

## РЕКУПЕРАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМ НАЗЕМНОГО ТРАНСПОРТА И ЭНЕРГЕТИКИ

А. Бенмунах

Г. Занабили

А.С. Говорков

rezakb70@gmail.com

ghazi.zanabili@gmail.com

govorkov\_as@ex.istu.edu

ИРНТУ, г. Иркутск, Российская Федерация

---

### Аннотация

Приведен пример рекуперации авиационных газотурбинных двигателей, адаптированных для применения в наземных условиях и используемых как в виде нефте- и газопроводов для трубопроводного транспортирования жидких и газовых сред, так и для энергетики. Авиационные газотурбинные двигатели вследствие таких качеств, как компактность, удельная энергоемкость, приемистость нашли широкое применение в виде силовых агрегатов наземного назначения. Однако остаются вопросы по надежности и долговечности их работы в наземных условиях. Одним из подходов к решению этих вопросов является рекуперация рабочего процесса авиационного газотурбинного двигателя. Приведена методология реализации варианта конструктивной компоновки для рекуперации силовой установки. Принцип рекуперации газотурбинных двигателей состоит в применении способов превращения, передачи или перенаправления теплоты в агрегатах двигателя. Приведена сравнительная методология математического моделирования термодинамического цикла работы газотурбинного двигателя и его цикла с рекуперацией. Предлагаемое исследование направлено на изучение варианта использования энергии выхлопных газов двигателя, например, посредством специально разработанного (подобранного) теплообменника. Выполнены распознавание и расчет фактического состояния теплового потенциала в двигателе. Приведены возможности использования осредненных по сечению параметров двигателя для построения математической

### Ключевые слова

*Газотурбинные двигатели, рекуперация, компрессор, камера сгорания, турбина, выходное устройство*

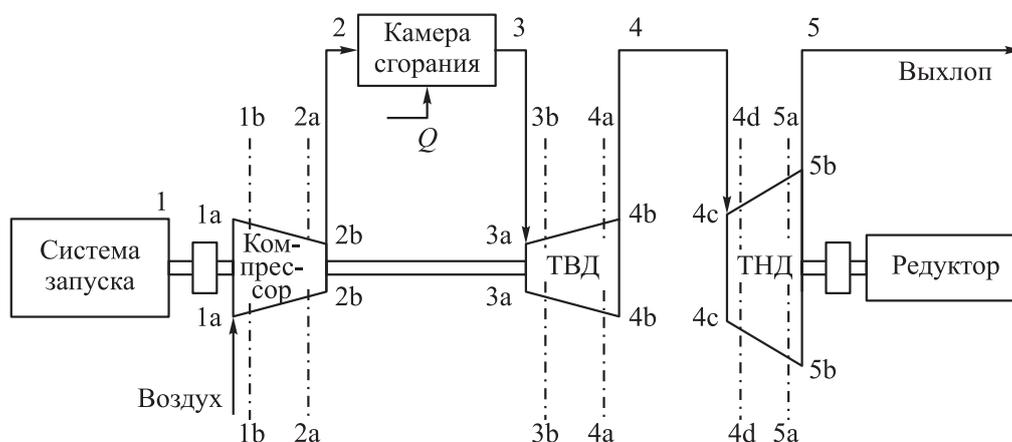
**Введение.** В последние годы газотурбинные двигатели (ГТД) получили значительное развитие во многих отраслях промышленности [1, 2], особенно в области транспортировки углеводородов и производства электроэнергии. Применяются ГТД и для специальных задач непосредственной добычи углеводородов, например, при снижении внутреннего давления в стволе скважины или куполе нефтяного месторождения. После определенного периода эксплуатации месторождения происходит снижение объемов добычи углеводородов. Для решения этой проблемы используют наземные ГТД, создающие дополнительное давление воздуха в полости купола поля.

Газовая турбина — это лопаточная машина, в ступенях которой энергия сжатого и нагретого газа преобразуется в механическую работу на валу. Газотурбинный двигатель состоит из нескольких ступеней, рассматриваемый ГТД имеет три ступени.

Первая ступень состоит из кольцевого узла лопаток соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК). В СА газы разгоняются при более высоких значениях температуры и давления, обеспечиваемых трансмиссионной обоймой, и передаются на ступень РК, установленную на рабочем диске, соединенном с приводным валом. Преобразование тепловой энергии и давления в кинетическую энергию происходит в фазе СА (степень фазовой реакции 1 °С). Схема особых точек фиксации цикла ГТД приведена на рис. 1.

Работа РК завершает это преобразование, а затем кинетическая энергия преобразуется в механическую работу на валу двигателя. Так вырабатывается энергия, необходимая для вращения компрессора и запуска машины (генератора). Энергию газов, подаваемых системой сгорания, можно контролировать, изменением подачи (расхода) топлива. Таким образом, определяется значение полезной мощности двигателя, необходимое для технологического процесса получения электрической энергии.

Несмотря на такие важные качества авиационных ГТД, как компактность, высокая энергоемкость и производительность, на практике возникают проблемы, связанные с высокой чувствительностью к внешним условиям [2–13], например к температуре [1] и плотности окружающего воздуха, что выражается в значительном снижении теплового КПД ГТД.



**Рис. 1.** Схема особых точек (сечений) цикла ГТД без рекуперации:

1 — вход в фильтр; 1a-1b — вход и выход сопла на входе в компрессор; 2a-2b — вход и выход диффузора на выходе из компрессора; 2, 3 — вход в камеру сгорания и выход из нее; 3a-3b — вход и выход сопла на входе в турбину высокого давления (ТВД); 4a-4b — вход и выход диффузора на выходе (4) из ТВД; 4c-4d — вход и выход сопла на входе в турбину низкого давления (ТНД); 5a-5b — вход и выход диффузора на выходе (5) из ТНД; 1a — секция перед первой ступенью компрессора; 2a — секция после последней ступени компрессора; 3b — секция перед первой ступенью ТВД; 4a — секция после последней ступени ТВД; 4d — секция перед первой ступенью ТНД; 5a — секция после последней ступени ТНД

Преобразование теплоты в работу ГТД, работающего по циклу Брайтона (рис. 2), сопровождается значительными потерями мощности. В зависимости от параметров цикла [8, 9] эти потери в виде тепловой энергии, выделяемой в окружающую среду, могут превышать 60...70 % [7].

Изучая подходы к оптимизации (исправлению) [3-15] ГТД для полета, способные в достаточной степени решить указанную проблему, выявили, что такие подходы могут быть использованы для повышения эффективности термодинамического цикла реактивного двигателя [2, 4]. Эффективным подходом к решению проблемы, не связанной с дополнительным сжиганием топлива, является утилизация выхлопных газов ГТД [4-6].

*Цель настоящей работы* — создание сравнительной методологии математического моделирования термодинамического цикла работы ГТД и его рабочего цикла с рекуперацией и без; исследование предлагаемого конструктивно-компоновочного решения для теплообменника, участвующего в рекуперации выхлопных газов двигателя, с определением параметров эффективности его работы.

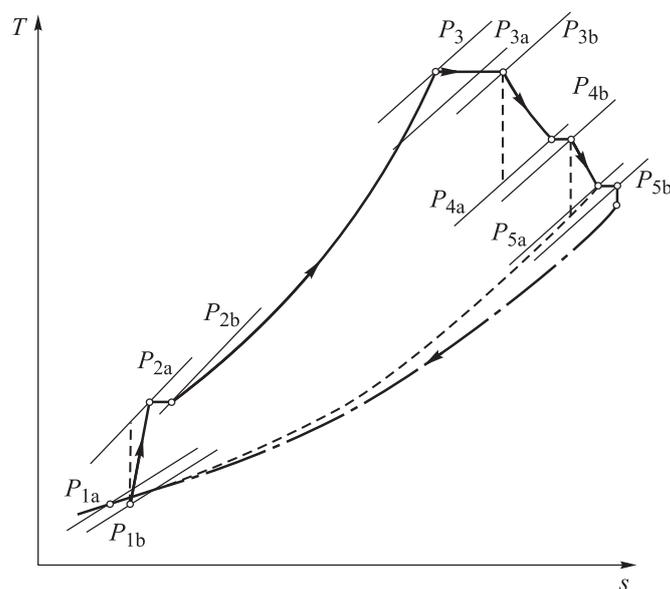


Рис. 2. Диаграмма  $T-s$  (цикл Брайтона) для ГТД без рекуперации

Для исследования взяты следующие параметры газовой турбины двигателя, работающего на номинальном режиме по условиям ISO:

Мощность двигателя на валу, МВт, не менее .....	32
КПД турбины, % .....	37
Расход уходящих газов, кг/с .....	102,3
Температура выхлопных газов, °С .....	507
Расход топлива (природный газ), кг/с .....	1,78
Частота вращения ротора, мин <sup>-1</sup> :	
газогенератора (максимальная) .....	7500
выходного вала (номинальная) .....	5714

**Формулы для традиционного газодинамического расчета по усредненным характеристикам в особых сечениях двигателя [10, 11].** Цель термодинамического исследования — определить все параметры и характеристики ГТД:

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} = \frac{c_p}{c_p - r}; \quad (1)$$

$$r = c_p - c_v = c_p - \frac{c_p}{\gamma} = c_p \frac{\gamma - 1}{\gamma} = mc_p, \quad (2)$$

где  $\gamma$  — удельный вес газа;  $r$  — постоянная характеристика воздуха,  $r = 0,278$  кДж/(кг · К);  $c_p$ ,  $c_v$  — удельная теплоемкость при постоянных давлении и объеме.

Приведем формулу для расчета плотности газа в различных точках:

$$\rho = \frac{P}{rT}, \quad (3)$$

где  $P$  — давление;  $T$  — температура.

Исходными параметрами являются элементарные условия (см. рис. 1, точка 1):  $V = 0$ ;  $H = 0$ ;  $P_{1a} = 1,013$  бар;  $T_1 = T_{1a} = 15$  °C = 288 К.

Расчетная оценка потерь давления воздуха во входном устройстве записывается в виде

$$\Delta P_{1b} = P_1 - \Delta P. \quad (4)$$

Потери давления воздуха во впускной секции рассчитываются по формуле

$$\Delta P = \Delta P_1 - \Delta P_2 - \Delta P_3, \quad (5)$$

где  $\Delta P_1$ ,  $\Delta P_2$ ,  $\Delta P_3$  — потери давления в воздушном фильтре, трубе и сопле на входе в компрессор соответственно.

Температура в последней ступени компрессора (см. рис. 1, точка 2a) определяется как

$$T_{2a} = T_1 + \frac{W_k}{\gamma r / (\gamma - 1)}, \quad (6)$$

где  $W_k$  — работа компрессора.

Давление после последней ступени ТВД (см. рис. 1, точка 4a) определяется из выражения

$$P_{4a} = \frac{P_3}{\Pi_T}, \quad (7)$$

где

$$\Pi_T = \frac{1}{\left(1 - \frac{W_t}{c_p T_{3b} \eta_T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (8)$$

— степень расширения газа в турбине [12–14] ( $W_t$  — реальная массовая работа ТНД;  $\eta_T$  — КПД турбины).

Для расчета давления после последней ступени ТНД (см. рис. 1, точка 5a) используется уравнение

$$P_{5a} - 0,015P_{5a} = P_5. \quad (9)$$

Полученные результаты в особых точках цикла ГТД при традиционном газодинамическом расчете приведены в таблице.

**Результаты традиционного газодинамического расчета параметров  
в особых точках цикла ГТД**

Точки цикла ГТД (см. рис. 1)	Давление, бар	Температура, К	Плотность, кг · м <sup>-3</sup>
1a — воздух только на входе в систему впуска компрессора	$P_{1a} = 1 \text{ атм} = 1,013$	$T_1 = 298$	$\rho_1 = 1,18$
1b — воздух перед первой ступенью компрессора	$P_{1b} = 0,992$	$T_{1b} = T_1 = 298$	$\rho_{1b} = 1,1844$
2a — воздух после последней ступени компрессора	$P_{2a} = 7,5$	$T_{2a} = 578$	$\rho_{2a} = 4,52$
2 — воздух перед камерой сгорания	$P_2 = 7,3$	$T_2 = T_{2a} = 578$	$\rho_2 = 4,4$
3 — газ после камеры сгорания	$P_3 = P_2 = 7,3$	$T_3 = 1250$	$\rho_3 = 2,03$
3a — газ перед первой ступенью ТВД	$P_{3b} = 7,23$	$T_{3b} = T_3 = 1250$	$\rho_{3b} = 2,015$
4a — газ после последней ступени ТВД	$P_{4a} = 2,86$	$T_{4a} = 964,4$	$\rho_{4a} = 1,03$
4d — газ перед первой ступенью ТНД	$P_{4d} = 2,83$	$T_{4d} = 964,4$	$\rho_{4d} = 1,02$
5a — газ после последней ступени ТНД	$P_{5a} = 1,028$	$T_5 = T_{5a} = 780$	$\rho_{5a} = 0,45$

Запишем уравнение реальной массовой работы ТНД:

$$W_t = (T_{4d} - T_{5a}) \frac{\gamma}{\gamma - 1} r. \quad (10)$$

Уравнение расхода газа

$$G_r = \frac{PU}{W_t \eta_H}, \quad (11)$$

где  $PU$  — полезная мощность на валу приемной машины;  $\eta_H$  — КПД ТНД.

Приведем уравнение расхода сжатого воздуха:

$$G_a = \frac{G_r}{q_r}, \quad (12)$$

где  $q_r$  — относительный массовый расход дымовых газов.

По особым точкам сечений двигателя и представленному газодинамическому расчету строится диаграмма  $T-s$  (цикл Брайтона) без рекупе-

рации (см. рис. 2) для основного цикла, используемого для характеристики термодинамической модели ГТД.

Уравнение КПД для ГТД имеет вид

$$\text{КПД} = \frac{W_t G_r}{PCI G_c}, \quad (13)$$

где  $G_r$  — массовый расход сгоревших газов;  $PCI$  — теплота сгорания топлива;  $G_c$  — массовый расход топлива.

Сравним результаты теоретических расчетов (исследований) осредненных по сечениям характеристик (числитель) и основных технических характеристик ГТД на номинальном режиме по условиям ISO (знаменатель):

$T_1 = 15^\circ\text{C} / 15^\circ\text{C}$  — температура воздуха на входе в компрессор;

$P_1 = 1,013 \text{ бар} / 1,013 \text{ бар}$ ,  $P_2 = 7,5 \text{ бар} / 7,5 \text{ бар}$  — давление воздуха на входе в компрессор и выходе из него;

КПД = 37 % / 35,86 %;

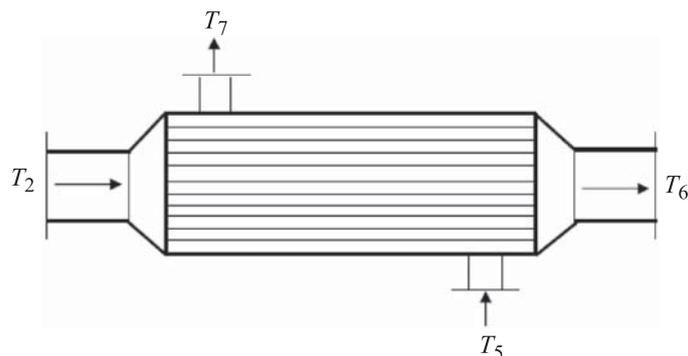
$\Omega_{\text{max}} = 7500 \text{ мин}^{-1} / 7500 \text{ мин}^{-1}$  — максимальная частота вращения ротора газогенератора;

$\Omega_{\text{min}} = 5714 \text{ мин}^{-1} / 5537,94 \text{ мин}^{-1}$  — минимальная частота вращения ротора выходного вала.

Отметим, что параметры ГТД близки друг к другу с небольшими изменениями КПД и работы турбин. Это связано с внешними факторами турбины такими, как изменение температуры, давления, влажности и пыли, и внутренними факторами, такими как качество топлива, производительность компрессора и других частей ГТД.

После газодинамического расчета параметров ГТД по осредненным значениям в его особых точках (сечениях) проводится аналогичный расчет с использованием рекуперации газа через теплообменник (рис. 3), который разработан по имеющимся данным о параметрах его работы специально для этого исследования и основан на предыдущих результатах. Затем проводится сравнение тепловых циклов без и с рекуперацией газов.

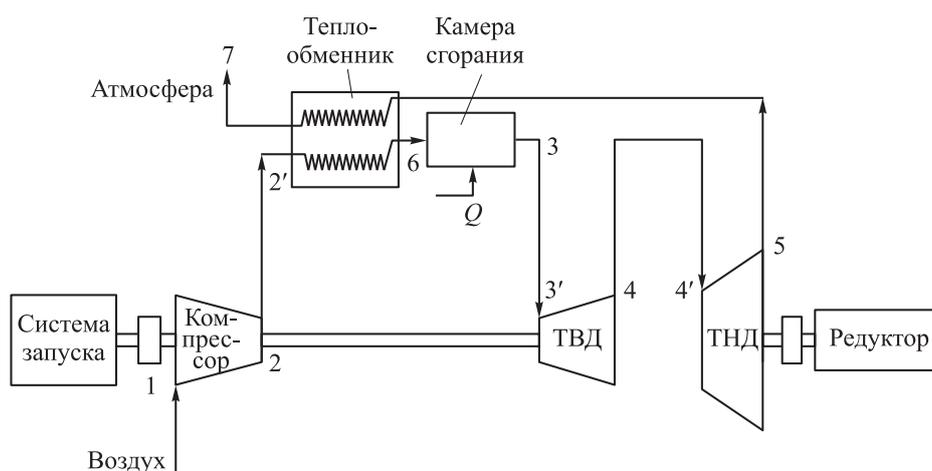
Теплообменники — это устройства для передачи теплоты между двумя жидкостями (потоками газов) при разных значениях температуры. Эти жидкости не смешиваются, а контактируют через поверхность теплообмена, посредством чего осуществляется передача теплоты [12]. Поверхность теплообмена называется разделительной стенкой, материал которой имеет высокие характеристики теплопроводности.



**Рис. 3.** Распределение температуры в теплообменнике:  
 $T_2$ ,  $T_6$  и  $T_7$ ,  $T_5$  — температура воздуха и выхлопных газов  
 на входе и выходе теплообменника соответственно

В приведенном исследовании используется газодинамический кожухотрубный теплообменник, который состоит из пучка трубок и кожуха. Этот тип теплообменника имеет несколько форм. Они характеризуются своей устойчивостью к температуре и давлению и простотой обслуживания, а также могут использоваться для поверхностей с высокими параметрами теплообмена, как в случае с ГТД. Такой теплообменник является наиболее распространенным в нефтегазовой отрасли.

Выхлопные газы ГТД протекают по трубам:  $T_2$  — поток воздуха подается на выход компрессора;  $T_6$  — подогретый воздух подается на вход (6) в камеру сгорания;  $T_5$  — вход выхлопных газов;  $T_7$  — выход (7) выхлопных газов и смешивание с воздухом атмосферы. Общая схема работы ГТД и теплообменника приведена на рис. 4.



**Рис. 4.** Общая схема работы ГТД и теплообменника (2'-4' — вход в теплообменник, ТВД, ГНД соответственно; 1-5 — см. рис. 1)

**Параметры двух потоков воздуха (газа) в теплообменнике**

Температура на входе в теплообменник, К:

выхлопных газов $T_{ce} = T_5$ .....	780
сжатого воздуха $T_{fe} = T_2$ .....	578

Расход в трубках теплообменника, кг · с<sup>-1</sup>:

газа .....	153,18
сжатого воздуха $G_a$ .....	164,32

Удельная теплоемкость при постоянном давлении, кДж/(кг · К):

газа $c_{pг}$ .....	1,125
сжатого воздуха $c_{pa}$ .....	1,045

**Расчет температуры двух потоков воздуха (газа) на выходе теплообменника.** Из основного уравнения изменения температуры ( $Q$ ) при постоянном давлении имеем:

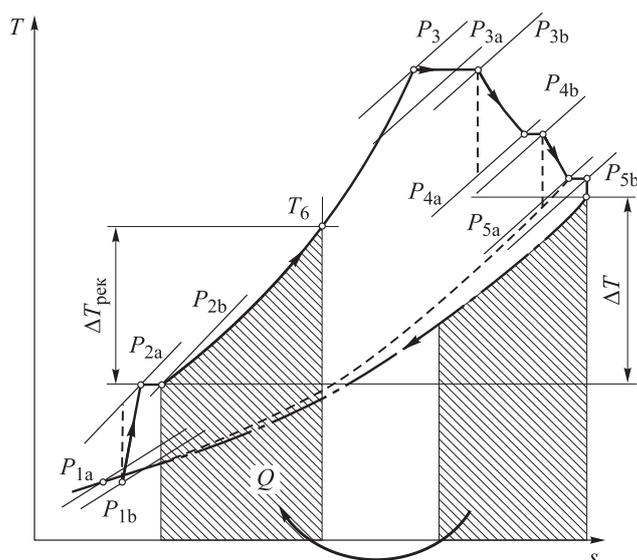
$$dQ = mc_p dT; \tag{14}$$

$$\Phi = G_{г}c_{pг}(T_{ce} - T_7), \quad T_7 = 665 \text{ К}; \tag{15}$$

$$\Phi = G_a c_{pa}(T_6 - T_{fe}), \quad T_6 = 706 \text{ К}, \tag{16}$$

где  $\Phi$  — обменный поток между двумя жидкостями;  $G_{г}$  — поток газа в корпусе рекуператора;  $G_a$  — расход сжатого воздуха в трубках рекуператора.

Для сравнения на рис. 5 показана диаграмма  $T$ - $s$  ГТД с рекуперацией.



**Рис. 5.** Диаграмма  $T$ - $s$  для ГТД с рекуперацией

Визуальный анализ диаграмм  $T-s$  для ГТД без и с рекуперацией показывает, что в результате использования тепловой энергии выхлопных газов происходит повышение эффективности теплового цикла за счет перехода части затрачиваемой (выбрасываемой из сопла двигателя) тепловой энергии во внутреннюю площадь цикла, характеризующую количество (площадь) полезной энергии.

**Заключение.** Использование рекуперации выхлопных газов ГТД привело к изменению формы теплового цикла с увеличением его площади за счет количества рекуперированной тепловой энергии. В результате рекуперации выхлопных газов получен улучшенный тепловой цикл ГТД (повышена температура и энтропия), что приводит к увеличению КПД.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Филинов Е.П. и др. Теоретическая максимальная эффективность ГТД традиционных схем на основе математического моделирования. *Вестник УГАТУ*, 2016, т. 20, № 1, с. 86–95.
- [2] Матвеев В.Н., Попов Г.М., Горячкин Е.С. Оптимизация углов установки лопаточных венцов многоступенчатого компрессора высокого давления ГТД. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2013, т. 15, № 6 (4), с. 929–936.
- [3] Dobrovicescu A., Feidt M., Grosu L., et al. Analyse du comportement réel et de l'optimisation structurelle des cycles de turbines à gaz. *Congrès Français de Thermique SFT2011*, 2011, vol. 2, pp. 801–806.
- [4] Feidt M., Costea M., Postelnicu V. Comparaison entre le cycle simple de Brayton avec apport thermique imposé et avec contrainte de température maximale. *Oil Gas Sc. Technol.*, 2006, vol. 61, no. 2, pp. 237–245. DOI: <https://doi.org/10.2516/ogst:2006017x>
- [5] Попов Г.М., Горячкин Е.С., Новикова Ю.Д. Многокритериальная оптимизация рабочего процесса осевого компрессора газотурбинного двигателя с учетом многорежимности его работы. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2017, т. 19, № 1, с. 98–106.
- [6] Соколов М.А., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В. и др. Предварительное исследование закономерностей изменения эффективного КПД турбовальных двигателей различных схем с регенерацией тепла и промежуточным охлаждением рабочего тела. *Вестник СГАУ*, 2011, № 3-4, с. 21–29.
- [7] Chen L., Zheng J., Sun F., et al. Optimum distribution of hex inventory for power density optimization of an endoreversible closed Brayton cycle. *J. Phys. D.: Appl. Phys.*, 2001, vol. 34, no. 3, pp. 422–427. DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/34/3/329>
- [8] Feidt M. Optimisation d'un cycle de Brayton moteur en contact avec des capacités thermiques finies. *Rev. Gén. De Therm.*, 1996, vol. 35, no. 662–666. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0035-3159\(96\)80063-8](https://doi.org/10.1016/S0035-3159(96)80063-8)

- [9] Frangopoulos C.A., Dimopoulos G.G. Effect of gas-properties evaluation method on the optimum point of gas turbine cycles. *Int. J. Thermodyn.*, 2005, vol. 8, no. 2, pp. 95–102.
- [10] Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И. и др. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. М., Машиностроение, 1987.
- [11] Cleynen O. *Thermodynamique de l'ingénieur*. Lyon, Framabook, 2018.
- [12] Казанджан П.К., Кузнецов А.В. Турбовинтовые двигатели. М., Воениздат, 1961.
- [13] Омар Х.Х., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных турбовальных газотурбинных двигателей за счет утилизации тепла. *Вестник УГАТУ*, 2020, т. 24, № 3, с. 83–89.
- [14] Шляхтенко С.М., ред. Теория воздушно-реактивных двигателей. М., Машиностроение, 1975.
- [15] Радин Д.В., Макарьянц Г.М. Разработка и экспериментальное исследование динамических характеристик адаптивного гасителя пульсаций давления для топливной системы газотурбинного двигателя. *Труды МАИ*, 2020, № 112.  
DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-09>

**Бенмунах Абдеррезак** — аспирант кафедры «Механика и сопротивление материалов» ИРННТУ (Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Лермонтова, д. 83).

**Занабили Гази** — аспирант кафедры «Технологии и оборудование машиностроительных производств» ИРННТУ (Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Лермонтова, д. 83).

**Говорков Алексей Сергеевич** — канд. техн. наук, директор Института информационных технологий и анализа данных ИРННТУ (Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Лермонтова, д. 83).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Бенмунах А., Занабили Г., Говорков А.С. Рекуперация авиационных газотурбинных двигателей для решения проблем наземного транспорта и энергетики. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 4 (143), с. 19–32.  
DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-4-19-32>

**RECUPERATION OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES TO SOLVE PROBLEMS LAND TRANSPORT AND ENERGY**

**A. Benmunach**

rezakb70@gmail.com

**G. Zanabili**

ghazi.zanabili@gmail.com

**A.S. Govorkov**

govorkov\_as@ex.istu.edu

**INRTU, Irkutsk, Russian Federation**

### Abstract

The article presents an example of recuperation of aircraft gas turbine engines (GTE), adapted for use on ground conditions, used both for pipeline transportation of liquid, and gas forms which are oil or gas pipelines, and for power engineering. GTE due to its advanced qualities, such as compactness, specific energy intensity, throttle response, etc., have found a wide application in the form of power units for ground-based purposes. However, questions remain about their reliability and durability under these conditions, one of the approaches for solving these issues is the recuperation of the working process of the aircraft GTE. The paper presents a methodology for the implementation of a variant of the structural layout for recuperation of the power plant for the presented type. The principle of recuperation a GTE consists of the application of methods for converting, transferring, or redirecting heat in engine units. Thus the goal of the presented work is to create a comparative methodology for mathematical modeling of the known thermodynamic cycle of operation of a GTE and cycle with recuperation. The proposed research is aimed to study the option of using the energy of engine exhaust gases through a specially designed (selected) heat exchanger, the main work is the recognition and calculation of the actual state of the thermal potential in the engine, as well as the possibility of using the engine parameters averaged over the section to build a mathematical model for analyzing the performance of GTE cycles with or without heat recovery.

### Keywords

*Gas turbine engines, recuperation, compressor, combustion chamber, turbine, output device*

Received 22.11.2021

Accepted 04.04.2022

© Author(s), 2022

---

### REFERENCES

- [1] Krupenich I.N., Tkachenko A.Yu., Filinov E.P., et al. The efficiency limits of the traditional gas turbine engines. *Vestnik UGATU* [Vestnik USATU], 2016, vol. 20, no. 1, pp. 86–95 (in Russ.).
- [2] Matveev V.N., Popov G.M., Goryachkin E.S. Optimization stagger angles of blade rows of a multistage high pressure compressor. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia RAS SamSC], 2013, vol. 15, no. 6 (4), pp. 929–936 (in Russ.).
- [3] Dobrovicescu A., Feidt M., Grosu L., et al. Analyse du comportement réel et de l'optimisation structurelle des cycles de turbines à gaz. *Congrès Français de Thermique SFT2011*, 2011, vol. 2, pp. 801–806.

- [4] Feidt M., Costea M., Postelnicu V. Comparaison entre le cycle simple de Brayton avec apport thermique imposé et avec contrainte de température maximale. *Oil Gas Sc. Technol.*, 2006, vol. 61, no. 2, pp. 237–245. DOI: <https://doi.org/10.2516/ogst:2006017x>
- [5] Popov G.M., Goryachkin E.S., Novikova Yu.D. Multicriteria optimization of the working process of axial compressor of gas turbine engine taking into account its multimode operation. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN [Izvestia RAS SamSC]*, 2017, vol. 19, no. 1, pp. 98–106 (in Russ.).
- [6] Sokolov M.A., Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., et al. Preliminary study of principles of effective efficiency change of turboshaft engines of various schemes with heat recovery and intermediate cooling of working medium. *Vestnik SGAU [Vestnik USATU]*, 2011, no. 3-4, pp. 21–29 (in Russ.).
- [7] Chen L., Zheng J., Sun F., et al. Optimum distribution of HEX inventory for power density optimization of an endoreversible closed Brayton cycle. *J. Phys. D.: Appl. Phys.*, 2001, vol. 34, no. 3, pp. 422–427. DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/34/3/329>
- [8] Feidt M. Optimisation d'un cycle de Brayton moteur en contact avec des capacités thermiques finies. *Rev. Gén. De Therm.*, 1996, vol. 35, no. 662–666. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0035-3159\(96\)80063-8](https://doi.org/10.1016/S0035-3159(96)80063-8)
- [9] Frangopoulos C.A., Dimopoulos G.G. Effect of gas-properties evaluation method on the optimum point of gas turbine cycles. *Int. J. Thermodyn.*, 2005, vol. 8, no. 2, pp. 95–102.
- [10] Akimov V.M., Bakulev V.I., Kurziner R.I., et al. Teoriya i raschet vozdušno-reaktivnykh dvigateley [Theory and calculation of air jet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987.
- [11] Cleyngen O. Thermodynamique de l'ingénieur. Lyon, Framabook, 2018.
- [12] Kazandzhan P.K., Kuznetsov A.V. Turbovintovye dvigateli [Turbo engines]. Moscow, Voenizdat Publ., 1961.
- [13] Omar Kh.Kh., Kuzmichev V.S., Tkachenko A.Yu. Improving the efficiency of aviation turbo-shaft gas turbine engine by using heat recovery. *Vestnik UGATU [Vestnik USATU]*, 2020, vol. 24, no. 3, pp. 83–89 (in Russ.).
- [14] Shlyakhtenko S.M., ed. Teoriya vozdušno-reaktivnykh dvigateley [Theory of air jet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [15] Radin D.V., Makaryants G.M. Developing and experimental studying of dynamic characteristics of adaptive pressure pulsation dampener for the gas turbine engine fuel system. *Trudy MAI*, 2020, no. 112 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-09>

**Benmunach A.** — Post-Graduate Student, Department of Mechanics and Strength of Materials, INRTU (Lermontova ul. 83, Irkutsk, 664074 Russian Federation).

**Zanabili G.** — Post-Graduate Student, Department of Technologies and Equipment of Machine-Building Industries, INRTU (Lermontova ul. 83, Irkutsk, 664074 Russian Federation).

**Govorkov A.S.** — Cand. Sc. (Eng.), Director of the Institute of Information Technologies and Data Analysis, INRTU (Lermontova ul. 83, Irkutsk, 664074 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Benmunach A., Zanabili G., Govorkov A.S. Recuperation of aircraft gas turbine engines to solve problems land transport and energy. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 4 (143), pp. 19–32 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-4-19-32>