

УДК 621.45.01:004.942

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ТУРБОВАЛЬНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЗА СЧЕТ УТИЛИЗАЦИИ ТЕПЛА

Х. Х. О ОМАР<sup>1</sup>, В. С. КУЗЬМИЧЕВ<sup>2</sup>, А. Ю. ТКАЧЕНКО<sup>3</sup>

<sup>1</sup>dr.hewa.omar@gmail.com, <sup>2</sup>kuzm@ssau.ru, <sup>3</sup>tau@ssau.ru

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени С. П. Королева»

Поступила в редакцию 20.07.2020

**Аннотация.** Одним из направлений повышения эффективности турбовальных газотурбинных двигателей со свободной турбиной (ГТД СТ) является регенерация тепла выхлопных газов. Разработанные в САЕ-системе АСТРА компьютерные модели турбовальных двигателей с регенерацией тепла (ГТД СТр) позволили реализовать решение задач нелинейной оптимизации параметров их рабочего процесса, определить наиболее рациональные схемы в зависимости от целевого назначения и условий эксплуатации двигателя. Приведены результаты исследования по влиянию на эффективный КПД ГТД СТр параметров рабочего процесса и степени регенерации тепла выхлопных газов, а также результаты оптимизации по эффективному КПД параметров рабочего процесса (температура газа и степень повышения давления) двигателя при различных значениях степени регенерации тепла в рекуператоре ( $\theta$ ).

**Ключевые слова:** турбовальный двигатель; параметры рабочего процесса; теплообменник; степень регенерации тепла; оптимизация; эффективный КПД; рекуператор.

### ВВЕДЕНИЕ

Требования к повышению эффективности авиационных ГТД, снижению расхода топлива и выбросов загрязняющих веществ постоянно возрастают [1–3]. Преобразование тепла в работу газотурбинного двигателя, работающего по циклу Брайтона, сопровождается большими потерями энергии. В зависимости от параметров цикла эти потери в виде тепловой энергии, которая выбрасывается в окружающую среду, могут превышать 60–70 % [4]. Утилизация этой энергии в рекуператоре и передача ее воздуху за компрессором является мощным фактором для повышения эффективности двигателя [5]. Однако относительная громоздкость и значительная масса теплообменника сдерживают применение в настоящее время таких двигателей в авиации. В наземных установках возможности для полезного использования тепла выхлопных газов весьма широкие, и они активно реали-

зуются при конверсии авиационных ГТД, в том числе непосредственно в цикле двигателя для повышения его эффективного КПД.

Интерес к ГТД с регенерацией тепла является мировой тенденцией. Так, в работе [6] приводится междисциплинарная структура для оценки потенциала турбовального двигателя вертолета с рекуперацией тепла, с неоребранным пластинчатым теплообменником со степенью регенерации 0,8–0,9. В работе [7] обобщили характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиационных ГТД и предложили возможные конструктивные решения для рекуператоров. В работе [8] проводится детальный анализ рекуперированного турбовального двигателя с оценкой экономии топлива и экологических показателей при различных траекториях и дальностях полета.

Большинство работ посвящены исследованиям влияния различных факторов рекуперации тепла, но оптимизация параметров

ГТД со сложными и комбинированными циклами до сих пор не исследована в полной мере.

Схема турбовального двигателя с рекуператором, установленным после силовой турбины, показана на рис. 1. Воздух из компрессора сначала поступает в рекуператор, где происходит подвод к нему тепла, затем подогретый воздух поступает в камеру сгорания. Газ, выходя из свободной турбины, проходит через рекуператор, где подогревает сжатый воздух компрессора. В результате снижается удельный расход топлива двигателя [9].

Теплообменники чаще выполняют перекрестного хода, одно- или многоходовые, с общим направлением теплоносителей навстречу друг другу. В настоящее время для этой цели используются два типа теплообменников: трубчатый со степенью регенерации в диапазоне  $\theta = 0,8 \dots 0,9$  и пластинчатый со степенью регенерации  $\theta = 0,5 \dots 0,8$  [10, 11].

Оптимизация параметров рабочего процесса двигателя с комбинированным термодинамическим циклом является основной задачей их концептуального проектирования. Компьютерные модели ГТД СТр со сложными термодинамическими циклами разработаны в САЕ-системе АСТРА. На этой основе реализовано решение задач нелинейной оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТр, определены наиболее рациональные схемы двигателя [12].

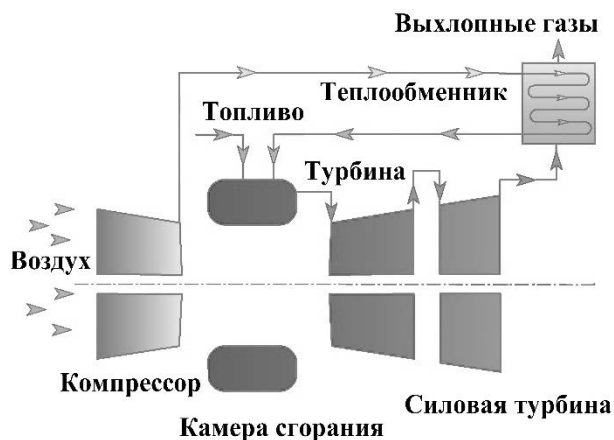


Рис. 1. Схема ГТД с рекуперацией тепла выхлопных газов

На рис. 2 показаны  $T$ - $S$ -диаграммы идеальных термодинамических циклов двигателей без регенерации и с регенерацией

тепла. В теплообменнике более горячие выхлопные газы отдают часть своего тепла более холодному воздуху за компрессором. Из теплообменника нагретый воздух поступает на вход в камеру сгорания. В результате количество топлива, требующееся для нагрева воздуха до температуры газа  $T_G^*$ , понижается, а эффективный КПД двигателя повышается. Этот эффект зависит от располагаемого перепада температур  $\Delta T_{\text{рас}}^* = T_G^* - T_K^*$  (разности температур за свободной турбиной и за компрессором) и от степени регенерации теплообменника  $\theta$ :

$$\theta = \frac{\Delta T_{\text{рег}}^*}{\Delta T_{\text{рас}}^*} = \frac{T_3^* - T_K^*}{T_G^* - T_K^*} \quad (1)$$

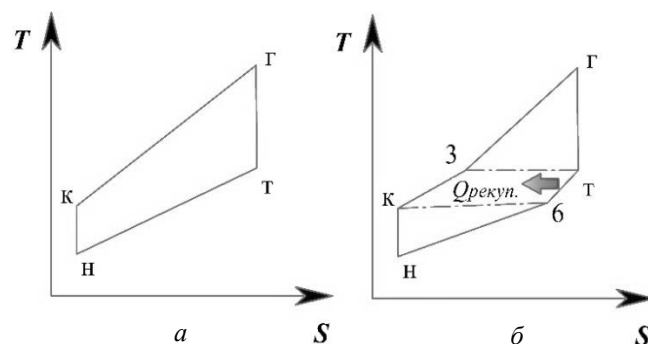


Рис. 2. Термодинамические циклы турбовальных двигателей: а – без регенерации тепла; б – с регенерацией тепла

Из выражения (1) следует, что подогрев компрессорного воздуха  $\Delta T_{\text{рег}}^* = T_3^* - T_K^*$  зависит от температуры газа за турбиной, а следовательно, от величины  $T_G^*$  и от температуры воздуха за компрессором ( $T_K^*$ ), следовательно, от  $p_K^*$ .

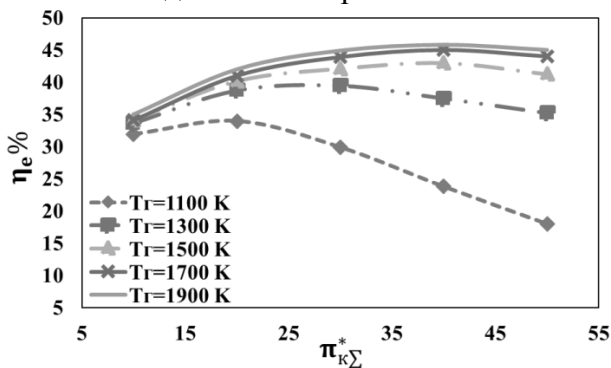
С увеличением температуры газа перед турбиной  $T_G^*$  и уменьшением степени повышения давления  $p_K^*$  подогрев  $\Delta T_{\text{рег}}^*$  (эффект от регенерации) повышается. Поэтому «чистый» выигрыш от регенерации тепла (при прочих равных условиях, в том числе при произвольно принятых исходных параметрах рабочего процесса) очевиден: он тем выше, чем выше  $T_G^*$  и меньше  $T_K^*$ , а также чем выше степень регенерации  $\theta$ . Однако при снижении  $p_K^*$  снижается работоспособность рабочего тела и уменьшается его эффективный КПД. В связи с этим при выборе параметров рабочего процесса двигателя с регенерацией тепла необходимо решать задачу оптимизации параметров с учетом регенерации тепла.

**РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ**

Математическая модель турбовального двигателя с рекуперацией и без рекуперации тепла, реализованная в САЕ-системе АСТРА [13], состоит из комплекса математических моделей, описывающих термодинамические процессы, происходящие в основных узлах двигателя; условия совместной работы всех узлов в составе двигателя; закон и программу управления двигателем; реализующих методы поиска экстремумов целевых функций и координат изолиний локально-оптимальных областей, а также из моделей расчета основных технических данных двигателя, включая расчет эффективного КПД.

При исследовании влияния параметров рабочего процесса ГТД СТ<sub>р</sub> на эффективный КПД температура газа перед турбиной  $T_{г}^*$  менялась в диапазоне от 1100 до 1900 К, суммарная степень повышения давления  $\pi_{к\Sigma}^*$  – в диапазоне от 10 до 50.

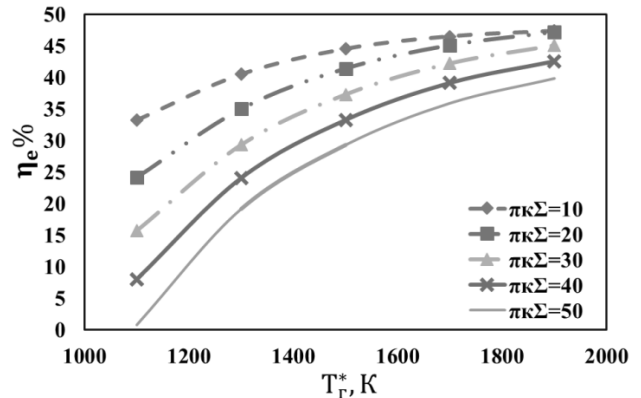
Зависимости эффективного КПД ГТД без рекуператора от параметров рабочего процесса подробно рассмотрены в работах [14, 15], а также представлены на рис. 3. Видно, что с ростом температуры газа перед турбиной эффективный КПД монотонно возрастает, по степени повышения давления имеет максимум, причем с ростом температуры газа оптимальные значения степени повышения давления возрастают.



**Рис. 3.** Зависимости эффективного КПД ГТД СТ без рекуператора от степени повышения давления и температуры газа перед турбиной

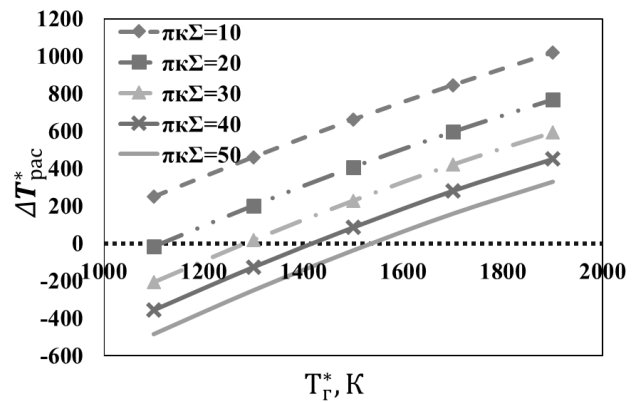
Анализ влияния параметров рабочего процесса турбовального двигателя с рекуператором на эффективный КПД показал, что с ростом температуры газа перед турбиной  $T_{г}^*$  эффективный КПД растет так же, как и у двигателя без рекуператора, а с ро-

стом степени повышения давления  $\pi_{к\Sigma}^*$  не растет, как у двигателя без рекуператора, а уменьшается (рис. 4).



**Рис. 4.** Зависимости эффективного КПД ГТД СТ с рекуператором от степени повышения давления и температуры газа перед турбиной

Такое влияние можно объяснить снижением располагаемой разности температур  $\Delta T_{рас}^* = T_{г}^* - T_{к}^*$  с ростом  $\pi_{к\Sigma}^*$ , которая оказывает определяющее влияние на эффективный КПД двигателя с регенерацией тепла. На рис. 5 приведены зависимости по изменению располагаемой разности температур.



**Рис. 5.** Зависимости располагаемой разности температур от температуры газа перед турбиной и степени повышения давления

Все значения  $\pi_{к\Sigma}^*$  и  $T_{г}^*$ , расположенные выше нуля (выше граничной линии), соответствуют приросту эффективности от применения рекуператора. Значения  $\pi_{к\Sigma}^*$  и  $T_{г}^*$ , которые лежат ниже граничной линии, являются неэффективными для применения рекуператора. Таким образом, при снижении  $\pi_{к\Sigma}^*$ , с одной стороны, снижается работоспособность рабочего тела двигателя, работающего по циклу Брайтона, а с другой стороны, повышается эффект от применения рекуператора (рис. 6). Поэтому для

ГТД СТ с рекуператором необходимо оптимизировать степень повышения давления  $\pi_{к\Sigma}^*$  и температуру газа  $T_{г}^*$  с учетом степени регенерации тепла в рекуператоре.

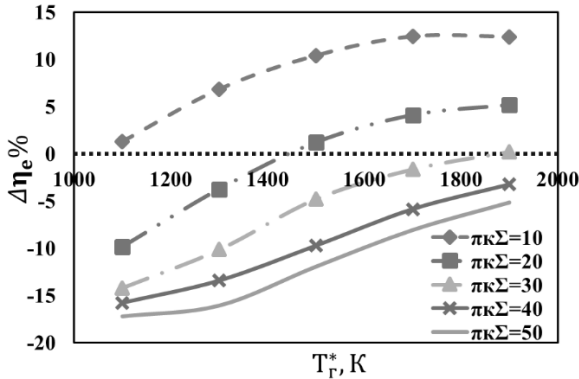


Рис. 6. Разность между эффективным КПД двигателей с рекуператором и без рекуператора в зависимости от параметров рабочего процесса

Ниже приведены результаты оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТ при различных степенях регенерации. Рассмотрены три схемы турбовальных двигателей с рекуператором: первая схема – теплообменник установлен на выходе из силовой турбины (рис. 1); вторая схема – теплообменник установлен между турбиной компрессора и силовой турбиной (рис. 7); третья схема – установлено два теплообменника, один – на выходе из силовой турбины, а второй – между турбиной компрессора и силовой турбиной (рис. 8).

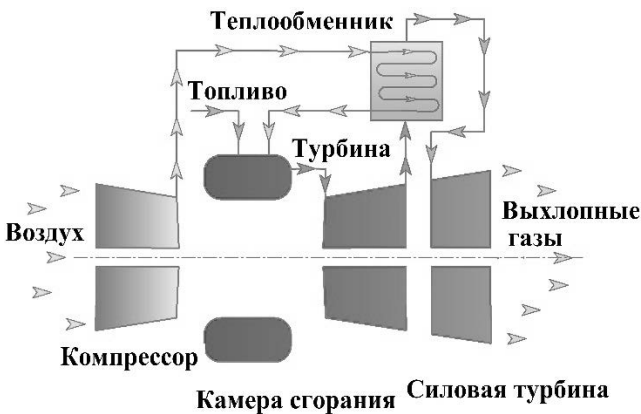


Рис. 7. Вторая схема ГТД СТ. Теплообменник установлен между турбиной компрессора и силовой турбиной

Области оптимальных параметров рабочего процесса, а также максимальные значения эффективного КПД ГТД СТ при различных степенях регенерации представлены на рис. 9, 10 и в табл. 1.

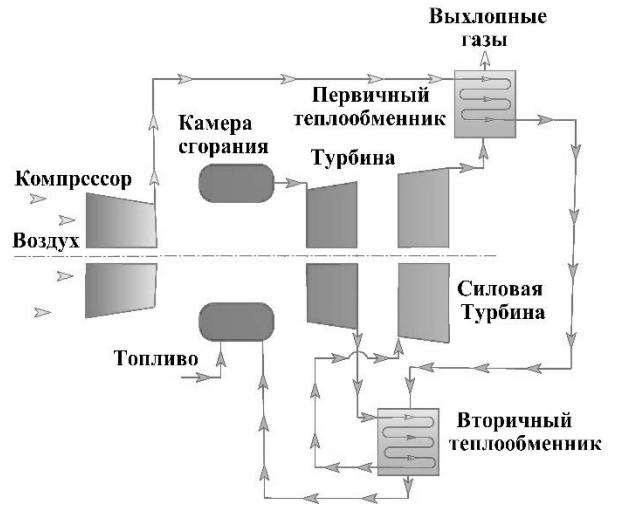


Рис. 8. Третья схема ГТД СТ. Первый теплообменник установлен на выходе из силовой турбины, второй теплообменник – между турбиной компрессора и силовой турбиной

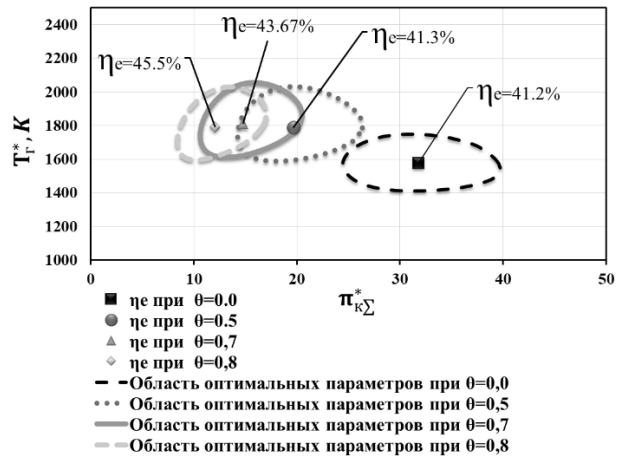


Рис. 9. Области оптимальных параметров по критерию эффективного КПД при различных значениях степени регенерации  $\theta$  для первой схемы двигателя

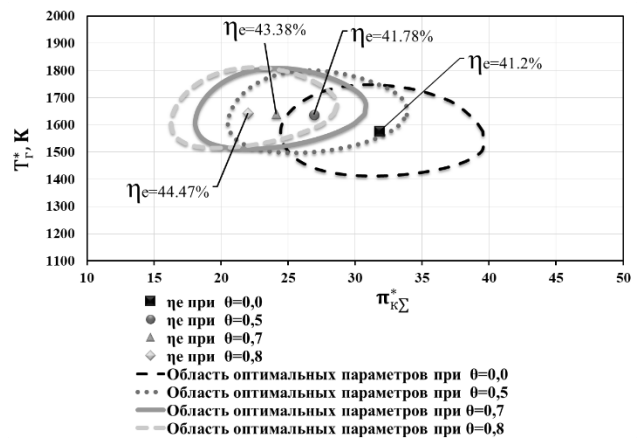


Рис. 10. Области оптимальных параметров по критерию эффективного КПД при различных значениях степени регенерации  $\theta$  для второй схемы двигателя

Таблица 1  
**Результаты оптимизации основных параметров  
 для двигателя третьей схемы**

Варианты сочетаний степеней регенерации	$\theta_{перв.}$	$\theta_{втор.}$	$T_{г.опт}, K$	$\pi_{к\Sigma}^*$	$\eta_e, \%$
1	0.5	0.5	1856	18.21	39.90
2	0.5	0.7	1903	17	40.19
3	0.5	0.8	1935	16.26	40.38
4	0.7	0.5	1919	14.46	41.53
5	0.8	0.5	1914	12	42.89
6	0.8	0.3	1856	12.43	43.24
7	0.3	0.8	1788	19.11	40.63

Из анализа полученных результатов следует, что среди рассмотренных схем ГТД СТр максимальная эффективность по эффективному КПД достигается в первой схеме двигателя, при которой рекуператор устанавливается за силовой турбиной. При этом  $\eta_e = 45.5 \%$  при оптимальной температуре газа  $T_{г.опт}^* = 1800 K$  и степени повышения давления  $\pi_{к\Sigma}^* = 13$  (рис. 9).

С ростом степени регенерации оптимальные значения суммарной степени повышения давления значительно уменьшаются. При этом оптимальная температура газа незначительно увеличивается.

Для третьей схемы двигателя существует оптимальное сочетание степени регенерации первичного теплообменника, установленного на выходе из силовой турбины, и степени регенерации вторичного теплообменника, установленного между турбиной низкого давления и силовой турбиной.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены исследования по влиянию рекуперации тепла на основные термодинамические параметры газотурбинного двигателя со свободной турбиной. В САЕ-системе АСТРА разработаны модели, позволяющие проводить анализ влияния параметров рабочего процесса на эффективность ГТД СТ, а также оптимизацию параметров рабочего процесса турбовальных ГТД с рекуперацией и без рекуперации тепла выхлопных газов.

Установлено, что утилизация тепла выхлопных газов позволяет увеличить эффективный КПД турбовального ГТД на 5–10%. Оптимизация параметров цикла

позволяет получить наибольшие значения эффективного КПД. Оптимальные значения степени повышения давления в термодинамическом цикле ГТД СТ с рекуператором в 2–3 раза меньше, чем у двигателя без рекуператора. С ростом степени регенерации тепла оптимальные значения степени повышения давления по эффективному КПД уменьшаются. Установка в ГТД СТ рекуператора повышает эффективность двигателя и позволяет достигать значений эффективного КПД 40–48% при низкой степени повышения давления ( $\pi_{к\Sigma}^* = 10 \dots 15$ ), температуре газа  $T_{г}^* = 1500 \dots 1700 K$ .

Такие значения эффективного КПД на ГТД без регенерации тепла можно получить только при высоких параметрах цикла ( $\pi_{к\Sigma}^* = 30 \dots 60$  и  $T_{г}^* = 1600 \dots 2000 K$ ). На основе проведенного расчетного анализа установлено, что наиболее предпочтительной схемой ГТД СТ является схема, в которой рекуператор устанавливается на выходе из силовой турбины.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Агульник А. Б., Гусаров С. А., Омар Х. Х. О Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата // Труды МАИ. 2017. № 92. С. 1–19. [ А. В. Agul'nik, S. A. Gusarov, H. H. O. Omar, "Gas-steam turbine cycle basic parameters selection for gas pumping units", (in Russian), in *Trudy MAI*, no. 92, 2017, pp. 1-19. ]
2. Кузьмичев В. С., Омар Х. Х. О, Ткаченко А. Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет регенерации тепла // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 4. С. 133–141. [ V. S. Kuz'michev, H. H. O. Omar, A. Y. Tkachenko, "Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration", (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 25, no. 4, pp. 133-141, 2018. ]
3. Increase the Efficiency of a Gas Turbine Unit for Gas Turbine Locomotives by Means of Steam Injection into the Flow Section / E. Filinov, et al. // MATEC Web of Conferences. 2018. Vol. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010. [ E. Filinov, et al., "Increase the Efficiency of a Gas Turbine Unit for Gas Turbine Locomotives by Means of Steam Injection into the Flow Section", in *MATEC Web of Conferences*, 2018, vol. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010 ]
4. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities / C. F. McDonald, et al. // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. № 2 (80). Pp. 139-157. [ C. F. McDonald, et al., "Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities", in *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, no. 2 (80), pp. 139-157, 2008. ]
5. Rolt A., Kyprianidis K. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6

NEWAC programme // 27th Congress of international council of the aeronautical sciences, (Nice, France, 19–24 September 2010). [ A. Rolt, K. Kyrianiadis, "Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme", in *27th Congress of international council of the aeronautical sciences*, 2010. ]

6. **Chengyu Z., Volker G.** The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions // *Aerospace Science and Technology*. 2019. Vol. 88. Pp. 84-94. [ Z. Chengyu, G. Volker, "The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions", in *Aero-space Science and Technology*, vol. 88, pp. 84-94, 2019. ]

7. **High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines** / J. K. Min, et al. // *Heat Mass Transf.* 2009. Vol. 46 (2). Pp. 175-186. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00231-009-0560-3>. [ J. K. Min, et al., "High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines", in *Heat Mass Transf.*, vol. 46 (2), pp. 175-186, 2009. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00231-009-0560-3> ]

8. **Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine** / A. Fakhre, et al. // *AHS 69th Annual Forum*, Phoenix, Arizona, 2016. [ A. Fakhre, et al., "Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine", in *AHS 69th Annual Forum*, Phoenix, Arizona, 2016. ]

9. **Chengyu Z., Volker G.** High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants // *Applied Thermal Engineering*. 2019. Vol. 154. Pp. 548-561. [ Z. Chengyu, G. Volker, "High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants", in *Applied Thermal Engineering*, vol. 154, pp. 548-561, 2019. ]

10. **Математическая модель расчета массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей** / В. С. Кузьмичев [и др.] // *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](https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80). [ V. S. Kuz'michev, et al., "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", (in Russian), in *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 18, no. 3, pp. 67-80, 2019. DOI: [10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80](https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80) ]

11. **Zohuri B.** Compact Heat Exchangers Selection, Application, Design and Evaluation. Springer international publishing Switzerland. 2017. DOI: [10.1007/978-3-319-29835-1](https://doi.org/10.1007/978-3-319-29835-1). [ B. Zohuri, *Compact Heat Exchangers Selection, Application, Design and Evaluation*. Springer international publishing Switzerland, 2017. DOI: [10.1007/978-3-319-29835-1](https://doi.org/10.1007/978-3-319-29835-1) ]

12. **Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Остапук Я. А.** Особенности компьютерного моделирования рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2016. Т. 15, № 4. С. 91–101. [ V. S. Kuz'michev, A. Yu. Tkachenko, Ya. A. Ostapuk, "Peculiarities of computer modeling of the working process in small gas turbine engines", (in Russian), in *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 15, no. 4, pp. 91-101, 2016. DOI: [10.18287/2541-7533-2016-15-4-91-101](https://doi.org/10.18287/2541-7533-2016-15-4-91-101) ]

13. **Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в САЕ-системе «АСТРА»** /

В. С. Кузьмичев и др. // *Вестник Самарск. гос. аэрокосм. ун-та*. 2012. № 5 (36). Ч. 1. С. 169–173. [ V. S. Kuz'michev, et al., "Methods and means of aircraft gas turbine engine conceptual design underlying the CAE system "ASTRA"", (in Russian), in *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, no. 5 (36), part 1, pp. 169-173, 2012. ]

14. **Кулагин В. В., Кузьмичев В. С.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. 4-е изд., испр. В 2 кн. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термодинамический анализ. М.: Инновационное машиностроение, 2017. 336 с.: ил. [ V. V. Kulagin, V. S. Kuz'michev, *Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants: textbook*, (in Russian), 4th ed. In 2 Books. Book 1. *Fundamentals of the theory of GTE. Working process and thermogasodynamic analysis*, (in Russian), Moscow: Innovative engineering, 2017. ]

15. **Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник** / В. В. Кулагин [и др.]. Кн. 3. Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / под общ. ред. В. В. Кулагина. М.: Машиностроение, 2005. 464 с.: ил. [ V. V. Kulagin, et al., *Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. Book. 3. Main problems: Initial level of design, gas-dynamic finishing, special characteristics and conversion of aviation GTE*, (in Russian). Moscow: Mechanical engineering, 2005. ]

#### ОБ АВТОРАХ

**ОМАР Хева Хуссейн Омар**, асп. каф. теории двигателей летательных аппаратов. Дипл. магистр по спец. «Двигатели летательных аппаратов» (МАИ, 2016). Готовит дис. о методах и средствах оптимизации и выборе параметров рабочего процесса ГТД со сложными термодинамическими циклами.

**КУЗЬМИЧЕВ Венедикт Степанович**, проф. каф. теории двигателей летательных аппаратов. Дипл. инж.-механ. по авиац. двиг. (КуАИ, 1972). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (СГАУ, 2000). Иссл. в обл. теории и концептуального проектирования ГТД.

**ТКАЧЕНКО Андрей Юрьевич**, доц. каф. теории двигателей летательных аппаратов. Дипл. инж.-констр. (СГАУ, 2005). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (СГАУ, 2009). Иссл. в обл. разработки автоматизированных средств проектирования ГТД.

#### METADATA

**Title:** Improving the efficiency of aviation turbo-shaft gas turbine engine by using heat recovery.

**Authors:** H. H. O Omar<sup>1</sup>, V. S. Kuz'michev<sup>2</sup>, A. Yu. Tkachenko<sup>3</sup>

**Affiliation:**

Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, Russia.

**Email:**

<sup>1</sup>dr.hewa.omar@gmail.com, <sup>2</sup>kuzm@ssau.ru, <sup>3</sup>tau@ssau.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 3 (89), pp. 83-89, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** One of the ways to improve the efficiency of turboshaft gas turbine engines with a free turbine (GTE PT) is the heat recovery of exhaust gases. Computer models of turboshaft engines with heat recovery (GTE PTR) developed in the ASTRA system tools allowed to solve problems of nonlinear optimization of the parameters of their working process, to determine the most rational schemes depending on the purpose and operating conditions of the engine. The article presents, the results of a research on the effect of the efficiency of a turbo-shaft gas turbine engine of the working process parameters and the heat exchanger effectiveness, as well as, the results of the optimization according to the effective efficiency of a turbo-shaft gas turbine engine on the working process parameters  $T_4^*$ ,  $r_{c\Sigma}^*$  and the heat exchanger effectiveness ( $\theta$ ).

**Key words:** turboshaft engine; working process parameters; heat exchanger; heat exchanger effectiveness; optimization; effective efficiency; recuperator.

**About authors:**

**OMAR, Hewa Hussein Omar**, (PhD) Student, Dept. of theory of aircraft engines. Master mechanical engineer for aircraft engine (MAI, 2016).

**KUZ'MICHEV, Venedikt Stepanovich**, Prof., Dept. of theory of aircraft engines. Dipl. mechanical engineer for aircraft engine (KuAI, 1972). Dr. of Tech. Sci. (SSAU, 2000).

**TKACHENKO, Andrey Yurievich**, Assoc. Prof., Dept. of theory of aircraft engines. Dipl. mechanical engineer for aircraft engine (SSAU, 2005). Cand. of Tech. Sci. (SSAU, 2009).