

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЗА СЧЁТ ПРИМЕНЕНИЯ РЕКУПЕРАТОРА

Омар Х.Х.О. \*, Кузьмичёв В.С. \*\*, Ткаченко А.Ю. \*\*\*

*Самарский национальный исследовательский университет  
им. академика С.П. Королёва (Самарский университет),  
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

*\* e-mail: dr.hewa.omar@gmail.com*

*\*\* e-mail: kuzm@ssau.ru*

*\*\*\* e-mail: tau@ssau.ru*

Статья поступила в редакцию 07.07.2020

Одним из направлений совершенствования цикла газотурбинных двигателей (ГТД), позволяющего повысить их эффективность, снизить удельный расход топлива и уменьшить выбросы окислов азота  $\text{NO}_x$ , является регенерация тепла выхлопных газов путем установки рекуператора на выходе из турбины, в котором часть тепла передается воздуху за компрессором.

Комплексная оптимизация параметров термодинамического цикла ГТД, таких как температура газа перед турбиной  $T_T^*$ , степень повышения давления в компрессоре  $\pi_{к\Sigma}^*$ , а также параметров, определяющих рабочий процесс дополнительных узлов (степень регенерации в теплообменнике) комбинированной ГТДр, играет важную роль в повышении ее эффективности. Разработанные в САЕ-системе АСТРА компьютерные модели двухконтурных двухвалных турбореактивных двигателей с регенерацией тепла (ТРДДр) позволили реализовать решение задач нелинейной многокритериальной оптимизации параметров их рабочего процесса, определить наиболее рациональные схемы в зависимости от целевого назначения и условий эксплуатации ТРДДр.

На основе разработанного метода многокритериальной оптимизации путем численного моделирования проведены и представлены результаты оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с регенерацией тепла в системе пассажирского самолета типа Airbus A310 по таким критериям: суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет; удельные затраты топлива самолета на тонна-километр; удельный расход топлива. Приведена разработанная математическая модель для расчета массы компактного теплообменника, предназначенная для решения задач оптимизации на этапе концептуального проектирования двигателя. Разработанные методы и модели реализованы в САЕ-системе АСТРА.

*Ключевые слова:* двухконтурный газотурбинный двигатель, теплообменник, термодинамический цикл, математическая модель, оптимизация, критерий, параметры рабочего процесса, степень регенерации, область оптимальных параметров, результаты расчетов.

### Введение

В начале XXI века авиационная промышленность столкнулась с серьезными проблемами, наиболее значительной из которых является ужесточение требований по экологическим и экономическим показателям [1–4]. Консультативный совет по аэрокосмическим исследованиям в Европе (ACARE) предложил для авиационных двигателей к 2020 году уменьшить выбросы  $\text{CO}_2$  на 26%, выбросы  $\text{NO}_x$  на 65%, снизить удельный

расход топлива на 15% и снизить вдвое воспринимаемый авиационный шум [5, 6].

Перспективной концепцией снижения удельного расхода топлива является концепция ГТД регенеративного цикла (ГТДр) [7–9]. Однако трудности технической реализации таких разработок связаны с усложнением конструкции, увеличением габаритов и массы двигателя из-за установки теплообменника. Поэтому при создании ГТДр необходимо учитывать не только повышение топ-

ливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик, так как на эффективность силовой установки в целом эти факторы оказывают противоположное влияние. Создание авиационного ГТДр с приемлемыми габаритно-массовыми и эксплуатационными характеристиками 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 ГТДр [10–12].

Интерес к ГТД с регенерацией тепла является мировой тенденцией. Так, в работе [13] приводится междисциплинарная структура для оценки потенциала турбовального двигателя вертолета с рекуперацией тепла, с неоребрённым пластинчатым теплообменником со степенью регенерации 0,8–0,9. В [14] обобщаются характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиационных газотурбинных двигателях и предложены возможные конструктивные решения для рекуператоров. В [15] проводится детальный анализ рекуперированного турбовального двигателя с оценкой экономии топлива и экологических показателей при различных траекториях и дальностях полета. Работ по применению регенерации тепла в ТРДД значительно меньше.

С увеличением степени регенерации  $\theta$  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 интенсивнее увеличивается  $M_{то}$ . 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 [12]

$$M_T = C_{уд\ кр} P_{дв\ кр} n_{дв} t_{п} \bar{M}_{топ}$$

или удельный показатель

$$\gamma_c = \frac{M_{сy+г}}{P_{дв} n_{дв}},$$

который включает массу двигателя с теплообменником и массу топлива, необходимого для полета на заданную дальность:

$$M_T = C_{уд} P_{дв} n_{дв} t_{п}.$$

Уменьшение удельного расхода топлива и увеличение массы теплообменника с увеличением степени регенерации приводит к образованию минимума  $M_{сy+г}$  (рис. 1).

Таким образом, при выборе параметров рабочего процесса двигателя с теплообменником необходимо одновременно оптимизировать и параметры рабочего процесса  $\pi_{к\Sigma}^*$ ,  $T_r^*$ ,  $m$ ,  $\pi_{вII}^*$ , и степень регенерации  $\theta$ .

В качестве теплообменников для авиационных ГТДр наиболее предпочтительны пластинчатые рекуператоры [16–23]. 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 в современных авиационных ГТДр, так и при дальнейшем развитии этих двигателей путем реализации высокотемпературных циклов.

Анализ возможностей применения регенерации тепла в авиационных двигателях в данной работе выполнен применительно к теплообменникам рекуперативного типа, для которых и разработана математическая модель расчета их массы, представленная в [24].

### Постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с регенерацией тепла

Обобщенная математическая постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с регенерацией тепла по комплексу критериев оценки двигателя в системе ЛА с учетом параметрических и функциональных ограничений выглядит следующим образом:

$$\Omega^* =$$

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

где  $X = (\pi_k^*, T_\Gamma^*, m, \pi_{\text{ВП}}, \Theta, \dots, x_j)$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса,  $j = \overline{1, k}$ ;

$Y = \{M_{\text{СУ+Т}}, C_{\text{Т.КМ}}(C_{\text{УД}}), S_{\text{ЖДВ}}, \dots, Y_i\}$  – множе-

ство критериев оптимизации,  $i = \overline{1, n}$ ;

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

$g(X, p) = \{h_{\text{К.ВЫХ}}, h_{\text{Т.ВХ}}, \pi_\Gamma, D_\Gamma \text{ и др.}\}$  – множество функциональных ограничений;

$p = \{\sigma_{\text{ВХ}}, \sigma_{\text{КС}}, \eta_{\text{К.БАЗ}}^*, \eta_{\text{Т.БАЗ}}^*, \varphi_c \text{ и др.}\}$  – множество детерминированных исходных проектных данных;

$\delta y_i(X, p) = \rho_i \frac{Y(X)_i - Y(X_{\text{opt}})_i}{Y(X_{\text{opt}})_i}$  – относительное отклонение критерия оптимизации от оптимального значения;

$\rho_i$  – степень значимости  $i$ -го критерия,  $\rho_i = 0, 1$ .

В общем случае, когда число оптимизируемых параметров  $k \geq 3$ , 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 [10–12]:

$$X_\cap = \bigcap_{i=1}^n X_i, \quad (2)$$

где  $n$  – количество рассматриваемых критериев оценки.

Математически множество значений параметров, принадлежащих локально-оптимальной области, в случае представления результатов в плос-

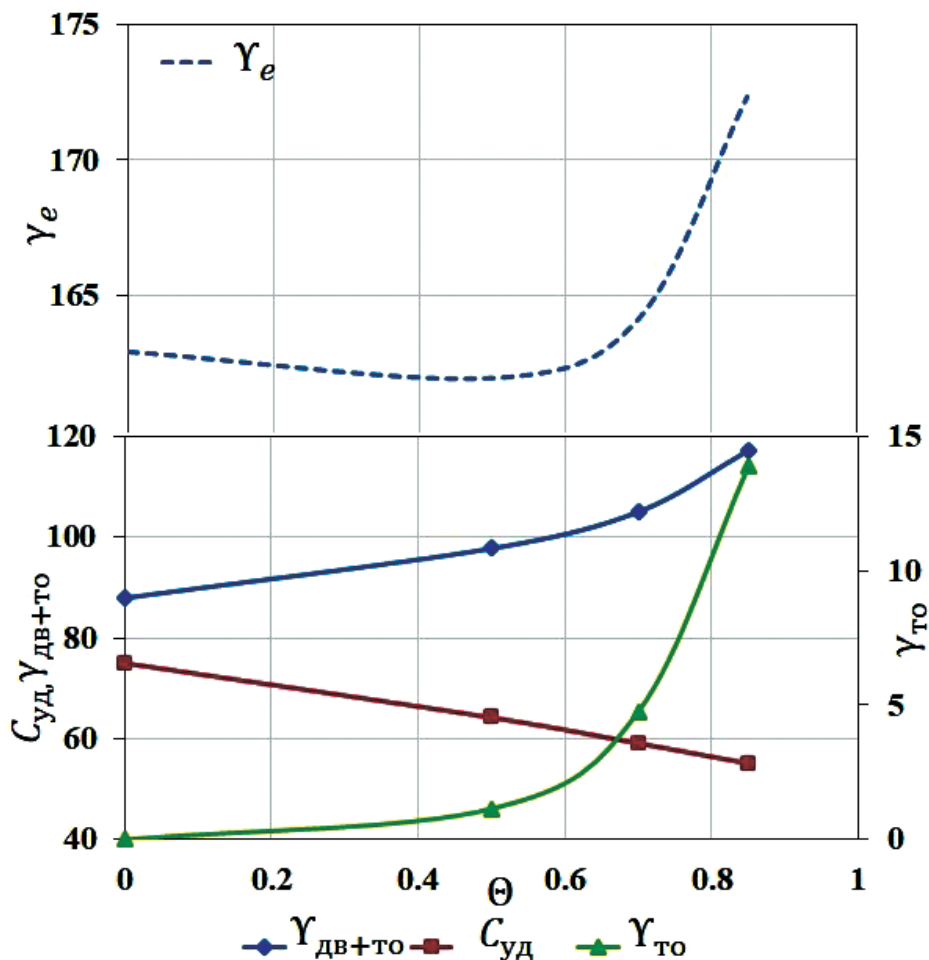


Рис. 1. Влияние степени регенерации на массу теплообменника и расход топлива

кости двух оптимизируемых переменных  $X = (\pi_{к\sigma}^*, m)$  (или при фиксированных остальных оптимальных переменных) определяется следующим выражением:

$$X_i = \left\{ X \mid Y_i(X_{opt}, p) \leq Y_i(X, p) \leq \left(1 + \frac{\delta y}{\rho_i}\right) Y_i(X_{opt}, p) \right\}, \quad (3)$$

где  $Y = \{M_{cy+t}, C_{т.км}(C_{уд}), S_{ждв}, \dots, Y_i\}$  — множество критериев эффективности,  $i = \overline{1, n}$ ;

$p = (\sigma_{вх}, \eta_{к.баз}^*, \sigma_{к\sigma}, \eta_{т.баз}^*, \dots)$  — вектор исходных проектных данных;

$\delta y$  — заданная величина допустимого относительного отклонения от оптимальных значений критериев;

$\rho_i$  — коэффициент влажности  $i$ -го критерия.

Для ТРДДр в общем случае количество оптимизируемых переменных равно пяти  $(\pi_{к\sigma}^*, T_{г}^*, m, \pi_{вII}^*, \Theta)$ , область оптимальных параметров в этом случае представляет собой гиперпространство.

Для иллюстрации работоспособности разработанного метода в качестве критериев выбраны: летно-технический — затраты топлива на тонна-километр  $C_{т.км}$  и массовый — суммарная масса силовой установки и топлива  $M_{cy+t}$  [25, 26].

**Суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет на заданную дальность**

Снижение массы топлива и массы силовой установки при постоянной взлетной массе самолета и дальности полета означает увеличение коммерческой нагрузки, а при заданной коммерческой нагрузке и дальности полета — уменьшение взлетной массы самолета. Этот критерий характеризует ту часть массы ЛА, которая непосредственно зависит от параметров СУ:

$$M_{cy+t} = K_{cy} \cdot M_{дв\ то} + \bar{M}_{тс} \cdot \bar{M}_{топ} \cdot M_{тла}. \quad (4)$$

В случае ТРДДр получаем:

$$M_{cy+t} = K_{cy} (M_{дв} + M_{то}) n_{дв} + P_{кр} \cdot C_{уд\ кр} \cdot \bar{M}_{тс} \cdot \bar{M}_{топ} \cdot (t_{п} + t_{нз}) n_{дв}, \quad (5)$$

где  $\bar{M}_{тс}$  — коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА;

$\bar{M}_{топ}$  — коэффициент, учитывающий массу топлива, потребного на полет на нерасчетных режимах;

$t_{п}$  — время полета;

$t_{нз}$  — время полета на навигационном запасе топлива.

Масса двигателя формулируется следующим образом:

$$M_{дв} = (M_I + M_{II} + M_{ксм}) k_c k_{рес}, \quad (6)$$

где  $M_I$  — масса газогенератора внутреннего контура (без вентилятора и турбина вентилятора),

$$M_I = B (G_{вI\ пр.вен})^{m_1} \left[ \left( \frac{\pi_{к\sigma}}{\pi_{в}} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{Tг}^*$$

(значения коэффициентов  $B, m_1, m_2$  приведены в табл. 1);

$M_{II}$  — масса турбовентилятора и обечайки наружного контура,

$$M_{II} = 2,865 G_{в\Sigma}^{0,903} m^{1,104} \pi_{в}^{1,193};$$

$M_{ксм}$  — масса камеры смешения у ТРДД со смешением потоков внутреннего и наружного контуров,

$$M_{ксм} = 2,316 G_{в\Sigma}^{0,753};$$

$k_c$  — коэффициент совершенствования массы ГТД по годам;

$k_{рес}$  — коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса;

Таблица 1

Значения коэффициентов  $B, m_1, m_2$

Тип ГТД	$0,5 < G_{вI\ пр.вен} < 5$ кг/с			$5 < G_{вI\ пр.вен} < 50$ кг/с			$G_{вI\ пр.вен} > 5$ кг/с		
	$B$	$m_1$	$m_2$	$B$	$m_1$	$m_2$	$B$	$m_1$	$m_2$
ТРДД	20,9	0,8	0,5	15,2	1	0,5	6,96	1,2	0,5

$k_{T_r^*}$  — коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счёт системы охлаждения турбины,

$$k_{T_r^*} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{r \max}^* - 1200);$$

$M_{то}$  — масса компактного теплообменника.

Масса теплообменника определяется следующим образом [25]. В зависимости от степени регенерации  $\Theta$  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  $\gamma_{то}$  рассчитывается масса теплообменника:

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

#### Удельные затраты топлива ЛА на тонна-километр перевозимой коммерческой нагрузки

Широко распространенный критерий совершенства транспортных и пассажирских самолетов  $C_{т-км}$  — удельные затраты топлива на 1 т·км — характеризует расход топлива на 1 тонна-километр (или пассажиро-километр):

$$C_{т-км} = \frac{M_{TL}}{M_{KH} L_{П}} = \frac{M_0 \bar{M}_{топ} C_{уд кр}}{M_{KH} V_{П} K_{ла}},$$

где  $M_{TL}$  — расходуемое за полет топливо;

$$M_{TL} = C_{уд кр} P_{кр} \bar{M}_{топ} t_{п} n_{дв}.$$

#### Исходные данные для оптимизации двухконтурного турбореактивного двигателя с регенерацией тепла в системе самолета

Постановка задачи оптимизации и выбора рациональных параметров ТРДД с регенерацией тепла формулируется следующим образом. На основе численных расчетов провести оптимизацию параметров рабочего процесса ТРДДр в системе пассажирского самолета по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельные затраты топлива ЛА на тонна-километр. В качестве летательного аппарата выбран самолет, по характеристикам близкий к пассажирскому Airbus A310-300. Схема и T-S-диаграмма исследуемого двухконтурного двухвального двигателя с отдельным истечением из контуров и с регенератором представлена на рис. 2.

Основные исходные проектные данные по двигателю и самолету представлены в табл. 2 и 3. В данном исследовании степень регенерации  $\theta$  задавалась равной 0; 0,5; 0,7; 0,9. Температура газа перед турбиной на крейсерском режиме принималась равной 1400 К, 1600 К, 1800 К, 2000 К. Тяга двигателя определялась исходя из потребной для самолета тяги силовой установки с учетом его аэродинамических характеристик. Принято допущение, что гидравлические потери в каналах теплообменника постоянны.

В качестве примера на рис. 3–5 приведены результаты оптимизации параметров ТРДДр по разным критериям.

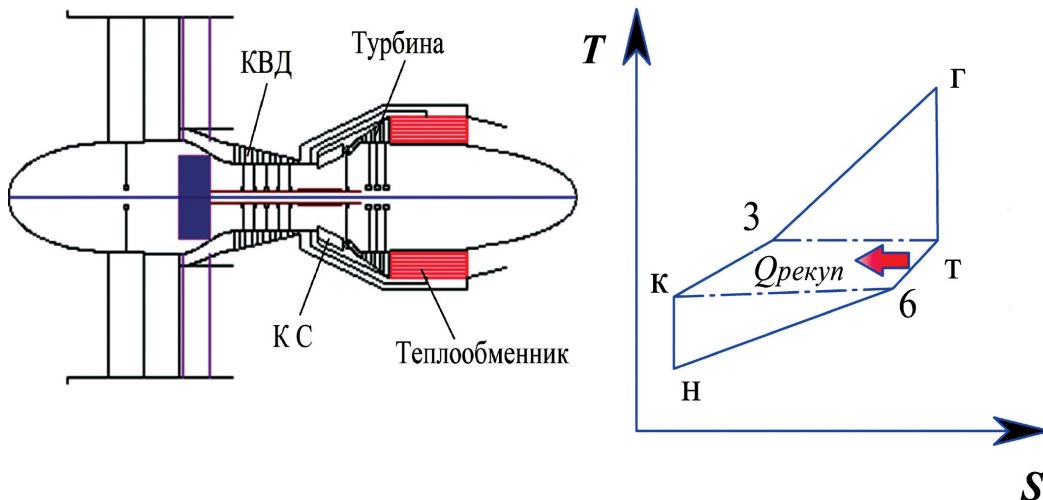


Рис. 2. Схема и T-S-диаграмма ТРДД с рекуператором

Таблица 2

## Основные исходные проектные данные по двигателю

Параметр	Наименование	Значение
$\sigma_{вх}$	Коэффициент потерь полного давления во входном устройстве	0,99
$\eta_{кнд}^*$	Политропический КПД компрессора низкого давления	0,89
$\eta_{л}^*$	Политропический КПД вентилятора	0,89
$\eta_{квд}^*$	Политропический КПД осевого компрессора высокого давления	0,89
$\eta_{г}$	Коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания	0,995
$\sigma_{кс}$	Коэффициент потерь полного давления в камере сгорания	0,96
$\eta_{твд}^*$	КПД турбины высокого давления	0,88
$\eta_{м.вд}$	Механический КПД каскада высокого давления	0,99
$\eta_{тнд}^*$	КПД турбины низкого давления	0,91
$\eta_{м.нд}$	Механический КПД каскада низкого давления	1,0
$\mu_{са}$	Коэффициент расхода соплового аппарата турбины	0,97
$\varphi_c$	Коэффициент скорости сопла	0,99
$\mu_c$	Коэффициент расхода сопла	1,0
$K_{су}$	Коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки	1,5

Таблица 3

## Основные исходные проектные данные по самолету

Параметр	Наименование	Значение
$M_{кн}$	Масса коммерческой нагрузки, кг	20000
$H_{п}$	Высота полета, км	11
$M_{п}$	Число Маха полета	0,8
$L_{п}$	Дальность полета, км	7000
$K_{пл}$	Аэродинамическое качество планера	18
$n_{дв}$	Количество двигателей на ЛА	2
$\bar{M}_{пл}$	Относительная масса планера	0,45
$\bar{M}_{со}$	Относительная масса служебной нагрузки и оборудования	0,05

Из рисунков видно, что с увеличением степени регенерации от 0 до 0,9 оптимальные значения степени повышения давления по всем рассмотренным критериям  $M_{су+т}$ ,  $C_{т.км}$  и  $C_{уд}$  существен-

но уменьшаются — примерно в пять раз. Оптимальная степень двухконтурности также уменьшается с ростом степени регенерации, но намного меньше (примерно на 25—30%).

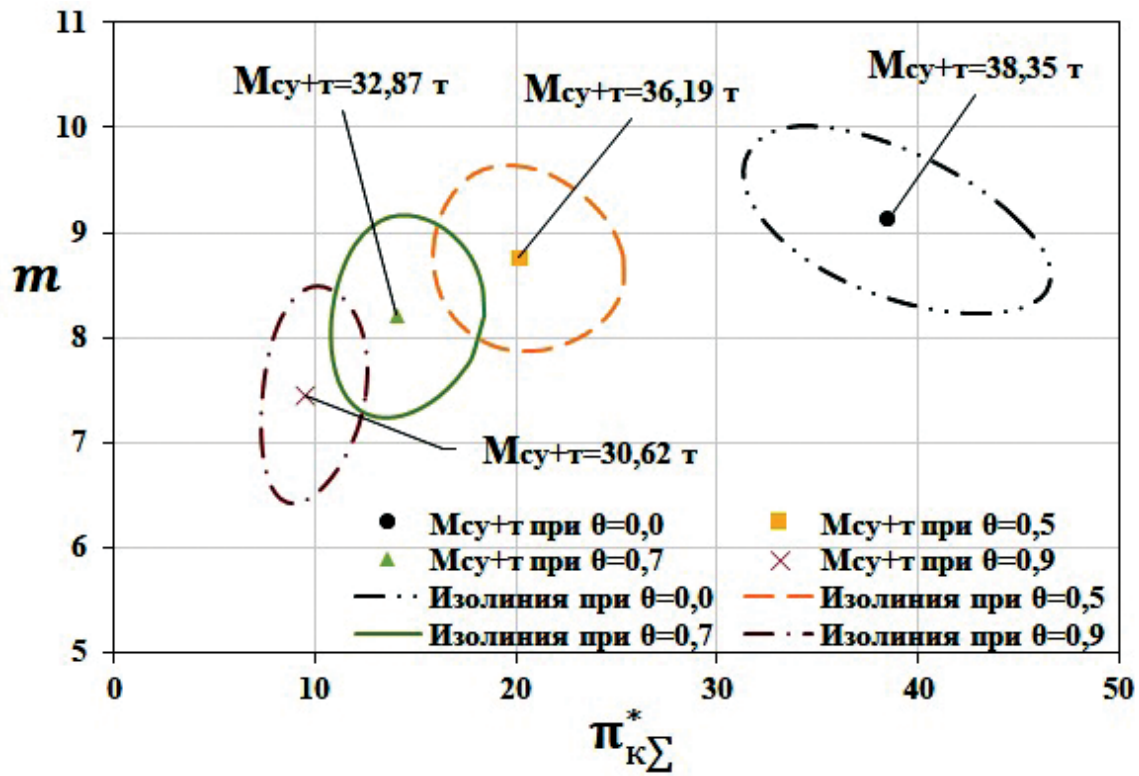


Рис. 3. Области оптимальных параметров ТРДДр по критериям:  $M_{cy+t} \rightarrow \min$ ,  $H_{\Pi} = 11$  км,  $M_{\Pi} = 0,8$ ,  $M_{KH} = 20$  т,  $L_{\Pi} = 7000$  км,  $T_{гкр}^* = 1800$  К

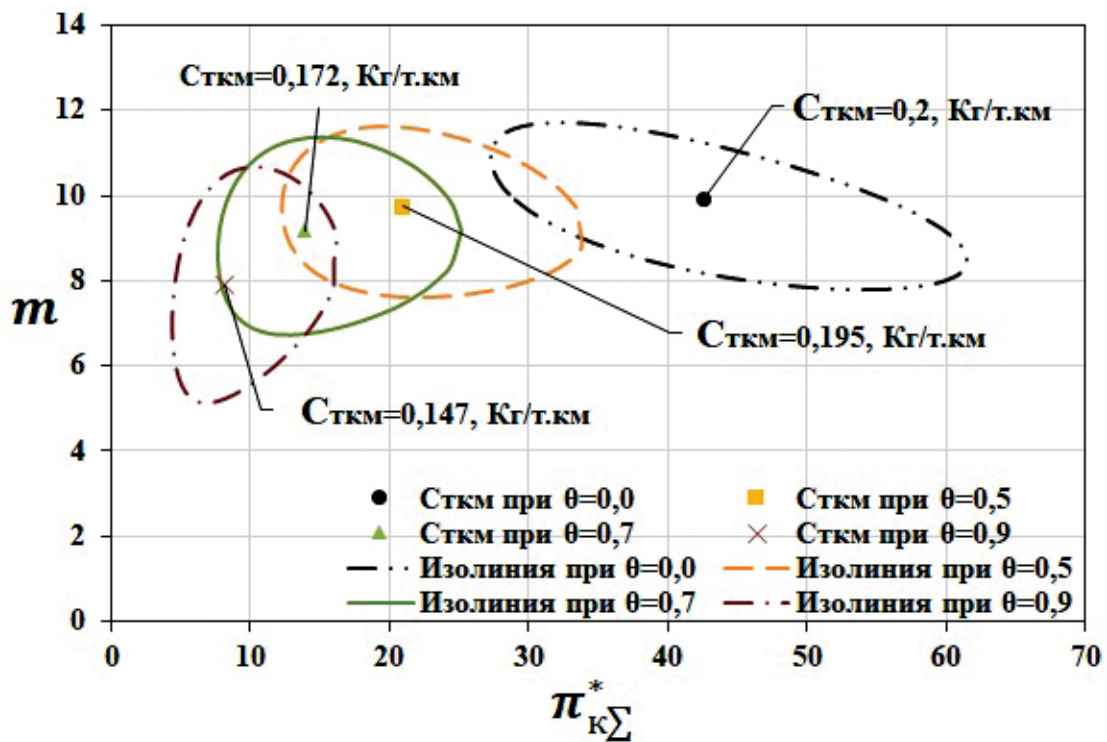


Рис. 4. Области оптимальных параметров ТРДДр по критериям:  $C_{TKM} \rightarrow \min$ ,  $H_{\Pi} = 11$  км,  $M_{\Pi} = 0,8$ ,  $M_{KH} = 20$  т,  $L_{\Pi} = 7000$  км,  $T_{гкр}^* = 1800$  К

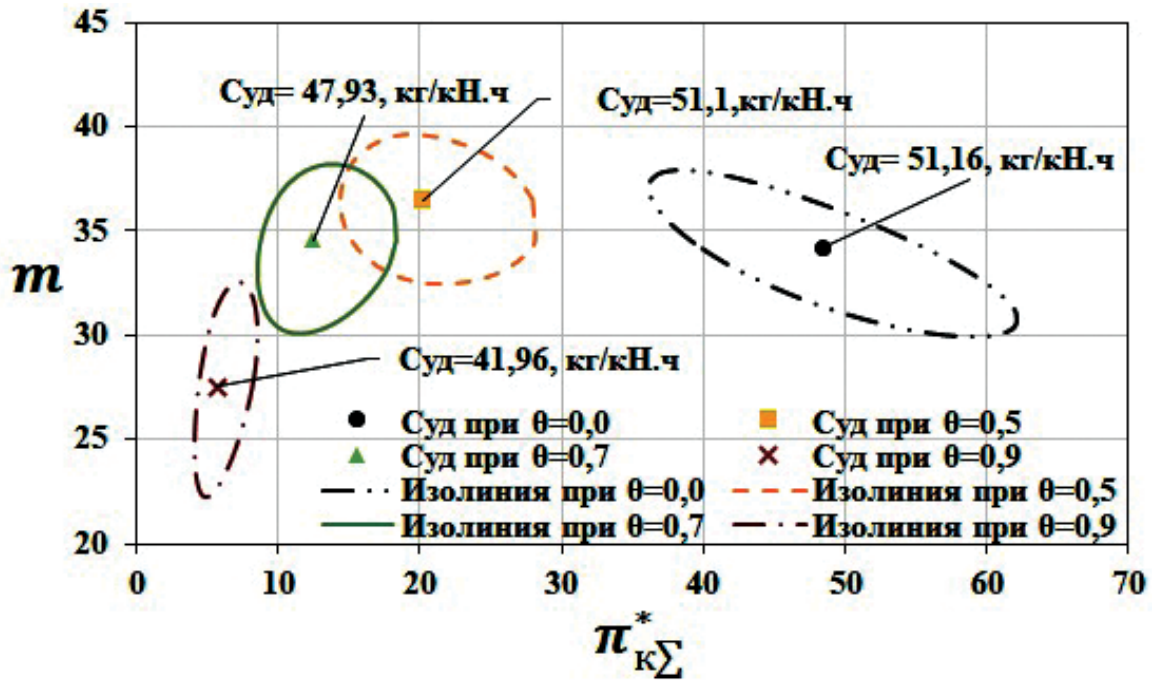


Рис. 5. Области оптимальных параметров ТРДДр по критериям:  $C_{уд} \rightarrow \min$ ,  $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км,  $T_{гр}^* = 1800$  К

На рис. 6 представлено сопоставление оптимальных параметров по рассматриваемым критериям. Видно, что оптимальные значения степени двухконтурности и степени повышения давления по критерию  $C_{уд}$  существенно отличаются от оптимальных значений по критериям  $M_{сy+т}$  и  $C_{т.км}$ .

На рис. 7 приведены зависимости оптимальных значений степени двухконтурности и суммар-

ной степени повышения давления от температуры газа перед турбиной ТРДДр по критериям  $C_{уд}$  и  $C_{т.км}$ . Видно, что оптимальные значения степени двухконтурности и суммарной степени повышения давления с ростом температуры газа монотонно возрастают при всех рассмотренных степенях регенерации.

На рис. 8 и 9 приведены зависимости оптимальных значений критериев  $M_{сy+т}$  и  $C_{т.км}$  от тем-

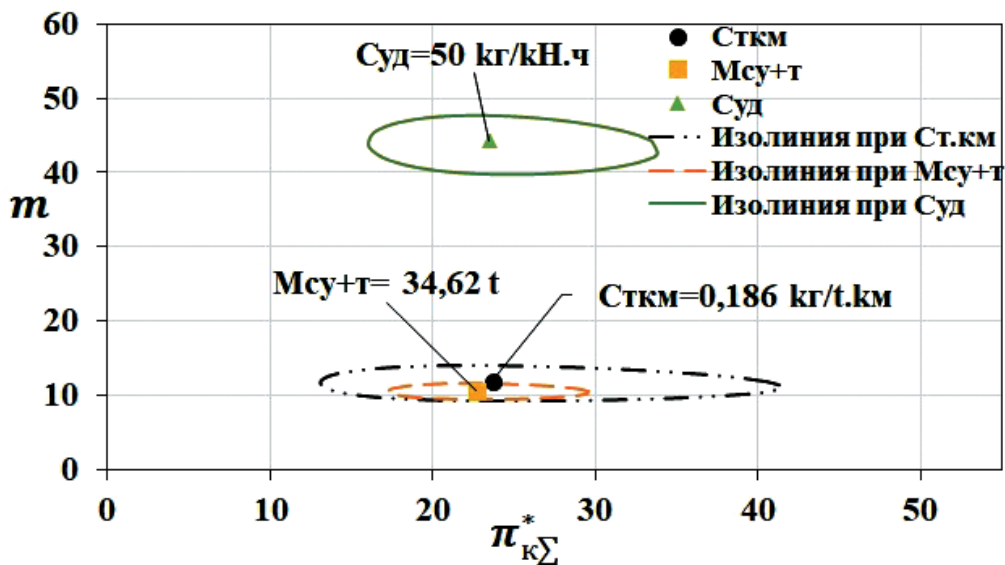


Рис. 6. Области оптимальных параметров ТРДДр по критериям:  $M_{сy+т} \rightarrow \min$ ,  $C_{т.км} \rightarrow \min$ ,  $C_{уд} \rightarrow \min$ ,  $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км,  $T_{гр}^* = 1800$  К



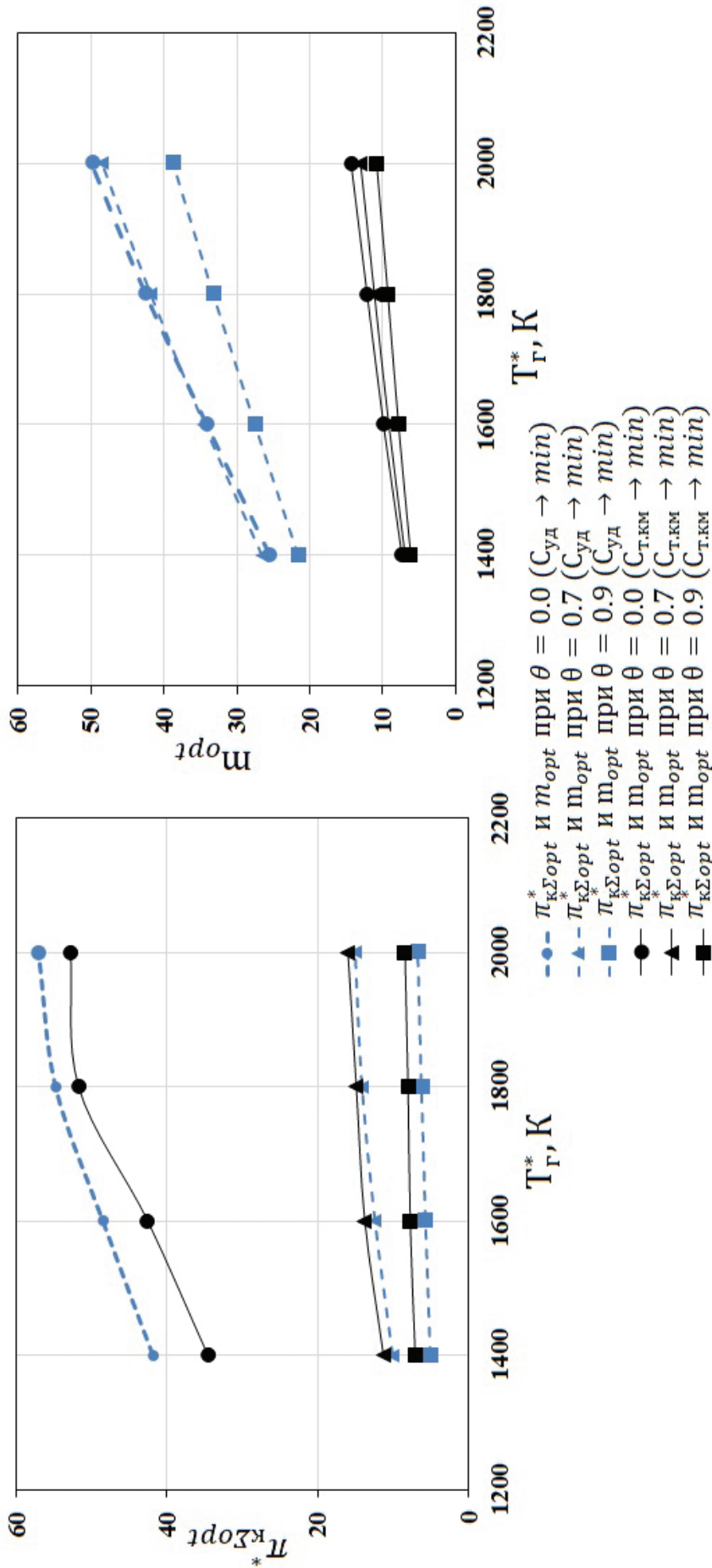


Рис. 7. Зависимости оптимальных значений степени двухконтурности и суммарной степени повышения давления от температуры газа перед турбиной ТРДД по критериям  $C_{уд} \rightarrow min$ ,  $C_{т.км} \rightarrow min$

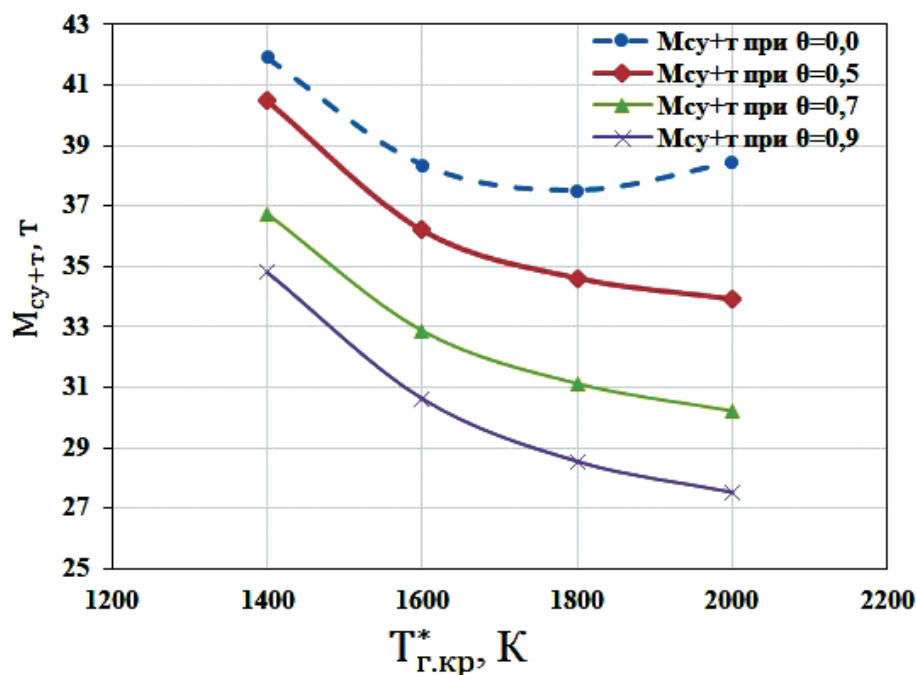


Рис. 8. Зависимости оптимальных значений  $M_{cy+T}$  от  $T_{г}^*$  при разных  $\theta$  ( $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км)

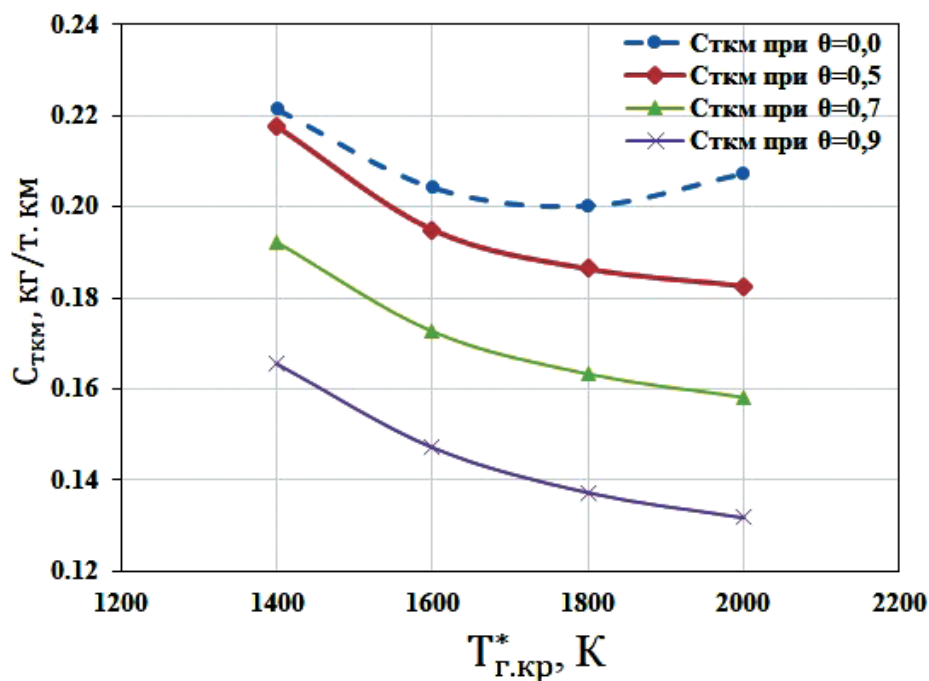


Рис. 9. Зависимости оптимальных значений  $C_{ткм}$  от  $T_{г}^*$  при разных  $\theta$  ( $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км)

пературы газа перед турбиной при различных значениях степени регенерации. Видно, что с ростом температуры газа перед турбиной эффективность ТРДД повышается. Она также повышается с ростом степени регенерации.

#### Выводы

Разработаны:

- математическая модель двухконтурного турбореактивного двигателя с регенерацией тепла (ТРДДр);

- модель расчёта массы компактного теплообменника, предназначенная для решения задач оптимизации параметров рабочего процесса на этапе концептуального проектирования двигателя;

- метод многокритериальной оптимизации и выбора рациональных параметров рабочего процесса ТРДД с регенерацией тепла.

Приведены результаты оптимизации параметров рабочего ТРДД по критериям суммарной массы силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельных затрат топлива ЛА на тонна-километр, а также по удельному расходу топлива.

Из анализа результатов расчёта следует, что оптимальные значения степени повышения давления по критериям  $M_{\text{сy+т}}$  и  $C_{\text{т.км}}$  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%).

Области оптимальных значений параметров рабочего процесса ТРДД по критерию СУД существенно отличаются от областей оптимальных значений параметров по критериями оценки двигателя в системе самолета  $M_{\text{сy+т}}$  и  $C_{\text{т.км}}$ . Следовательно оптимизировать параметры ТРДД с регенерацией тепла только по критерию СУД недостаточно. С ростом температуры газа перед турбиной эффективность ТРДД повышается. Она также повышается с ростом степени регенерации.

Дальнейшим направлением исследований является совместная оптимизация параметров рабочего процесса и регенератора турбовальных ГТД в системе вертолета по критериям оценки их технико-экономической эффективности, а также рассмотрение двигателей с промежуточным охлаждением в процессе сжатия.

### Библиографический список

1. *McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone A.* Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. Vol. 80. No. 2, pp. 139–157. DOI: 10.1108/00022660810859364
2. *McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone A.* Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. Vol. 80. No. 3, pp. 280–294. DOI: 10.1108/00022660810873719
3. *McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone A.* Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine

- concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. Vol. 80. No. 4, pp. 408–426. DOI: 10.1108/00022660810882773
4. *Zhang C., Gümmer V.* High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants // *Applied Thermal Engineering*. 2019. Vol. 154, pp. 548–561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
5. *Rolt A., Kyprianidis K.* Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences – ICAS'2010 (19–24 September 2010, Nice, France), 11 p. Paper No. 408.
6. *Bouty E., Paty G., Cheftel-Py B.* SAGE 5 clean sky's approach to quieter turboshaft engines // XX International Symposium on Air Breathing Engines. 2011. ISABE- 2011-1303, pp. 736–741.
7. *Агульник А.Б., Гусаров С.А., Омар Х.Х.О.* Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата // *Труды МАИ*. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>
8. *Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х.О., Ткаченко А.Ю.* Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет 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 // *The 2nd International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC 2018)*. 2018. Vol. 220. DOI: 10.1051/matesconf/201822003010
10. *Кулагин В.В., Кузьмичев В.С.* Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник: В 2 кн. – 4-е изд. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термодинамический анализ. – М.: Инновационное машиностроение, 2017. – 336 с.
11. *Кулагин В.В.* Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. – 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: Учебное пособие. – Самара: СГАУ, 1996. – 147 с.
13. *Zhang C., Gümmer V.* The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions // *Aerospace Science and Technology*. 2019. Vol. 88, pp. 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 and Mass Transfer. 2009. Vol. 46. No. 2, pp. 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 engine // ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition (3–7 June 2013, San Antonio, Texas, USA). Vol. 2. Paper No. GT2013-94971.
16. *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. Vol. 124. No. 3, pp.550–560. DOI: 10.1115/1.1456093
17. *Xie G.N., Sundén B., Wang Q.W.* Optimization of compact heat exchangers by a genetic algorithm // Applied Thermal Engineering. 2008. Vol. 28. No. 8-9, pp. 895–906. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2007.07.008
18. *Xiao G., Yang T., Liu H.* et al. Recuperators for micro gas turbines: a review // Applied Energy. 2017. Vol. 197, pp. 83–99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.03.095
19. *Kim M., Ha M.Y., Min J.K.* et al. Numerical study on the cross-corrugated primary surface heat exchanger having asymmetric cross-sectional profiles for advanced intercooled-cycle aero engines // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2013. Vol. 66, pp. 139–153. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.07.017
20. *MacDonald C.F.* Recuperator considerations for future higher efficiency microturbines // Applied Thermal Engineering. 2003. Vol. 23. No. 12, pp. 1463-1487. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00083-8
21. *McDonald C.F.* Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines // Applied Thermal Engineering. 2000. Vol. 20. No. 5, pp. 471–497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2
22. *McDonald C.F.* Low cost recuperator concept for microturbine applications // ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air (8-11 May 2000, Munich, Germany). 2000. DOI: 10.1115/2000-GT-0167
23. *Traverso A., Massardo A.F.* Optimal design of compact recuperators for microturbine application // Applied Thermal Engineering. 2005. Vol. 25. No. 14-15, pp. 2054–2071. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2005.01.015
24. *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
25. *Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н.* и др. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41518>
26. *Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С., Осипов И.В., Пономарев Б.А.* Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: Учебное пособие. — 2-е изд., испр. и доп. — Самара: Изд-во СГАУ, 2009. — 202 с.

## EFFICIENCY IMPROVING OF AVIATION BYPASS TURBOJET ENGINES THROUGH RECUPERATOR APPLICATION

**Omar H.H.O. \*, Kuz'michev V.S. \*\*, Tkachenko A.Yu. \*\*\***

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev  
(Samara University),*

*34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

*\* e-mail: dr.hewa.omar@gmail.com*

*\*\* e-mail: kuzm@ssau.ru*

*\*\*\* e-mail: tau@ssau.ru*

### Abstract

One of the trends for gas turbine engines cycle improving, allowing enhancing their efficiency, reducing specific fuel consumption and nitrogen oxides discharge, is exhaust gases regeneration through installing recuperator at the turbine outlet, in which a part of heat is being transferred to the air behind the compressor.

Comprehensive parameters optimization of the thermodynamic cycle of gas turbines, such as gas

temperature  $T_4^*$  and compressor pressure ratio  $r_{c\Sigma}^*$ , as well as parameters, defining the workflow of additional units like heat exchanger recovery factor, play an important role in its efficiency improving. Computer models of the bypass two-shaft turbojet engines with heat regeneration (TJER) developed in ASTRA CAE-system allowed realizing the problem solution of nonlinear multi-criteria optimization of their working process, and defining the most rational

schemes depending of designated purpose and TJER operation conditions.

Based on the developed method of multi-criteria optimization numerical modelling was performed. The article presents the results of parameters optimization of the TJER working process in the system of Airbus A310 passenger plane by such criteria as total mass of the power plant, and fuel consumed for the flight, as well as fuel consumption intensity per ton-kilometer and specific fuel consumption. The developed mathematical model for compact heat exchanger mass computing intended for solving optimization problems at the stage of conceptual design of the engine. The developed methods and models were realized in ASTRA CAE system.

**Keywords:** bypass gas turbine engine, heat exchanger, thermodynamic cycle, mathematical model, optimization, criterion, working process parameters, recovery factor, optimal parameters area, calculation results.

## References

- McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone A. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2008, vol. 80, no. 2, pp. 139–157. DOI: 10.1108/00022660810859364
- McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone A. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: Engine design studies following early development testing. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2008, vol. 80, no. 3, pp. 280–294. DOI: 10.1108/00022660810873719
- McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone A. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: Engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2008, vol. 80, no. 4, pp. 408–426. DOI: 10.1108/00022660810882773
- Zhang C., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. *Applied Thermal Engineering*, 2019, vol. 154, pp. 548–561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
- Rolt A., Kyprianidis K. *Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme*. 27th International Congress of the Aeronautical Sciences – ICAS'2010 (19–24 September 2010, Nice, France), 11 p. Paper No. 408.
- Bouty E., Paty G., Cheftel-Py B. SAGE 5 clean sky's approach to quieter turboshaft engines. *XX International Symposium on Air Breathing Engines*, 2011, ISABE-2011-1303, pp. 736–741.
- Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Omar H.H.O. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=77084>
- Kuz'michev V.S., Omar H.H.O., Tkachenko A.Y. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 133–141.
- Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H.O., Rybakov V. Increase the Efficiency of a Gas Turbine Unit for Gas Turbine Locomotives by Means of Steam Injection into the Flow Section. *The 2<sup>nd</sup> International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC 2018)*. 2018. Vol. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010
- Kulagin V.V., Kuz'michev V.S. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. Kn.1. Osnovy teorii GTD. Rabochii protsess i termogazodinamicheskii analiz* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. Book 1 “Fundamentals of the GTD theory. Workflow and thermal-gas-dynamics analysis”), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2017, 336 p.
- Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. Kn. 3. Osnovnye problemy: Nachal'nyi 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 design, gas-dynamic finishing, special characteristics and aviation GTE conversion”), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 464 p.
- 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 initial stages of aviation GTE design), Samara, SGAU, 1996, 147 p.
- Zhang C., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 88, pp. 84–94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008
- Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat and Mass Transfer*, 2009, vol. 46, no. 2, pp. 175–186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3
- Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Tashfeen M., Pilidis P. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft engine. *ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition (3–7 June 2013, San Antonio, Texas, USA)*. Vol. 2. Paper No. GT2013-94971.
- 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, vol. 124, no. 3, pp.550–560. DOI: 10.1115/1.1456093
- Xie G.N., Sundén B., Wang Q.W. Optimization of compact heat exchangers by a genetic algorithm. *Applied Thermal Engineering*, 2008, vol. 28, no. 8-9, pp. 895–906. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2007.07.008
- Xiao G., Yang T., Liu H. et al. Recuperators for micro gas turbines: a review. *Applied Energy*. 2017, vol. 197, pp. 83–99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.03.095

19. Kim M., Ha M.Y., Min J.K. et al. Numerical study on the cross-corrugated primary surface heat exchanger having asymmetric cross-sectional profiles for advanced intercooled-cycle aero engines. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, vol. 66, pp. 139–153. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.07.017
20. MacDonald C.F. Recuperator considerations for future higher efficiency microturbines. *Applied Thermal Engineering*, 2003, vol. 23, no. 12, pp. 1463–1487. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00083-8
21. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines. *Applied Thermal Engineering*, 2000, vol. 20, no. 5, pp. 471–497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2
22. McDonald C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications. *ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air (8-11 May 2000, Munich, Germany)*, 2000. DOI: 10.1115/2000-GT-0167
23. Traverso A., Massardo A.F. Optimal design of compact recuperators for microturbine application. *Applied Thermal Engineering*, 2005, vol. 25, no. 14-15, pp. 2054–2071. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2005.01.015
24. Kuz'michev V.S., Omar H.H.O., Tkachenko A.Yu., Bobrik A.A. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2019, vol. 18, no. 3, pp. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80
25. Kuz'michev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N. et al. *Trudy MAI*, 2013, no. 67. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41518>
26. Grigor'ev V.A., Zhdanovskii A.V., Kuz'michev V.S., Osipov I.V., Ponomarev B.A. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Parametersselection and thermo-gas-dynamics calculations of aviation gas turbine engines), Samara, SGAU, 2009, 202 p.