

ВЛИЯНИЕ РЕГЕНЕРАЦИИ ТЕПЛОТЫ НА ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ВЕРТОЛЁТА

© 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. О. Загребельный инженер-конструктор Научно-образовательного центра
газодинамических исследований;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
zao_sam156@mail.ru

В. А. Григорьев доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей
летательных аппаратов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
grigva47@gmail.com

Исследования, проводимые в России и зарубежом в интересах экономии топлива в воздушном транспорте, показывают, что применение регенерации теплоты в авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) позволяет значительно – до 20...30% снизить расход топлива. До недавнего времени применение в авиационных газотурбинных двигателях регенерации теплоты сдерживалось значительным увеличением массы силовой установки за счёт установки теплообменника. В настоящее время появились технологические возможности создания лёгких, высокоэффективных теплообменников для применения на летательных аппаратах без ущерба для их эксплуатационных характеристик. Эффективность авиационной силовой установки с регенерацией теплоты в системе летательного аппарата в значительной степени зависит от выбора параметров рабочего процесса ГТД. В работе рассматривается постановка задачи оптимизации и выбора рациональных значений параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей с рекуператором для вертолётов. На основе разработанного метода многокритериальной оптимизации путём численного моделирования проведены и представлены результаты оптимизации значений параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя со свободной турбиной и рекуператором (ГТД СТр) в системе лёгкого вертолёта по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полёт, и удельные затраты топлива вертолёта на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки. Расчет показателей эффективности двигателя проводился на основе моделирования полётного цикла вертолёта с учетом его аэродинамических характеристик. Приведена разработанная математическая модель расчёта массы компактного теплообменника, предназначенная для решения задач оптимизации на этапе концептуального проектирования двигателя. Разработанные методы и модели реализованы в автоматизированной системе АСТРА. Показано, что оптимальные параметры рабочего процесса ГТД СТр существенно зависят от степени регенерации теплоты в рекуператоре, а также показана возможность повышения эффективности ГТД СТ за счёт применения регенерации теплоты.

Газотурбинный двигатель со свободной турбиной; рекуператор; математическая модель; оптимизация; критерий; параметры рабочего процесса; степень регенерации; область оптимальных параметров; полётный цикл вертолёта; термодинамический цикл

Цитирование: Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Загребельный А.О., Григорьев В.А. Влияние регенерации теплоты на оптимальные значения параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя в системе вертолёта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 43-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-43-57

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 2020-2025 гг. уменьшение выбросов CO₂ на 26%, уменьшение выбросов NO_x на 65%, снижение удельного расхода топлива на 15% и сокращение вдвое воспринимаемого авиационного шума [5; 6]. В настоящее время исследуются различные технологии для совершенствования будущих авиационных двигателей.

Одним из перспективных направлений является создание газотурбинных двигателей со свободной турбиной с регенерацией теплоты (ГТД СТр) поскольку у этих двигателей не нужна высокая скорость на срезе сопла. На рис. 1 представлена схема газотурбинного двигателя со свободной турбиной с рекуператором [7].

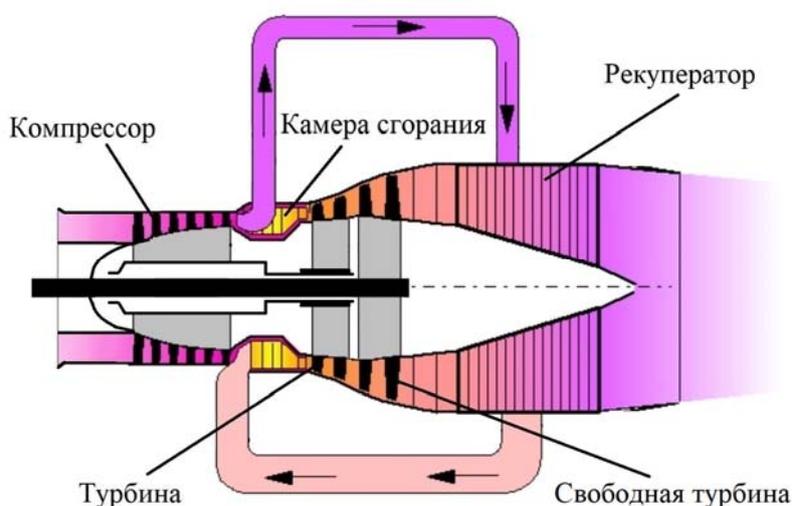


Рис. 1. Схема турбовального газотурбинного двигателя с рекуператором

Применение в авиационных двигателях утилизации теплоты позволяет обеспечить снижение удельного расхода топлива, а также снижение выбросов NO_x [8 – 10]. Однако трудности технической реализации таких разработок связаны с усложнением конструкции, увеличением габаритов и массы двигателя из-за установки рекуператора. Поэтому при создании ГТД с регенерацией теплоты 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 ГТД с регенерацией теплоты 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, а также совместной оптимизации параметров рабочего процесса двигателя и теплообменника, изучения эксплуатационных характеристик ГТД с регенерацией теплоты [11 – 13].

Интерес к ГТД с регенерацией теплоты является мировой тенденцией. Так в работе [14] приводятся результаты оценки эффективности ГТД СТ для вертолёт с неоребрённым пластинчатым рекуператором со степенью регенерации 0,8-0,9. В работе [15] обобщены характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиа-

ционных газотурбинных двигателях и предложены возможные конструктивные решения для рекуператоров. В работах [16; 17] проводится детальный анализ рекуперированного ГТД СТ с оценкой экономии топлива и экологических показателей при различных траекториях и дальностях полёта. В работе [18] проводятся расчетно-конструкторские исследования семейства малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) различного типа и назначения на основе единого базового газогенератора. На базе унифицированного газогенератора разработаны компоновки ГТД СТ мощностью свыше 200 кВт с теплообменником. В работе [19] проводится детальный анализ различных схем ГТД СТ с рекуператором по эффективному КПД двигателя.

С увеличением степени регенерации θ_p удельный расход топлива C_e 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_{cy} . Для этого используется такой критерий, как суммарная масса силовой установки и топлива $M_{cy+т} = M_{т} + (M_{дв} + M_{то})n_{дв}$, который включает массу двигателя с теплообменником и массу топлива, необходимого для полёта на заданную дальность [13].

В качестве теплообменников для авиационных ГТД 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. Рекуператоры сравнительно просты в изготовлении и достаточно перспективны в отношении возможности получения хороших габаритно-массовых показателей как при использовании их в современных авиационных ГТД, так и при дальнейшем развитии этих двигателей путём реализации высокотемпературных циклов.

В данной работе приведены результаты анализа влияния степени регенерации теплоты на значения оптимальных параметров рабочего процесса ГТД СТ, а также возможности повышения эффективности ГТД СТ с регенерацией теплоты на основе оптимизации параметров их рабочего процесса.

Постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТ с регенерацией теплоты

Математическая задача многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТ с регенерацией теплоты в системе вертолёта формулируется следующим образом [11]:

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_x \max_y \delta y_i (X, p) \mid a_j < x_j < b_j; g(X, p) \leq 0 \right\}, \quad (1)$$

где $X = (\pi_k^*, T_\Gamma^*, \theta_p, \dots, x_j)$ – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса,

$j = \overline{1, k}$; $Y = \{M_{cy+т}, C_{ткм}(C_e), S_{ждв}, \dots, Y_i\}$ – множество критериев оптимизации, $i = \overline{1, n}$;

a_j, b_j – ограничения на проектные (оптимизируемые) переменные;

$g(X, p) = \{h_{к\text{вых}}, h_{т\text{вх}}, \pi_t, D_\Gamma \text{ и др.}\}$ – 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 ($\rho_i = \overline{0,1}$).

Множество значений параметров, принадлежащих локально-оптимальной области, в случае представления результатов в плоскости двух оптимизируемых переменных: суммарная степень повышения давления в цикле – π_k^* и температура газа перед турбиной – T_r^* , определяется следующим выражением [13]:

$$X_i = \left\{ X \mid Y_i(X_{opt}, p) \leq Y_i(X, p) \leq \left(1 + \frac{\delta y}{\rho_i} \right) Y_i(X_{opt}, p) \right\}, \quad (2)$$

где δy – заданная величина допустимого относительного отклонения от оптимальных значений критериев. В этом случае результаты многокритериальной оптимизации представляются на плоскости в виде области компромиссов как результат пересечения локально-оптимальных областей [10 – 13]:

$$X_{\cap} = \bigcap_{i=1}^n X_i, \quad (3)$$

где n – количество рассматриваемых критериев оценки.

При трёх оптимизируемых параметрах (π_k^* , T_r^* и степень регенерации теплоты – θ_p) области локально-оптимальных параметров являются трехмерными, а область компромиссов – их пересечением. В этом случае при многокритериальной оптимизации для отыскания наиболее эффективного решения в этой области компромиссов используется минимаксный принцип оптимальности [13].

Для иллюстрации работоспособности разработанного метода в качестве критериев выбраны: лётно-технический – затраты топлива на тонно-километр $C_{ТКМ}$ 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 вертолёта и дальности полёта означает увеличение коммерческой нагрузки, а при заданной коммерческой нагрузке и дальности полёта – уменьшение взлётной массы вертолёта. Этот критерий характеризует ту часть массы ЛА, которая непосредственно зависит от параметров СУ [11].

В случае ГТД СТ с теплообменником получаем:

$$M_{cy+т} = K_{cy} (M_{дв} + M_{то}) n_{дв} + \sum_1^n G_{тчи} t_{пи} n_{дв}, \quad (4)$$

где $G_{тчи}$ – часовой расход топлива на i -ом участке траектории полёта вертолёта; $n_{дв}$ – количество ГТД в СУ; $t_{пи}$ – время полёта на i -ом участке траектории.

Масса двигателя определяется следующим образом [25]:

$$M_{дв} = B (G_{в.взл})^{m_1} \left[(\pi_{к.взл}^*)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{т} k_{с} k_{pec}. \quad (6)$$

Таблица. Значение коэффициентов B, m_1, m_2 [27]

Тип ГТД	B	m_1	m_2
ГТДСТ с редуктором	51,4	$0,0519G_b + 0,8464$	$0,0078\pi_k + 0,3807$
ГТДСТ без редуктора	39,53	$0,0149G_b + 0,7999$	$0,001\pi_k + 0,9846$

Масса компактного теплообменника (рекуператора) $M_{то}$ определяется следующим образом [26]. В зависимости от степени регенерации θ_p и скорости протекания газа через теплообменник C_r рассчитывается удельная масса теплообменника:

$$\gamma_{то} = \left(\frac{4,25}{C_r} + 0,025 \right) e^{6,8\theta}. \quad (7)$$

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

$$M_{то} = G_b \gamma_{то}. \quad (8)$$

Удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки. Этот широко распространённый критерий совершенства транспортных и пассажирских вертолётов характеризует расход топлива на 1 тонно-километр (или пассажиро-километр) [13; 25]:

$$C_{ткм} = \frac{M_{тл}}{M_{кн} L_{п} \cdot 10^{-3}} = \frac{\bar{M}_{топ} C_{екр} N_{екр} n_{дв}}{M_{кн} V_T \cdot 10^{-3}}. \quad (9)$$

В данной работе ставилась задача: на основе численных расчётов провести оптимизацию параметров рабочего процесса ГТД СТ в системе транспортного вертолёта по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, необходимого на полёт, и удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр. В работе [19] установлено, что наиболее предпочтительной схемой ГТД СТ является схема, в которой рекуператор устанавливается на выходе из силовой турбины (см. рис. 1).

Моделирование полёта вертолёта при решении задач оптимизации параметров двигателя

В качестве летательного аппарата выбран вертолёт, по характеристикам близкий к транспортному вертолёту «Ансат» (рис. 2) [27; 28].

При оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТ проводилось моделирование полёта вертолёта по заданной траектории (рис. 3).

На этапе параметрических исследований ГТД целесообразно моделировать полётный цикл для заданной траектории, которую можно описать прямолинейными участками, полёт по которым является важным, часто встречающимся в лётной практике видом движения вертолёта.



Рис. 2. Ансат ($H_{\text{н}} = 2,9 \text{ км}$, $v_{\text{max}} = 275 \text{ км/ч}$, $M_0 = 3,3 \text{ т}$, $L_{\text{н}} = 510 \text{ км}$) [28]

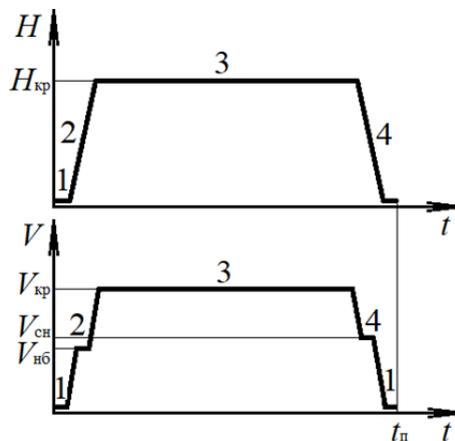


Рис. 3. Типовой профиль полёта транспортного вертолёта:
1 – висение; 2 – набор высоты; 3 – горизонтальный полёт; 4 – снижение

Для описания участков траектории использовались следующие установившиеся режимы полёта [27]:

- вертикальные (висение, вертикальный подъём и вертикальное снижение);
- горизонтальный полёт;
- набор высоты и снижение по наклонным траекториям;
- планирование на режиме самовращения несущего винта.

В модуле вертолёта заложен аэродинамический расчёт ЛА по методу мощностей заключающийся в определении и последующем сравнении потребных и располагаемых мощностей в различных условиях установившегося полёта (горизонтального, с набором высоты и т.д.).

$$N_{\text{потр}} = N_i + N_{\text{пр}} + N_{\text{движ}}, \quad (10)$$

где $N_{\text{потр}}$ – мощность, которую необходимо подводить к несущему винту для выполнения установившегося режима горизонтального полёта вертолёта; N_i – мощность, затрачиваемая для создания индуктивной скорости, необходимой для создания подъёмной силы; $N_{\text{пр}}$ – мощность для преодоления профильного сопротивления вращению лопастей НВ; $N_{\text{движ}}$ – мощность для преодоления вредного сопротивления движению вертолёта.

Потребная мощность для совершения полёта меняется по траектории полёта в каждой точке в связи с изменением условий полёта и из-за уменьшения массы ЛА на величину расходуемого топлива, что в совокупности требует изменения режима работы двигателей.

Моделирование полёта вертолёт по заданной траектории осуществлялось на основе работы [27], в которой подробно описан расчёт потребной мощности для совершения полёта вертолёт.

Траектория транспортного вертолёт (рис. 3), состоящая из взлёта (рис. 4), набора высоты и крейсерского полёта, а также участков торможения, снижения и посадки (рис. 5), разбивается на заданное количество участков. В начальной и конечной точке каждого участка рассчитываются текущие параметры вертолёт – высота и скорость полёта, время, за которое был пройден участок, а также масса вертолёт, учитывающая количество затраченного за участок топлива. Рассчитанные параметры являются начальными данными для следующего участка.

Таким образом, в результате моделирования полётного цикла вертолёт вычисляется масса топлива, расходуемая за полёт (учитывая, в том числе, аэродинамический запас на борту). Задача моделирования полётного цикла решается итерационным путём последовательных приближений, в результате которых происходит уточнение всех массовых составляющих вертолёт.

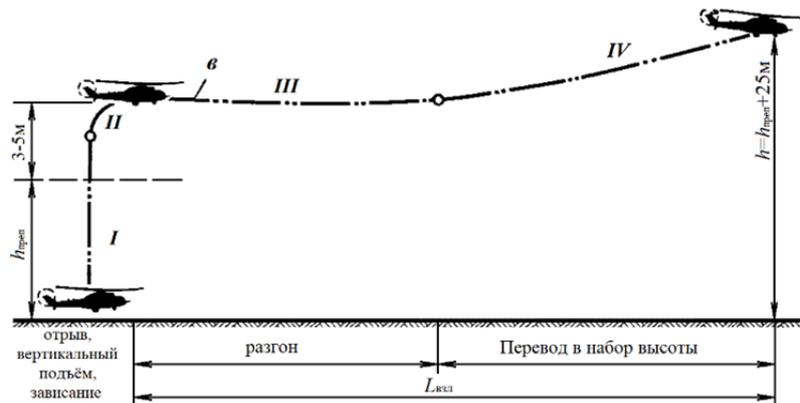


Рис. 4. Траектория взлёта по-вертолётному:

I – отрыв вертолёт от земли и вертикальный подъём; *II* – кратковременное зависание и плавный переход на разгон; *III* – горизонтальный или наклонный разгон; *IV* – перевод в набор высоты

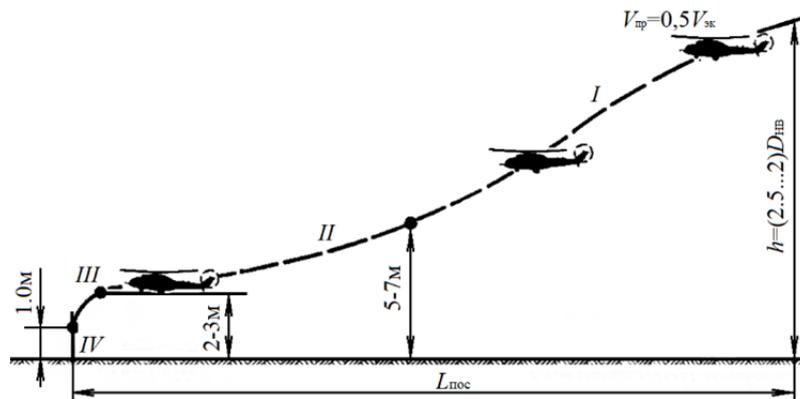


Рис. 5. Траектория посадки по-вертолётному:

I – выравнивание (снижение); *II* – выдерживание (дальнейшее уменьшение скорости до зависания); *III* – кратковременное зависание и вертикальное снижение до высоты 1 м; *IV* – вертикальное снижение с высоты 1 м и приземление

Результаты исследования

В данном исследовании степень регенерации θ_p задавалась равной 0; 0,5; 0,7. Мощность двигателя определялась исходя из потребной для вертолѐта мощности силовой установки с учётом его аэродинамических характеристик.

В качестве примера на рис. 6 – 8 приведены результаты оптимизации параметров газотурбинного двигателя с рекуператором по критериям M_{cy+t} , C_{TKM} и эффективному КПД двигателя η_e с учётом зависимости гидравлических потерь в каналах теплообменника от степени регенерации ($\sigma_p = var$).

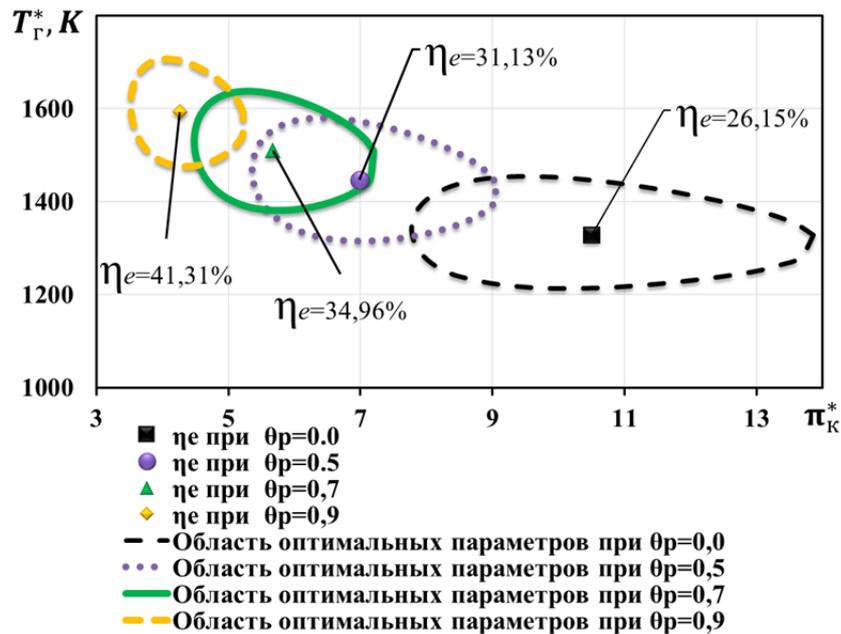


Рис. 6. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором по критерию $\eta_e \rightarrow \max$
 ($H_{II} = 2,9 \text{ км}$, $v_{\max} = 275 \text{ км/ч}$, $M_0 = 3,3 \text{ т}$, $L_{II} = 510 \text{ км}$)

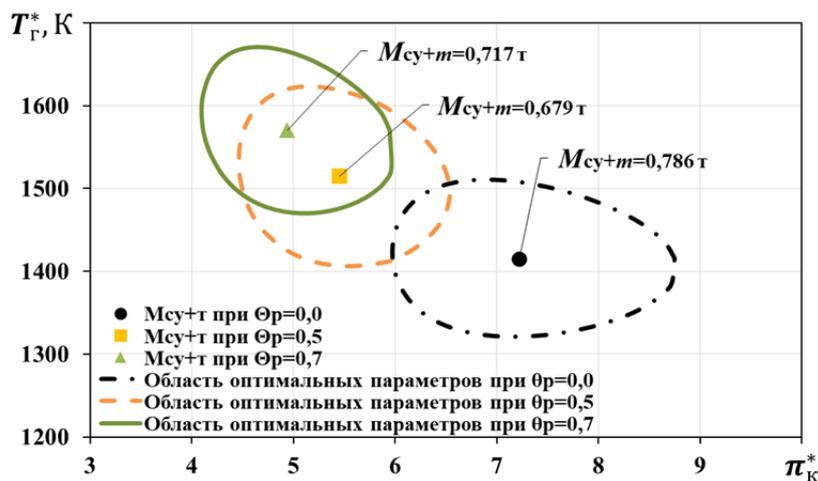


Рис. 7. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором по критерию $M_{cy+t} \rightarrow \min$
 ($H_{II} = 2,9 \text{ км}$, $v_{\max} = 275 \text{ км/ч}$, $M_0 = 3,3 \text{ т}$, $L_{II} = 510 \text{ км}$)

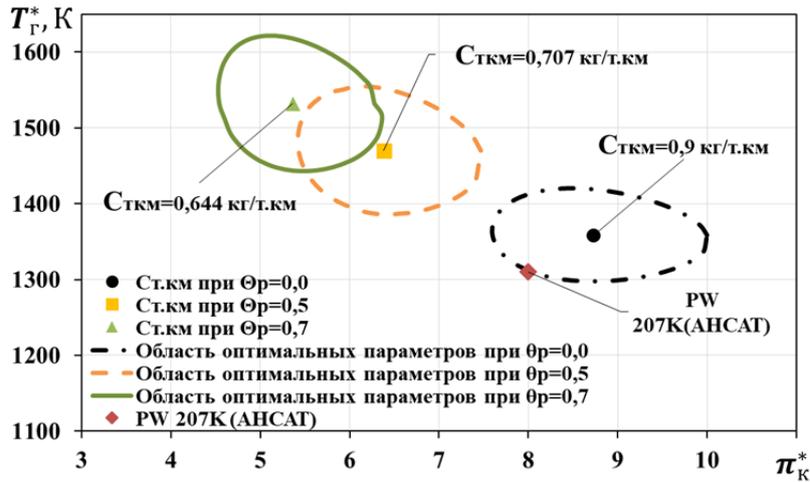


Рис. 8. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором по критерию $C_{ТКМ} \rightarrow \min$
 ($H_{II} = 2,9 \text{ км}$, $v_{\max} = 275 \text{ км/ч}$, $M_0 = 3,3 \text{ т}$, $L_{II} = 510 \text{ км}$)

Из рисунков видно, что при увеличении степени регенерации от 0 до 0,7 оптимальные значения степени повышения давления по всем рассмотренным критериям $M_{\text{су+т}}$, $C_{\text{ТКМ}}$ и η_e существенно уменьшаются, примерно в 2 раза. Оптимальная температура газа увеличивается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 10...15%. За счёт применения утилизации теплоты эффективность двигателя повышается по критерию $M_{\text{су+т}}$ на 15%, а по критерию $C_{\text{ТКМ}}$ на 20...30%.

На рис. 9 представлено сопоставление оптимальных параметров по рассматриваемым критериям при степени регенерации $\theta_p = 0,5$.

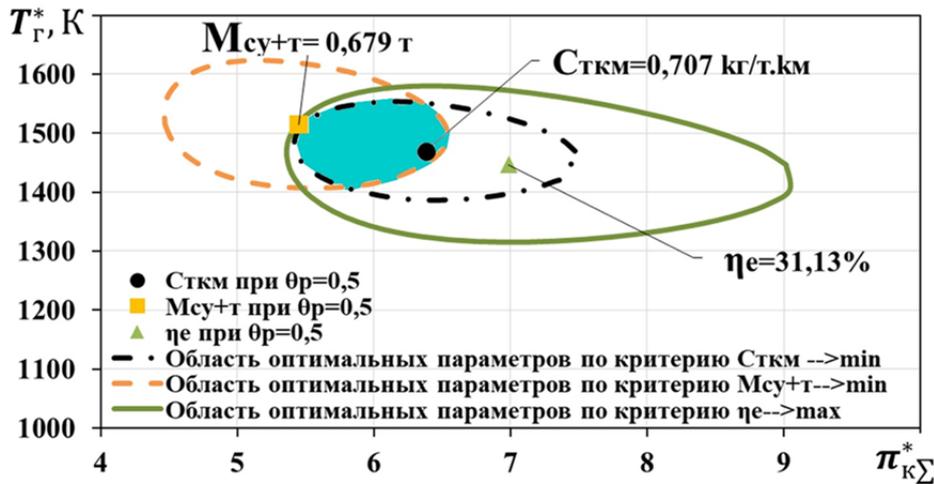


Рис. 9. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором
 $M_{\text{су+т}} \rightarrow \min$, $C_{\text{ТКМ}} \rightarrow \min$, $\eta_e \rightarrow \max$
 ($H_{II} = 2,9 \text{ км}$, $v_{\max} = 275 \text{ км/ч}$, $M_0 = 3,3 \text{ т}$, $L_{II} = 510 \text{ км}$)

Из рис. 9 следует отметить, что существует зона компромиссов по всем критериям.

Заключение

Приведена постановка задачи и результаты оптимизации параметров рабочего ГТД СТ с регенерацией теплоты в системе вертолёт по критериям суммарной массы силовой установки и топлива, потребного на полёт, и удельных затрат топлива ЛА на тонно-километр, а также по эффективному КПД (удельному расходу топлива) двигателя.

Из анализа результатов расчётов следует, что оптимальные значения степени повышения давления по критериям $M_{\text{сy+т}}$, $C_{\text{ткм}}$ и η_e существенно уменьшаются при увеличении степени регенерации от 0 до 0,7, примерно в 2 раза. Оптимальная температура газа увеличивается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 10...15%.

Установлено, что утилизация теплоты выхлопных газов позволяет увеличить эффективный КПД ГТД СТр на 25...35%, уменьшить $M_{\text{сy+т}}$ на 15...20% и $C_{\text{ткм}}$ на 20...30%.

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. 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
6. 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.
7. 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).
8. 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>
9. 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.

10. 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
11. 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
12. Омар Х.Х.О., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения рекуператора // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 4. С. 133-146. DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146
13. 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.
14. 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
15. 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
16. 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
17. 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.
18. Осипов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // Авиационные двигатели. 2019. № 4 (5). С. 11-18.
19. Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных турбовальных газотурбинных двигателей за счёт утилизации тепла // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 83-89.
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. Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Оптимизации параметров рабочего процесса авиационных ТРДД с регенерацией тепла // Сборник трудов по материалам VI Международной конференции и молодёжной школы «Информационные технологии и нанотехнологии (ИТНТ-2020)» (26-29 мая 2020 г., Самара). Т. 3. Самара: Изд-во Самарского университета, 2020. С. 233-238.
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/c28ceb188b7e5afafe2f3c5b5444af2.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

27. Григорьев В.А., Загребельный А.О. Учёт степени совершенствования массы ГТД со свободной турбиной для вертолётов // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (12-14 сентября 2018 г., Самара). Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 154-155.

28. АНСАТ. Лёгкий многоцелевой вертолёт. <http://roe.ru/catalog/vozdushno-kosmicheskie-sily/vertolety/ansat/>

THE EFFECT OF HEAT RECOVERY ON THE OPTIMAL VALUES OF HELICOPTER TURBOSHAFT ENGINE PARAMETERS

© 2020

H. H. Omar Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory; 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 Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kuzm@ssau.ru

A. O. Zagrebelyni Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; zao_sam156@mail.ru

V. A. Grigoriev Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; grigva47@gmail.com

Recent studies related to fuel economy in air transport conducted in our country and abroad show that the use of recuperative heat exchangers in aviation gas turbine engines can significantly, by up to 20...30%, reduce fuel consumption. Until recently, the use of cycles with heat recovery in aircraft gas turbine engines was restrained by a significant increase in the mass of the power plant due to the installation of a heat exchanger. Currently, there is a technological opportunity 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 focused on setting of the optimization problem and the choice of rational parameters of the thermodynamic cycle parameters of a gas turbine engine with a recuperative heat exchanger. On the basis of the developed method of multi-criteria optimization the optimization of thermodynamic cycle parameters of a helicopter gas turbine engine with a ANSAT recuperative heat exchanger was carried out by means of numerical simulations according to such criteria as the total weight of the engine and fuel required for the flight, the specific fuel consumption of the aircraft for a ton- kilometer of the payload. The results of the optimization are presented in the article. The calculation of engine efficiency indicators was carried out

on the basis of modeling the flight cycle of the helicopter, taking into account its aerodynamic characteristics. 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 and simulation of the transport helicopter flight cycle is presented. The developed methods and models are implemented in the ASTRA program. It is shown that optimal parameters of the working process of a gas turbine engine with a free turbine and a recuperative heat exchanger depend significantly on the heat exchanger effectiveness. The possibility of increasing the efficiency of the engine due to heat regeneration is also shown.

Turboshaft gas turbine engine; recuperative heat exchanger; mathematical model; optimization; criteria; working process parameters; heat exchanger effectiveness; optimal parameters; helicopter flight cycle; thermodynamic cycle

Citation: Omar H.H., Kuz'michev V.S., Zagrebelnyi A.O., Grigoriev V.A. The effect of heat recovery on the optimal values of helicopter turboshaft engine parameters. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 43-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-43-57

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. 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
6. 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.
7. 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)*.
8. 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>
9. 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.)
10. 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/matecconf/201822003010

11. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99

12. Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y. Efficiency improving of aviation bypass turbojet engines through recuperator application. *Aerospace MAI Journal*. 2020. V. 27, no. 4. P. 133-146. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146

13. 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.

14. 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

15. 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

16. 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

17. 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.

18. Osipov I.V., Lomazov V.S. Development of various types of small-scale gas turbine engines based on a unified core engine. *Aviation Engines*. 2019. No. 4 (5). P. 11-18. (In Russ.)

19. Omar H.H.O., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu. Improving the efficiency of aviation turbo-shaft gas turbine engine by using heat recovery. *Vestnik UGATU*. 2020. V. 24, no. 3 (89). P. 83-89. (In Russ.)

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. Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y. Optimization of the parameters of the working process of aviation turbofan engines with heat recovery. *Proceedings of the VI International Conference on Information Technology and Nanotechnology (May, 26-29, 2020, Samara)*. V. 3. Samara: Samara University Publ., 2020. P. 233-238. (In Russ.)

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

27. Grigoriev V.A., Zagrebelnyi A.O. Accounting for the degree of improvement of the mass of GTE with free turbine for helicopters. *Materialy dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigateloestroyeniya» (September, 12-14, 2018, Samara)*. Samara: Samara University Publ., 2018. 54-155. (In Russ.)

28. ANSAT. *Legkiy mnogotselovoy vertolet* [ANSAT. Light multipurpose helicopter]. Available at: <http://roe.ru/catalog/vozdushno-kosmicheskie-sily/vertolety/ansat/>