

# Оптимизации параметров рабочего процесса авиационных ТРДД с регенерацией тепла

Х.Х.О. Омар<sup>1</sup>, В.С. Кузьмичёв<sup>1</sup>, А.Ю. Ткаченко<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

**Аннотация.** Непрерывное повышение топливной эффективности двигателей летательных аппаратов является главной мировой тенденцией современного двигателестроения. К настоящему времени авиационные газотурбинные двигатели достигли высокой степени термогазодинамического и конструктивно-технологического совершенства. Одним из перспективных способов дальнейшего улучшения их топливной эффективности является применение сложных термодинамических циклов с регенерацией тепла выхлопных газов и с промежуточным охлаждением в процессе сжатия воздуха. Важной задачей при проектировании двигателей с регенерацией тепла 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 двухконтурных турбореактивных двигателей с регенерацией тепла (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, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельные затраты топлива самолета на тонна-километр. 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.

## 1. Введение

В начале XXI века авиационная промышленность столкнулась со многими серьезными проблемами, наиболее значительными из них являются улучшение удельного расхода топлива, снижение выбросов вредных веществ, уменьшение шума и снижение стоимости жизненного цикла [1-4]. Перспективной концепцией снижения удельного расхода топлива является концепция ГТД регенеративного цикла (ГТДр) [5-7]. 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 топливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик, так как на эффективность силовой установки в целом оба фактора оказывают противоположное влияние. Создание авиационного ГТДр 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 ГТДр [8-10].

Интерес к ГТД с регенерацией тепла является мировой тенденцией. Так в работе [11], приводится междисциплинарная структура для оценки потенциала турбовального двигателя вертолета с рекуперацией тепла, с неоребрённым пластинчатым теплообменником со степенью регенерации 0,8-0,9; в работе [12] обобщили характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиационных газотурбинных двигателях и предложили возможные конструктивные решения для рекуператоров; в работе [13] 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 более интенсивно увеличивает масса теплообменника. При оценке эффективности двигателей в системе летательных аппаратов необходимо одновременно учитывать и уменьшение расхода топлива, и увеличение масса силовой установки  $M_{су}$ . Для этого используется такой критерии, как суммарная масса силовой установки и топлива  $M_{су+т} = M_t + (M_{дв} + M_{то})n_{дв}$  (или удельный показатель  $\gamma_e = \frac{M_{су+т}}{P_{дв}n_{дв}}$ ), 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 масса теплообменника с увеличением степени регенерации приводит к образованию минимума  $M_{су+т}$ .

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

В качестве теплообменников для авиационных ГТДр наиболее предпочтительными являются пластинчатые рекуператоры [13-17]. 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 путем реализации высокотемпературных циклов. Таким образом, анализ возможностей применения регенерации тепла в авиационных двигателях в статье проводился применительно к теплообменникам рекуперативного типа, для которых и разработана математическая модель оценки массы, представленная в работе [18].

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

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

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

где:  $X = (\pi_{к\Sigma}^*, T_{Г}^*, m, \pi_{вП}^*, \theta, \dots, x_j)$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса,  $j = \overline{1, k}$ ;  $Y = \{M_{су+т}, C_{т.км}(C_{уд}) \dots Y_i\}$  – множество критериев оптимизации,  $i = \overline{1, n}$ ;  $a_j, b_j$  – ограничения на проектные (оптимизируемые) переменные;

$g(X, p) = \{h_{к\text{вых}}, h_{т\text{вх}}, \pi_t, T_t^*, D_t \text{ и др.}\}$  – множество функциональных ограничений;  $p = \{\sigma_{вх}, \sigma_{кс}, \eta_{к\text{баз}}^*, \eta_{т\text{баз}}^*, \varphi_c \text{ и др.}\}$  – множество детерминированных исходных проектных данных;

$$\delta y_i(X, p) = \rho_i \frac{Y(X)_i - Y(X_{opt})_i}{Y(X_{opt})_i};$$

$\rho_i$  – степень значимости  $i$ -го критерия ( $\rho_i \in [0, 1]$ );

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 применяется метод поиска компромиссных решений [8-10]:

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

где  $n$ -количество рассматриваемых критериев оценки.

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

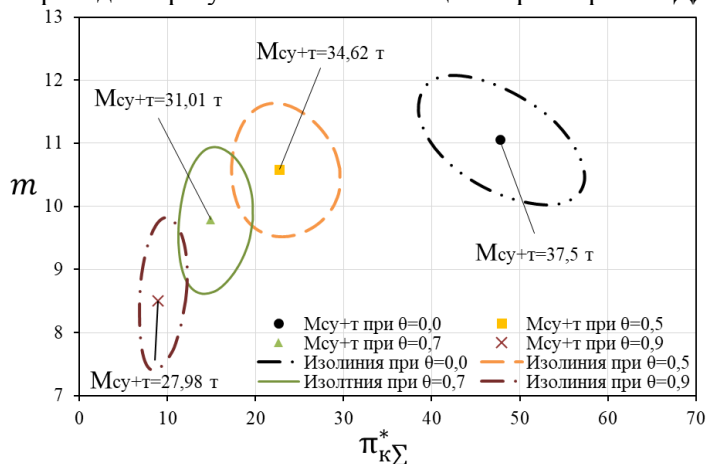
$$X_i = \{X | Y_i(X_{opt}, p) \leq Y_i(X, p) \leq (1 + \frac{\delta y}{\rho_i}) Y_i(X_{opt}, p)\} \quad (3)$$

где  $Y = (M_{сy+t}, C_{ткм}, S_{ждв} \dots, Y_i)$ -множество критериев эффективности,  $i = \overline{1, n}$ ;  $p = (\sigma_{вх}, \eta_{к\text{баз}}^*, \sigma_{кс}, \eta_{т\text{баз}}^*, \dots)$  - вектор исходных данных;  $\delta y$ -заданная величина отступа от оптимума критериев;  $\rho_i$ - коэффициент важности  $i$ -ого критерия.

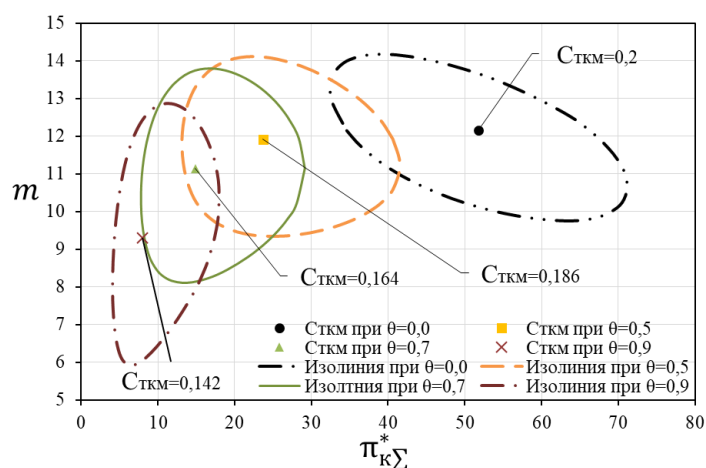
Для ТРДД в общем случае количество оптимизируемых переменных – пять  $(\pi_{к\Sigma}^*, T_t^*, m, \pi_{вп}^*, \theta)$ , область оптимальных параметров в этом случае представляет собой гиперпространство.

Для иллюстрации работоспособности разработанного метода выбраны в качестве критериев: летно-технический – затраты топлива на тонна-километр ( $C_{ткм}$ ) и массовый – суммарная масса силовой установки и топлива ( $M_{сy+t}$ ) [18].

Постановка задачи оптимизации и выбора рациональных параметров ТРДД с регенерации тепла формулируется следующим образом. На основе численных расчетов провести оптимизацию параметров рабочего процесса ТРДД 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 самолету Airbus A310-300. В качестве примера на рис. 1 и 2 приведены результаты оптимизации параметров ТРДД.



**Рисунок 1.** Область оптимальных параметров ТРДД по критерию  $M_{сy+t} \rightarrow \min$ ,  $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км,  $T_{гкр}^* = 1800$ К,  $\sigma_{то} = 5\%$  конвективно-пленочное охлаждение турбины.



**Рисунок 2.** Область оптимальных параметров ТРДДр по критерию  $C_{т.км} \rightarrow \min$ ,  $N_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км,  $T_{гкр}^* = 1800$ К,  $\sigma_{то} = 5\%$  конвективно-плечное охлаждение турбины.

Из рисунков видно, что при увеличении степени регенерации оптимальные значения степени повышения давления по обоим критериям  $M_{су+т}$  и  $C_{т.км}$  существенно, в 2...5 раза, уменьшаются (при постоянном гидравлических потерь в каналах теплообменника  $\sigma_{то} = 5\%$ ). Оптимальная степень двухконтурности также уменьшается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 25%.

### 3. Заключение

В результате приведенных исследований получены следующие результаты и выводы:

- разработана математическая модель двухконтурного турбореактивного двигателя с регенерацией тепла (ТРДДр);
- разработана модель расчёта массы компактного теплообменника, предназначенная для решения задач оптимизации параметров рабочего процесса на этапе концептуального проектирования двигателя;
- разработан метод многокритериальной оптимизации и выбора рациональных параметров рабочего процесса ТРДДр с регенерацией тепла;
- приведены результаты оптимизации параметров рабочего ТРДДр по критериям суммарной массы силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельных затрат топлива ЛА на тонна-километр;
- из анализа результатов расчёта следует, что оптимальные значения степени повышения давления по критериям  $M_{су+т}$  и  $C_{т.км}$  существенно, в 2...4 раза, уменьшаются при увеличении степени регенерации от 0 до 0,9. Оптимальная степень двухконтурности при этом также уменьшается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 25%.

### 4. Литература

- [1] McDonald, C.F. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities / C.F. McDonald, F.A. Massardo, C. Rodgers, A. Stone // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2008. – Vol. 80(2). – P. 139-157. DOI: 10.1108/00022660810859364.
- [2] McDonald, C.F. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing / C.F. McDonald, F.A. Massardo, C. Rodgers, A. Stone // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2008. – Vol. 80(3). – P. 280-294. DOI: 10.1108/00022660810873719.
- [3] McDonald, C.F. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement / C.F. McDonald, F.A. Massardo, C.

- Rodgers, A. Stone // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. – 2008. – Vol. 80(4). – P. 408-426. DOI: 10.1108/00022660810882773.
- [4] Chengyu, Zh. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants / Zh. Chengyu, G. Volker // *Applied Thermal Engineering*. – 2019. – Vol. 154. – P. 548-561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119.
- [5] Агульник, А.Б. Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата / А.Б. Агульник, С.А. Гусаров, Х.Х.О. Омар // *Труды МАИ*. – 2017. – № 92.
- [6] Кузьмичёв, В.С. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет регенерации тепла / В.С. Кузьмичёв, Х.Х.О. Омар, А.Ю. Ткаченко // *Вестник московского авиационного института*. – 2018. – Т. 25, № 4. – С.133-141.
- [7] Filinov, E.P. Increase the Efficiency of a Gas Turbine Unit for Gas Turbine Locomotives by Means of Steam Injection into the Flow / E.P. Filinov, A.Yu. Tkachenko, H.H. Omar, V.N Rybakov // *Section EDP Sciences, MATEC Web Conf.* – 2018. – Vol. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010.
- [8] Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. В 2 кн. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ / В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев – М.: Инновационное машиностроение, 2017. – 336 с.
- [9] 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 / В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов, В.С. Кузьмичев – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.
- [10] Маслов, В.Г. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев – Самара: СГАУ, 1996. – 147 с.
- [11] Chengyu, Zh. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions / Zh. Chengyu, G. Volker // *Aerospace Science and Technology*. – 2019. – Vol. 88. – P. 84-94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008.
- [12] Min, J.K. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines / J.K. Min, J.H. Jeong, M.Y. Ha, K.S. Kim // *Heat Mass Transfer*. – 2009. – Vol.46. – P.175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3.
- [13] Utriainen, E. Evaluation of the cross corrugation and some other candidate heat transfer surface for microturbine recuperators / E. Utriainen, B. Sundén // *J. Eng. Gas Turbines Power*. – 2002. – Vol. 124(4). – P. 550-560. DOI: 10.1115/1.1456093.
- [14] McDonald, C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines // *Appl. Therm. Eng.* – 2000. – Vol. 20(5). – P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2.
- [15] McDonald, C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications // *Proceedings of ASME Turbo Expo*. – 2000. – Vol. 2000-GT. – P. 167. DOI: 10.1115/2000-GT-0167.
- [16] Кузьмичёв, В.С. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей / В.С. Кузьмичёв, Х.Х.О. Омар, А.Ю. Ткаченко, А.А. Бобрик // *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.
- [17] Кузьмичев, В.С. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей / В.С. Кузьмичев, В.Г. Маслов, В.А. Григорьев – Куйбышев: КуАИ, 1984. – 176 с.
- [18] Кузьмичев, В.С. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей / В.С. Кузьмичев, В.А. Григорьев – Самара: изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 202 с.

## Optimization of the parameters of the working process of aviation turbofan engines with heat recovery

Н.Н. Omar<sup>1</sup>, V.S. Kuz'michev<sup>1</sup>, A.Y. Tkachenko<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

**Abstract.** Improving the fuel efficiency of aircraft engines is the main global trend of modern propulsion engineering. One of the promising ways to further improve fuel efficiency is the use of complex thermodynamic cycles with heat recovery of exhaust gases and intermediate cooling in the process of air compression. An important task in the design of engines with heat recovery is to select the parameters of the working process that ensure maximum efficiency of the power plant - aircraft system. In the article presents the problem of optimization and selection of rational parameters of the working process of turbofan engines with heat recovery. Based on the developed method of multi-criteria optimization by means of numerical simulations conducted and presents the results of optimization of parameters of working process of turbofan engines with heat recovery system in passenger aircraft of type Airbus A310 on criteria such as the total mass of the power plant and fuel required for the flight, and the specific fuel consumption of the aircraft on a ton per kilometer. 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.