраты топлива на тонно-километр ($C_{т.км}$) и массовый – суммарная масса силовой установки и топлива ($M_{cy+т}$) [24; 25].

Суммарная масса силовой установки и топлива, необходимого на полёт на заданную дальность. Снижение массы топлива и массы силовой установки при постоянной взлётной массе самолёта и дальности полёта означает увеличение коммерческой нагрузки, а при заданной коммерческой нагрузке и дальности полёта – уменьшение взлётной массы самолёта. Этот критерий характеризует ту часть массы ЛА, которая непосредственно зависит от параметров СУ.

$$M_{cy+т} = K_{cy} M_{дв\ то} + \bar{M}_{тс} \bar{M}_{топ} M_{гла}.$$

В случае ТРДД с теплообменниками получаем:

$$M_{cy+т} = K_{cy} (M_{дв} + M_{то}) n_{дв} + P_{кр} C_{уд\ кр} \bar{M}_{тс} \bar{M}_{топ} (t_{п} + t_{нз}) n_{дв},$$

где $\bar{M}_{тс}$ – коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА; $\bar{M}_{топ}$ – коэффициент, учитывающий массу топлива, необходимого на полёт на нерасчётных режимах; $t_{п}$ – время полёта; $t_{нз}$ – время полёта на навигационном запасе топлива.

Масса двигателя определяется следующим образом [25]:

$$M_{дв} = (M_I + M_{II} + M_{ксм}) k_c k_{рес},$$

где $M_I = B(G_{в\ I\ пр.вен})^{m_1} \left[(\pi_{к\Sigma} / \pi_{в})^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{T_r^*}$ – масса газогенератора внутреннего контура (без вентилятора и турбина вентилятора); $M_{II} = 2,865 G_{в\Sigma}^{0,903} m^{1,104} \pi_{в}^{1,193}$ – масса турбовентилятора и обечайки наружного контура; $M_{ксм} = 2,316 G_{в\Sigma\ в3л}^{0,753}$ – масса камеры смешения у ТРДД со смешением потоков внутреннего и наружного контуров; $M_{то}$ – масса компактного теплообменника (рекуператора или интеркулера) [26]. В зависимости от степени регенерации θ и скорости протекания газа через теплообменник C_r рассчитывается удельная масса теплообменника:

$$\gamma_{\text{то}} = \left(\frac{4,25}{C_{\Gamma}} + 0,025 \right) e^{6,8\theta}.$$

По заданному расходу воздуха через теплообменник $G_{\text{в}}$ и рассчитанной удельной массе $\gamma_{\text{то}}$ определяется масса теплообменника

$$M_{\text{то}} = G_{\text{в}} \gamma_{\text{то}}.$$

Удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки. Этот широко распространённый критерий совершенства транспортных и пассажирских самолётов характеризует расход топлива на 1 тонно-километр (или пассажиро-километр) [12; 25]:

$$C_{\text{т.км}} = \frac{M_{\text{тл}}}{M_{\text{кн}} L_{\text{п}}} = \frac{M_0 \bar{M}_{\text{топ}} C_{\text{уд.кр}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{п}} K_{\text{ла}}},$$

где $M_{\text{тл}} = C_{\text{уд.кр}} P_{\text{кр}} \bar{M}_{\text{топ}} t_{\text{п}} n_{\text{дв}}$ – величина расходуемого за полёт топлива.

Постановка задачи оптимизации и выбора рациональных параметров ТРДД со сложными циклами формулируется следующим образом: на основе численных расчётов провести оптимизацию параметров рабочего процесса ТРДД в системе пассажирского самолёта по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полёт, и удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр. В качестве летательного аппарата выбран самолёт, по характеристикам близкий к пассажирскому самолёту Airbus A310-300. Схема исследуемого трёхвального двигателя с раздельным истечением из контуров и с рекуператором и интеркулером представлена на рис. 1.

Результаты исследования

В данном исследовании степень регенерации θ задавалась равной 0; 0,5; 0,7; 0,9. Температура газа перед турбиной на крейсерском режиме принималась равной 1400, 1600, 1800, 2000 К. Тяга двигателя определялась исходя из потребной для самолёта тяги силовой установки с учётом его аэродинамических характеристик. Принято допущение, что гидравлические потери в каналах теплообменника постоянны.

В качестве примера на рис. 3 – 5 приведены результаты оптимизации параметров двухконтурного турбореактивного двигателя с рекуператором (рис. 1, б) по критериям $M_{\text{су+т}}$, $C_{\text{т.км}}$ и $C_{\text{уд}}$ при постоянном значении гидравлических потерь в каналах теплообменника ($\sigma_{\text{то}} = \text{const}$).

На рис. 6 – 8 представлены результаты оптимизации параметров трёхвального ТРДД с рекуператором и интеркулером (рис. 1, а) по критериям $M_{\text{су+т}}$, $C_{\text{т.км}}$ и $C_{\text{уд}}$.

Из рисунков видно, что при увеличении степени регенерации рекуператора от 0 до 0,9 оптимальные значения степени повышения давления по всем рассмотренным критериям $M_{\text{су+т}}$, $C_{\text{т.км}}$ и $C_{\text{уд}}$ существенно уменьшаются, примерно в пять раз. Оптимальная степень двухконтурности также уменьшается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 25...30%. Кроме того, двигатель с интеркулером и рекуператором является наиболее эффективным (рис. 6 – 8).

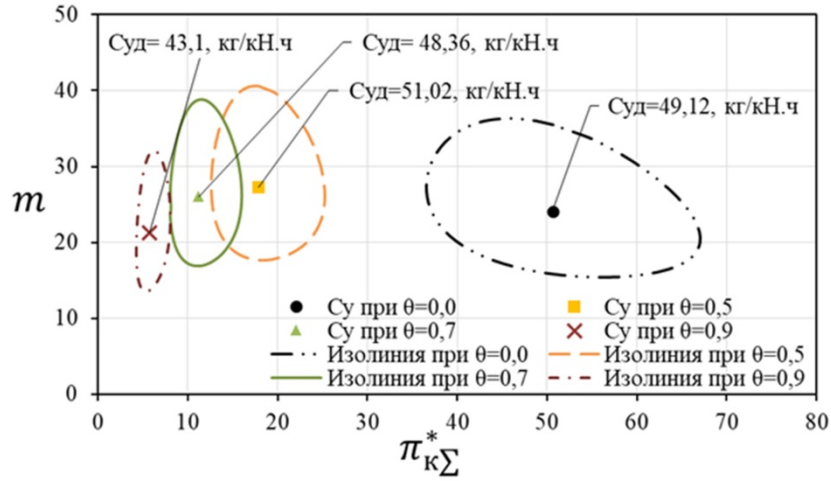


Рис. 3. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором по критерию $C_{уд} \rightarrow \min$ при $T_{гкр}^* = 1400\text{K}$, $H_{п} = 11\text{ км}$, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20\text{ т}$, $L_{п} = 7000\text{ км}$

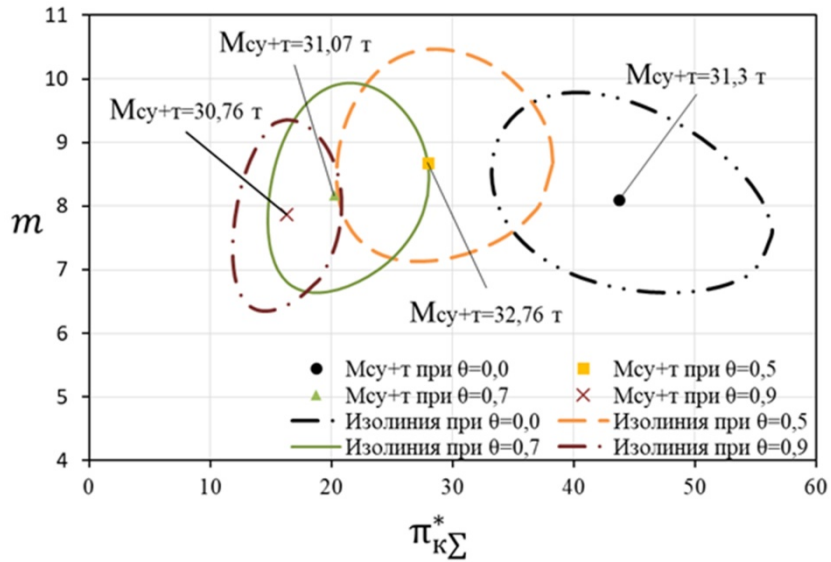


Рис. 4. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором по критерию $M_{су+т} \rightarrow \min$ при $T_{гкр}^* = 1600\text{K}$, $\sigma_{то} = \text{const}$, $H_{п} = 11\text{ км}$, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20\text{ т}$, $L_{п} = 7000\text{ км}$

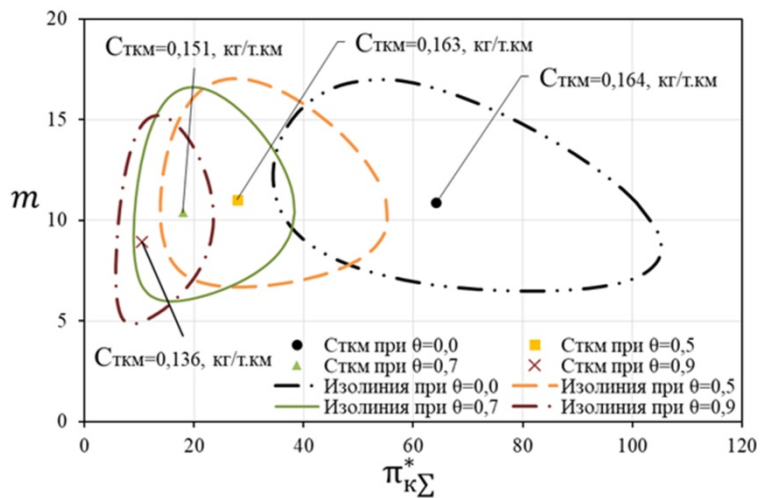


Рис. 5. Область оптимальных параметров ТРДД с рекуператором по критерию $C_{ткм} \rightarrow \min$ при $T_{гкр}^* = 1800\text{K}$, $\sigma_{то} = \text{const}$, $H_{п} = 11\text{ км}$, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20\text{ т}$, $L_{п} = 7000\text{ км}$

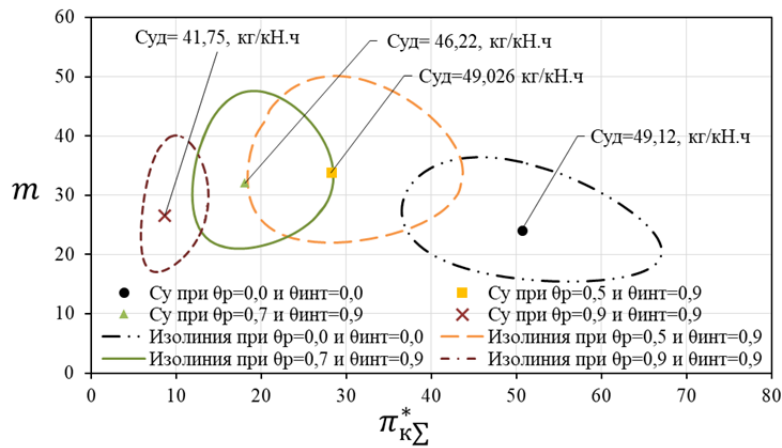


Рис. 6. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором и интеркулером по критерию $C_{уд} \rightarrow \min$ при $T_{гкр}^* = 1400\text{К}$, $\sigma_{то} = \text{const}$, $H_{п} = 11\text{км}$, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20\text{т}$, $L_{п} = 7000\text{км}$

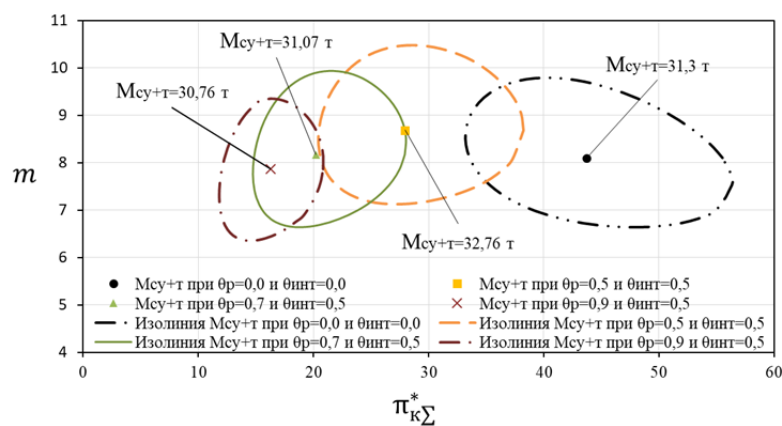


Рис. 7. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором и интеркулером по критерию $M_{су+т} \rightarrow \min$ при $T_{гкр}^* = 1600\text{К}$, $\sigma_{то} = \text{const}$, $H_{п} = 11\text{км}$, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20\text{т}$, $L_{п} = 7000\text{км}$

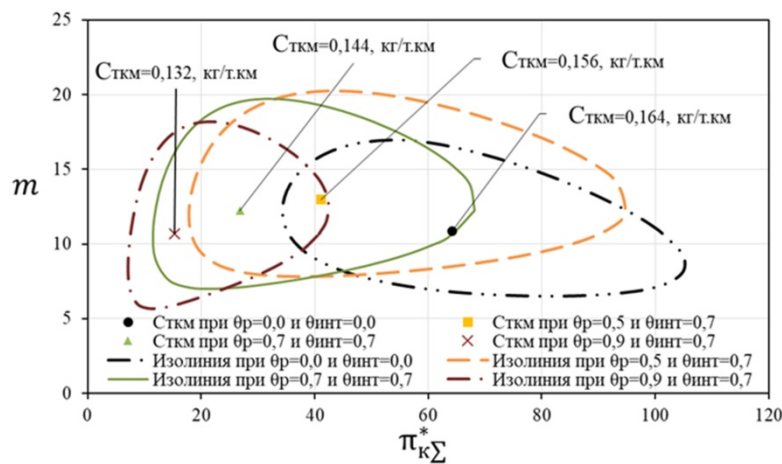


Рис. 8. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором и интеркулером по критерию $C_{т.к.м} \rightarrow \min$ при $T_{гкр}^* = 1800\text{К}$, $\sigma_{то} = \text{const}$, $H_{п} = 11\text{км}$, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20\text{т}$, $L_{п} = 7000\text{км}$

На рис. 9 – 11 приведены зависимости оптимальных значений критериев $M_{су+т}$, $C_{т.к.м}$ и $C_{уд}$ от температуры газа перед турбиной при различных значениях степени регенерации рекуператора. Видно, что с ростом температуры газа перед турбиной эффективность ТРДД повышается. Она также повышается с ростом степени регенерации.

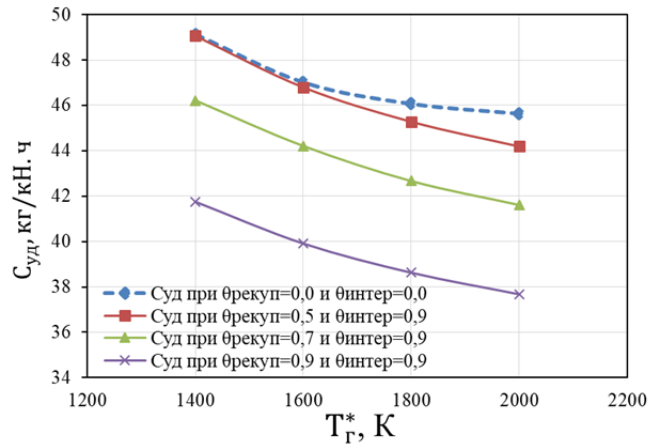


Рис. 9. Зависимости оптимальных значений критерия $C_{уд}$ от $T_{г.кр}^*$ при разных значениях степени регенерации $\theta_{рекуп}$ ТРДД с интеркулером и рекуператором ($H_{п} = 11$ км, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20$ т, $L_{п} = 7000$ км)

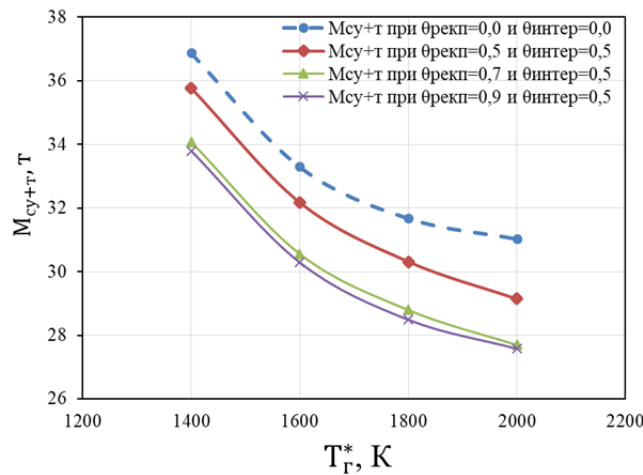


Рис. 10. Зависимости оптимальных значений критерия $M_{су+г}$ от $T_{г.кр}^*$ при разных значениях степени регенерации $\theta_{рекуп}$ трёхвального ТРДД с интеркулером и рекуператором ($\sigma_{то} = \text{const}$, $H_{п} = 11$ км, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20$ т, $L_{п} = 7000$ км)

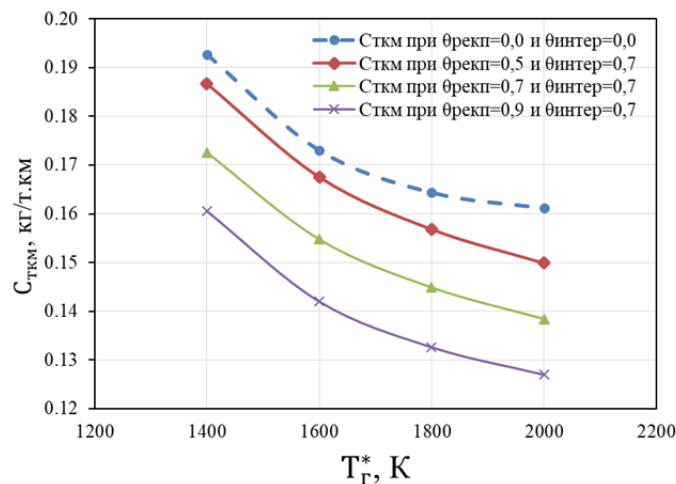


Рис. 11. Зависимости оптимальных значений критерия $C_{т.км}$ от $T_{г.кр}^*$ при разных значениях степени регенерации $\theta_{рекуп}$ трёхвального ТРДД с интеркулером и рекуператором ($\sigma_{то} = \text{const}$, $H_{п} = 11$ км, $M_{п} = 0,8$, $M_{кн} = 20$ т, $L_{п} = 7000$ км)

Заключение

В результате проведённых исследований получены следующие результаты и выводы:

1. Разработаны:

– математическая модель двухконтурного турбореактивного двигателя со сложными циклами: с регенерацией тепла за турбиной в рекуператоре и с промежуточным охлаждением в процессе сжатия воздуха в компрессоре в интеркулере;

– метод многокритериальной оптимизации и выбора рациональных параметров рабочего процесса ТРДД со сложными термодинамическими циклами и его реализация в САЕ-системе АСТРА.

2. Приведены результаты оптимизации параметров рабочего ТРДД со сложными циклами в системе самолёта по критериям суммарной массы силовой установки и топлива, потребного на полёт, и удельных затрат топлива ЛА на тонно-километр, а также по удельному расходу топлива.

3. Из анализа результатов расчётов следует, что оптимальные значения степени повышения давления по критериям M_{cy+r} , $C_{т.км}$ и $C_{уд}$ существенно уменьшаются при увеличении степени регенерации от 0 до 0,9 – примерно в пять раз. Оптимальная степень двухконтурности при этом также уменьшается с ростом степени регенерации, но существенно меньше – примерно на 25...30%.

4. С ростом температуры газа перед турбиной эффективность ТРДД со сложным циклом повышается. Она также повышается с ростом степени регенерации.

Дальнейшим направлением исследований является проведение совместной оптимизации параметров рабочего процесса и рекуператора турбовальных ГТД СТ в системе вертолёт по критериям оценки их технико-экономической эффективности.

Библиографический список

1. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. V. 80, Iss. 2. P. 139-157. DOI: 10.1108/00022660810859364

2. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. V. 80, Iss. 3. P. 280-294. DOI: 10.1108/00022660810873719

3. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. V. 80, Iss. 4. P. 408-426. DOI: 10.1108/00022660810882773

4. Zhang Ch., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants // Applied Thermal Engineering. 2019. V. 154. P. 548-561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119

5. Bouty E., Cheftel-Py B., Paty G. SAGE 5 cleansky's approach to greener helicopter turboshafts // Proceedings of the XX International Symposium on Air Breathing Engines (September, 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden). P. 736-741.

6. Rolt A., Kyprianidis K.G. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme // Proceedings of the 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (September, 19-24, 2010, Nice, France).

7. Агульник А.Б., Гусаров С.А., Омар Х.Х.О. Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата // Труды МАИ. 2017. № 92. <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>

8. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счёт регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 4. С. 133-141.

9. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010

10. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. В 2 кн. Кн.1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. М.: Машиностроение, 2017. 336 с.

11. Кулагин В.В., Бочкарёв С.К., Горюнов И.М., Григорьев В.А. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 2005. 464 с.

12. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 1996. 147 с.

13. Zhang Ch., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions // Aerospace Science and Technology. 2019. V. 88. P. 84-94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008

14. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines // Heat Mass Transfer. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3

15. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Tashfeen M., Pilidis P. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013 (June, 3-7, 2013, San Antonio, Texas). V. 2. DOI: 10.1115/GT2013-94971

16. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Pervier H., Tashfeen M. Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine // Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum 2013 (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona, USA). V. 4. P. 2636-2649.

17. Kwan P.-W., Gillespie D.R.H., Stieger R.D., Rolt A.M. Minimising loss in a heat exchanger installation for an intercooled turbofan engine // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2011 (June, 6-10, 2011, Vancouver, Canada). P. 189-200. DOI: 10.1115/GT2011-45814

18. Xu L., Grönstedt T. Design and analysis of an intercooled turbofan engine // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000857

19. Zhao X., Grönstedt T. Conceptual design of a two-pass cross-flow aeroengine intercooler // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2015. V. 229, Iss. 11. P. 2006-2023. DOI: 10.1177/0954410014563587

20. Utriainen E., Sundén B. Evaluation of the cross corrugation and some other candidate heat transfer surface for microturbine recuperators // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2002. V. 124, Iss. 3. P. 550-560. DOI: 10.1115/1.1456093

21. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines // Applied Thermal Engineering. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2

22. McDonald C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications // Proceedings of ASME Turbo Expo 2000 (May, 8-11, 2000, Munich, Germany). V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0167

23. Traverso A., Massardo A.F. Optimal design of compact recuperators for microturbine application // Applied Thermal Engineering. 2005. V. 25, Iss. 14-15. P. 2054-2071. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2005.01.015

24. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>.

25. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С., Осипов И.В., Пономарёв Б.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. 202 с.

26. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х.О., Ткаченко А.Ю., Бобрик А.А. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

IMPROVING THE EFFICIENCY OF AVIATION TURBOFAN ENGINES BY USING AN INTERCOOLER AND A RECUPERATIVE HEAT EXCHANGER

© 2020

H. H. Omar Postgraduate Student of the Department of Theory of Aircraft Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; dr.hewa.omar@gmail.com

V. S. Kuz'michev Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kuzm@ssau.ru

A. Yu. Tkachenko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Assistant Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; tau@ssau.ru

Continuous improvement of fuel efficiency of aircraft engines is the main global trend in modern engine construction. To date, aviation gas turbine engines have reached a high degree of thermodynamic and design-and technology perfection. One of the promising ways to further improve their fuel efficiency is the use of complex thermodynamic cycles with turbine exhaust heat regeneration and with intermediate cooling in the process of air compression. Until recently, the use of cycles with a recuperative heat exchanger and an intercooler in aircraft gas turbine engines was restrained by a significant increase in the mass of the power plant due to the installation of heat exchangers. Currently, it has become technologically possible to create compact, light, high-efficiency heat exchangers for use on aircraft without compromising their performance. An important target in the design of engines with heat recovery is to select the parameters of the working process that provide maximum efficiency of the aircraft system. The article focuses on the statement of the task of optimization and choice of rational parameters of the working process of a bypass three-shaft turbojet engine with an intercooler and a recuperative heat exchanger. On the basis of the developed method multi-criteria optimization was carried out by means of numerical simulations. The results of optimization of thermodynamic cycle parameters of a bypass three-shaft turbojet engine with an

intercooler and a recuperative heat exchanger in the aircraft system according to such criteria as the total weight of the engine and fuel required for the flight, and the aircraft specific fuel consumption per ton - kilometer of the payload are presented. A passenger aircraft of the Airbus A310-300 type was selected. The developed mathematical model for calculating the mass of a compact heat exchanger, designed to solve optimization problems at the stage of conceptual design of the engine is presented. The developed methods and models are implemented in the ASTRA program. The possibility of improving the efficiency of turbofan engines due to the use of complex thermodynamic cycles is shown.

Three-shaft bypass turbojet; heat exchanger; thermodynamic cycle; mathematical model; optimization; criterion; working process parameters; heat exchanger effectiveness; optimal parameters; calculation results

Citation: Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu. Improving the efficiency of aviation turbofan engines by using an intercooler and a recuperative heat exchanger. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 85-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99

References

1. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 2. P. 139-157. DOI: 10.1108/00022660810859364
2. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 3. P. 280-294. DOI: 10.1108/00022660810873719
3. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 4. P. 408-426. DOI: 10.1108/00022660810882773
4. Zhang Ch., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. *Applied Thermal Engineering*. 2019. V. 154. P. 548-561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
5. Bouty E., Cheftel-Py B., Paty G. SAGE 5 cleansky's approach to greener helicopter turboshafts. *Proceedings of the XX International Symposium on Air Breathing Engines (September, 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden)*. P. 736-741.
6. Rolt A., Kyprianidis K.G. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme. *Proceedings of the 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (September, 19-24, 2010, Nice, France)*.
7. Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Omar H.H. Gas-steam turbine cycle basic parameters selection for gas pumping units. *Trudy MAI*. 2017. No. 92. (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>
8. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Y. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 4. P. 133-141. (In Russ.)
9. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010
10. Kulagin V.V., Kuz'michev V.S. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. V 2 kn. Kn.1. Osnovy teorii GTD. Rabochiy protsess i termogazodinamicheskiy analiz* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. In 2 volumes. V. 1. Fundamentals of the theory of gas turbine engines. Work process and thermogasdynamic analysis]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2017. 336 p.

11. Kulagin V.V., Bochkarev S.K., Goryunov I.M., Grigor'ev V.A. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Kn. 3. Osnovnyye problemy: Nachal'nyy uroven' proektirovaniya, gazodinamicheskaya dovodka, spetsial'nye kharakteristiki i konversiya aviatsionnykh GTD* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. Book 3. Main problems: initial level of designing, gas-dynamic adjustment, special characteristics and conversion of gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 464 p.

12. Maslov V.G., Kuz'michev V.S., Kovartsev A.N., Grigor'ev V.A. *Teoriya i metody nachal'nykh etapov proektirovaniya aviatsionnykh GTD* [Theory and methods of the conceptual stages of aircraft gas turbine engines design]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1996. 147 p.

13. Zhang Ch., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions. *Aerospace Science and Technology*. 2019. V. 88. P. 84-94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008

14. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat Mass Transfer*. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3

15. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Tashfeen M., Pilidis P. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2013 (June, 3-7, 2013, San Antonio, Texas)*. V. 2. DOI: 10.1115/GT2013-94971

16. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Pervier H., Tashfeen M. Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine. *Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum 2013 (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona, USA)*. V. 4. P. 2636-2649.

17. Kwan P.-W., Gillespie D.R.H., Stieger R.D., Rolt A.M. Minimising loss in a heat exchanger installation for an intercooled turbofan engine. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2011 (June, 6-10, 2011, Vancouver, Canada)*. P. 189-200. DOI: 10.1115/GT2011-45814

18. Xu L., Grönstedt T. Design and analysis of an intercooled turbofan engine. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000857

19. Zhao X., Grönstedt T. Conceptual design of a two-pass cross-flow aeroengine intercooler. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2015. V. 229, Iss. 11. P. 2006-2023. DOI: 10.1177/0954410014563587

20. Utriainen E., Sundén B. Evaluation of the cross corrugation and some other candidate heat transfer surface for microturbine recuperators. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2002. V. 124, Iss. 3. P. 550-560. DOI: 10.1115/1.1456093

21. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines. *Applied Thermal Engineering*. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2

22. McDonald C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2000 (May, 8-11, 2000, Munich, Germany)*. V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0167

23. Traverso A., Massardo A.F. Optimal design of compact recuperators for microturbine application. *Applied Thermal Engineering*. 2005. V. 25, Iss. 14-15. P. 2054-2071. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2005.01.015

24. Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N., Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N. Generation of the gas turbine engine working process virtual model Subject area of the case. *Trudy MAI*. 2013. No. 67. (In Russ.) Available at: <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>.

25. Grigor'ev V.A., Zhdanovskiy A.V., Kuz'michev V.S., Osipov I.V., Ponomarev B.A. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Parameter selection and thermogasdynamic calculations of aircraft gas turbine engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. 202 p.

26. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Yu., Bobrik A.A. Mathematical model for calculating the mass of a heat exchanger in problems of optimizing the parameters of the working process of aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 67-80. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80