

## Транспортные системы Transport systems

Научная статья

Статья в открытом доступе

УДК 62-112.9

doi: 10.30987/2782-5957-2022-9-22-29

### УВЕЛИЧЕНИЕ ТЯГИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПУТЕМ МОДЕРНИЗАЦИИ СОПЛОВОГО БЛОКА

Александр Геннадьевич Магдин<sup>1✉</sup>, Алексей Дмитриевич Припадчев<sup>2</sup>, Александр Алексеевич Горбунов<sup>3</sup>, Дмитрий Сергеевич Солдатов<sup>4</sup>

<sup>1, 2, 3, 4</sup> Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

<sup>1</sup> magdin.sasha@yandex.ru; <https://orcid.org/0000-0002-6583-5231>

<sup>2</sup> apripadchev@mail.ru; <https://orcid.org/0000-0003-1751-2478>

<sup>3</sup> gorbynovaleks@mail.ru; <https://orcid.org/0000-0001-8120-2015>

<sup>4</sup> merfan15@mail.ru

#### Аннотация

Цель исследования – возможность увеличения тяги турбореактивного двигателя, за счет модернизации соплового блока путем установки на корпус двигателя внешнего контура кольцевой камеры, выполняющего роль сопла. Задача, решению которой посвящена статья – путем модернизации серийно-выпускающегося двигателя добиться получения нового изделия с более высокими режимными параметрами работы при минимальных затратах. Новизна заключается во внедрении кольцевой камеры в уже имеющиеся двигатели, стоящие на серийном выпуске, посредством чегократно снижаются затраты на производство абсолютно

нового изделия обладающего большей тягой. В процессе исследования был получен ряд теоретических преимуществ нового изделия на базе серийно-выпускающегося двигателя, в числе которых увеличенная тяга при минимальном изменении массы агрегата, а также экономическая выгода производства таких агрегатов при минимальной переналадке производства. На этапе теоретического исследования данной темы дооснащенный двигатель с кольцевой камерой имеет ряд преимуществ перед базовым двигателем, взятым за основу.

**Ключевые слова:** тяга, двигатель, форсажная камера, аппарат, скорость, сопло, блок.

Ссылка для цитирования:

Магдин А.Г. Увеличение тяги турбореактивного двигателя путем модернизации соплового блока / А.Г. Магдин, А.Д. Припадчев, А.А. Горбунов, Д.С. Солдатов // Транспортное машиностроение. – 2022. - № 9. – С. 22 – 29. doi: 10.30987/2782-5957-2022-9-22-29.

Original article

Open Access Article

### THRUST AUGMENTATION OF THE TURBOJET ENGINE BY UPGRADING THE NOZZLE CLUSTER

Aleksandr Gennadyevich Magdin<sup>1✉</sup>, Aleksey Dmitrievich Pripadchev<sup>2</sup>, Aleksandr Alekseevich Gorbunov<sup>3</sup>, Dmitry Sergeevich Soldatov<sup>4</sup>

<sup>1, 2, 3, 4</sup> Orenburg State University, Orenburg, Russia

<sup>1</sup> magdin.sasha@yandex.ru; <https://orcid.org/0000-0002-6583-5231>

<sup>2</sup> apripadchev@mail.ru; <https://orcid.org/0000-0003-1751-2478>

<sup>3</sup> gorbynovaleks@mail.ru; <https://orcid.org/0000-0001-8120-2015>

<sup>4</sup> merfan15@mail.ru

#### Abstract

The study objective is the possibility of thrust augmentation of a turbojet engine due to upgrading the nozzle cluster by installing an external duct of the an-

nular combustor on the engine case, acting as a nozzle. The problem to which the article is devoted is to get a new product with higher operating parameters at mini-

mal cost by upgrading a mass-produced engine. The novelty of the work is in the introduction of an annular combustor into existing engines that are in serial production, thereby reducing the cost of producing a completely new product with greater thrust. During the research, a number of theoretical advantages of a new product based on a mass-produced engine are obtained, including increased thrust with minimal change in its

weight, as well as the economic benefits of producing such units with minimal production changeover. At the stage of theoretical research of this topic, a retrofitted engine with an annular combustor has a number of advantages over the standard engine taken as a basis.

**Keywords:** thrust, engine, augmentor, apparatus, speed, nozzle cluster.

*Reference for citing:*

*Magdin AG, Pripadchev AD, Gorbunov AA, Soldatov DS. Thrust augmentation of the turbojet engine by upgrading the nozzle cluster. Transport Engineering. 2022; 9:22 – 29. doi: 10.30987/2782-5957-2022-9-22-29.*

## Введение

В истории развития авиационной и ракетной промышленности все более актуальными становятся исследования в сфере модернизации и оптимизации двигательных установок [1-3]. В данной работе предстоит предложить и теоретически обосновать метод модернизации турбореактивного двигателя, за счет которого будет увеличена тяга двигательной установки (ДУ). Тяга – это один из наиболее важных технических параметров реактивного двигателя, от значения которого, в том числе, зависит режим работы ДУ.

Установка кольцевой камеры будет осуществляться сваркой трением, сварка трением – это разновидность фрикционной сварки, соединение деталей происходит благодаря разогреву по средствам трения детали в зоне сварки и ее перемешиванием. После погружения стержень движется вдоль зоны сварки, перемешивая разогретый металл, образуя после остывания прочное соединение. При этом металл в области шва нагревается до температуры, составляющей 80% от температуры плавления материала свариваемых деталей, при этой температуре металл приходит в состояние сверх пластичности.

Сварка трением обладает большим количеством преимуществ перед другими видами сварки:

- маленький расход энергии
- нет необходимости в особой подготовке кромок
- высокая прочность сварного шва
- при сварке не образуется токсичных газов и других вредных выделений
- не нужна обработка после сварки
- нет дополнительных расходных материалов (электроды, флюсы, газы).

Рассматривать данный вопрос будем на примере типового турбореактивного двигателя, представленного на рис. 1, который включает в себя входное устройство, компрессор, камеру сгорания (КС), а также турбину и выходное устройство. В общем случае принцип его работы заключается в следующем, входное устройство обеспечивает подвод воздуха к компрессору, а также повышает значение давления на входе и в самом компрессоре. Ротор, посредством вращающихся лопаток, закручивает воздух, тем самым обеспечивает его сжатие. В камере сгорания располагается запальное устройство, за счет которого происходит воспламенение смеси. В начале камеры сгорания расположена жаровая труба, а в носовой части форсунки с завихрителями. Компрессор начинает функционировать за счет газовой турбины. Выпускное устройство представлено в виде трубы внутреннего конуса реактивного сопла.

Для того что бы понимать, каким образом можно воздействовать на тягу, необходимо обратить внимание на формулу, показывающую зависимость величины тяги от различных параметров.

Сила тяги определяется формулой:

$$P = av_a + S(p_a - p_H), \quad (1)$$

где  $a$  – массовый расход продуктов сгорания;  $S$  – площадь выходного сечения сопла;  $p_H$  – давление окружающей среды;  $p_a$  – давление продуктов сгорания на выходе из сопла;  $v_a$  – скорость истечения газа из сопла.

На изменение величины тяги в современных газотурбинных двигателях в

большей мере влияют параметры, входящие в состав термодинамического цикла, а также суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре. Исходя из этого вытекает следующая проблема, вышеперечисленные параметры имеют свои определенные предельные значения, кото-

рые на данный момент не представляется возможным преодолеть, ввиду отсутствия современных конструкционных и композиционных материалов, которые были бы способны выдерживать подобные сверхвысокие нагрузки.



Рис.1. Конструкция турбореактивного двигателя

Fig. 1. Turbojet engine design

Именно по этим причинам, на сегодняшний день, современное двигателестроение развивается во всех плоскостях оптимизации процессов, способных решить эти вопросы и позволить двигателям работать на других уровнях своих возможностей. Работы идут в самых различных направлениях, таких как двухконтурность, форсажная камера, сопло Лавала и так да-

лее [4-9]. Процесс исследования данного вопроса не останавливается, поскольку он имеет большую значимость в авиационной промышленности и, соответственно, как никогда актуален на сегодняшний день. В данной статье мы предлагаем рассмотреть теоретический способ увеличения тяги двигателя за счет видоизменения конструкции соплового блока [18].

### Предполагаемое решение

Предлагаемая нами концепция модернизации уже существующих серийно выпускающихся турбореактивных двигателей звучит следующим образом: на наружную поверхность (КС) устанавливается кольцевая камера, которая сообщается с КС с помощью соединительного устройства, кольцевая камера имеет обтекаемую

аэродинамическую форму, за счет чего снижается лобовое сопротивление и нивелируется потеря тяги. Модель такого двигателя представлена на рис. 2 [17]. Такое решение может быть использовано при создании как ракетных, так и авиационных двигателей [25].

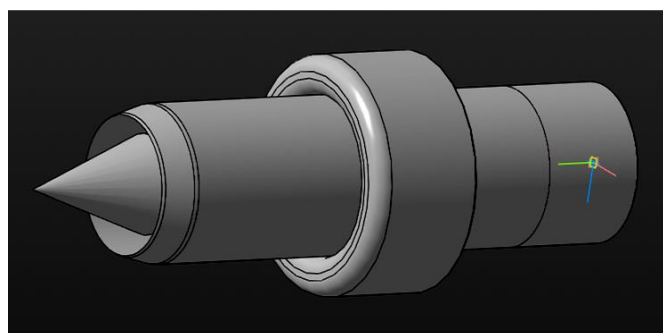


Рис. 2. Модель двигателя с внешней кольцевой камерой

Fig. 2. Engine model with external annular chamber

### Обоснование работы внешнего модуля

Кольцевая камера, установленная на наружной поверхности КС, соединяется с двигателем с помощью соединительного устройства – патрубков, которые расположены по периметру КС [23]. Ось каждого

патрубка направлена под определенным углом к силовой стенке. Силовая стенка – передняя стенка кольцевой камеры, образующая полуокружность, с обратной же стороны стенка отсутствует (рис. 3).

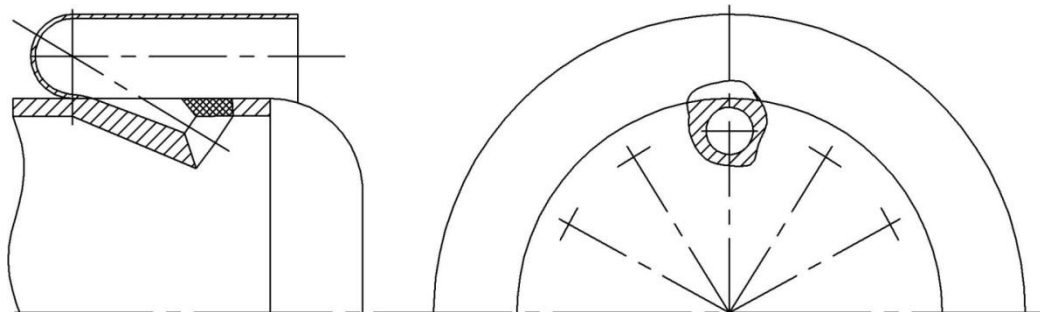


Рис. 3. Схема соплового блока  
Fig. 3. Scheme of the nozzle block

Силовая оболочка камеры сгорания двигателя используется в качестве внутренней стенки кольцевой камеры. Такое решение позволяет снизить вес конструкции и удешевить модернизацию двигателей. Необходимостью будет теплоизоляция внутренней поверхности кольцевой камеры, а в патрубках – установка вкладышей из графита – эрозионностойкого материала [19-22]. Все это необходимо для обеспечения работоспособности и долговечности сопла, ведь воздействие больших температур от сгорания топлива и газовых потоков негативно влияет на детали двигателя.

Патрубки располагаются по периметру КС, оси сечений патрубков направлены в сторону силовой стенки кольцевой камеры. Задача патрубков – обеспечение равномерного заполнения сопла продуктами сгорания топлива, истекающими из камеры сгорания. В зависимости от величины секундного расхода воздуха и диаметра проходного сечения определяется количество и расположение патрубков в камере сгорания.

По итогу мы получаем большую тягу на выходе, так как величина рабочего давления в камере сгорания остается постоянной, но при этом теперь часть рабочего тела реализуется через патрубки в сопло в виде кольцевой камеры, а часть по-прежнему идет на работу турбин и тягу через основное сопло.

Необходимо рассмотреть зависимость величины тяги от различных параметров двигателя, для этого разберемся, какую зависимость имеют параметры, составляющие формулу (1).

Массовый расход продуктов сгорания определяется формулой:

$$a = A_n \mu_c \frac{p_k F}{\sqrt{RT_{oc}}}, \quad (2)$$

где  $\mu_c$  – коэффициент расхода сопла;  $R$  – газовая постоянная;  $F$  – площадь критического сопла;  $p_k$  – полное давление продуктов сгорания в конце камеры;  $T_{oc}$  – температура;

$$A_n = \sqrt{n \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}, \quad (3)$$

где  $n$  – коэффициент адиабаты.

Система трех линейных уравнений позволяет найти зависимости отклонения тяги двигателя от независимых переменных. [10-16, 24]

Практические результаты предлагаемой модели были получены путем симуляции в аэродинамической трубе (рис. 4.).

Эксперименты, проводимые в рижском институте гражданской авиации на двухкамерном ракетном твердотопливном двигателе (РДТТ), подтвердили возможность получения увеличения тяги на 20 %.

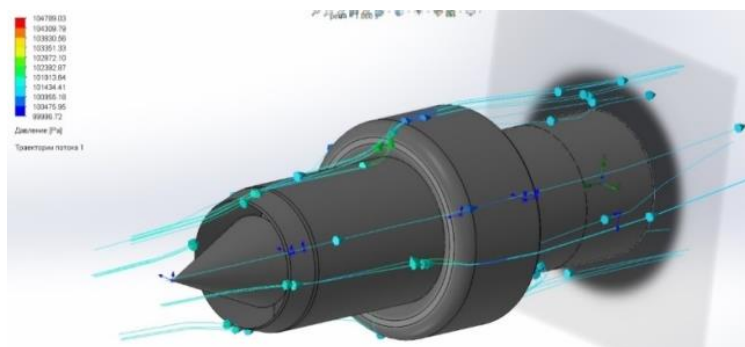


Рис. 4. Симуляция модели в аэродинамической трубе  
 Fig. 4. Model simulation in a wind tunnel

## Заключение

Резюмируя данную работу можно сделать ряд выводов, положительно сказывающихся на авиационном двигателестроении:

1) За основу берется двигатель, стоящий на серийном производстве, который дооснащается кольцевой камерой, за счет чего имеется экономическая выгода, нежели перенастраивать производство на абсолютно новое изделие.

2) За счет увеличения тяги, достигаемой путем дооснащения двигателя, снижаются общие требования к агрегату, за счет чего увеличивается ресурс использования двигателя.

3) Кольцевая камера устанавливается с учетом того, что ее внутренняя стенка будет смежной с камерой сгорания, за счет чего разница в массе будет незначительной, по сравнению с прибавкой к эксплуатационным параметрам.

## СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Trefthy C.J. Hypersonic engine technology. NASA Lewis Research Center. 1996;10:679.
2. Скоростные самолеты. М.: АСТ, Астрель, 2017. 426 с.
3. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. М.: Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т.IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др.; Под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса и В.А. Сосунова. М., 2010. 720 с.
4. Склярова А.П., Горбунов А.А., Зиненков Ю. В., Агульник А. Б., Вовк М. Ю. Поиск оптимальной силовой установки для повышения эффективности маневренного самолёта. Вестник Московского авиационного института. 2020;27(4):181-191. doi: 10.34759/vst-2020-4-181-191
5. Омар Х.Х., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения рекуператора. Вестник Московского авиационного института. 2020;27():133-146. doi: 10.34759/vst-2020-4-133-146
6. Омар, Х.Х.О. Повышение эффективности авиационных турбовальных газотурбинных двигателей за счёт утилизации тепла / Х.Х.О. Омар, В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко // Вестник УГАТУ. - 2020. - Т 24, No 3. - С.83-89.
7. Association Of European Airlines: Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements. Brussel: AEA, 1989 (G(T)5656)
8. Zhang C., Gummer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. Applied Thermal Engineering. 2019;154:548–561. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
9. 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;66:139–153. doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.07.017
10. Фокин Д.Б., Луковников А.В., Сунцов П.С. Особенности математического моделирования рабочего процесса двухрежимных гиперзвуковых воздушно-реактивных двигателей. Вестник Московского авиационного института. 201;18(2):137145.
11. Egorov I.N., Kretinin G.V., Kostjuk S.S., Leshchenko I.A., Babi U.I. The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gasturbine engines flow passage components. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2001;123(3):495-501. doi: 10.1115/1.1285841
12. Омар, Х.Х.О. Влияние регенерации теплоты на оптимальные значения параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя в системе вертолёт / Х.Х.О. Омар, В.С. Кузьмичев, Загребельный А.О., Григорьев В.А.// Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая

- техника, технологии и машиностроение. - 2020. - Т. 19, No 4. - С. 43-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-43-57.
13. Эзрохи Ю.А., Фокин Д.Б., Нягин П.В. Применение методов математического моделирования для оценки характеристик двухконтурного турбореактивного двигателя с общей форсажной камерой. Вестник Московского авиационного института. 2020;27(2):99-111. doi: 10.34759/vst-2020-2-99-111.
  14. Filinov E., Tkachenko A., Omar N.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 2nd International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSE 2018). 2018;220. doi: 10.1051/mateconf/201822003010
  15. Богданов В.И. Исследования по реализации пульсирующих рабочих процессов в реактивных двигателях. Вестник Московского авиационного института. 2017;24(4):100-109.
  16. Bowman C.L., Felder J.L., Marien T.V. Turbo- and hybrid-electrified aircraft propulsion concepts for commercial transport. AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium – EATS'2018 (12-14 July 2018; Cincinnati, OH, United States). AIAA 2018-4984. doi: 10.2514/6.2018-4984
  17. Лохтин О.И., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Методика создания 3D-модели летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем. Вестник Московского авиационного института. 2020;27(2):131-139. doi: 10.34759/vst-2020-2-131-139
  18. Xie G.N., Sunden B., Wang Q.W. Optimization of compact heat exchangers by a genetic algorithm. Applied Thermal Engineering. 2008;28(8-9):895-906. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2007.07.008
  19. Серебренникова Н.Ю., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ерасов В.С., Каширин В.В. Гибридные

- слоистые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов применительно к панелям крыла самолета //Авиационные материалы и технологии. 2016. No 3. С. 3-8.
20. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997;69(6):518-526. doi: 10.1108/00022669710185977
  21. Климов В.Н., Козлов Д.М. Современные авиационные конструкционные сплавы : учеб. пособие. Самара: Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева, 2017. 40 с. ISBN 978-5-7883-1135-7.
  22. Савин С.П. Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21. Известия Самарского научного центра РАН. 2012;4-2:686-693.
  23. Насонов Ф.А., Морозов Б.Б., Бухаров С.В. К вопросу о ремонте отверстий под разъемные соединения в изделиях из углепластика с помощью установки стеклопластиковой втулки // Наука и технологии. Том 1. Материалы XXXVI Всероссийской конференции, посвященной памяти референта МСНТ Н.Н. Ершовой. - М.: РАН, 2016. С. 91 - 100.
  24. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн. Кн. 1 / Под ред. Дж. Любина; пер. с англ. А. Б. Геллера, М. М. Гельмонта. Москва : США, 1988. 448 с. ISBN 5-217-00225-5.
  25. Химич А.В. Конструктивное исполнение головных обтекателей. Мат. всеросс. науч.-методич. конф. Университетский комплекс как региональный центр образования, науки и культуры. Оренбург: Изд-во Оренбургского гос. ун-та, 2016. С. 263-268.

## REFERENCES

1. Trefhy SJ. Hypersonic engine technology. NASA Lewis Research Center. 1996;10:679.
2. High-speed aircraft. Moscow: AST, Astrel; 2017.
3. Skibin VA, Solonin VI, Temis YuM. Mechanical Engineering. Planes and helicopters. Aircraft engines. In: Frolov KV, editor. Mechanical engineering: encyclopedia. Moscow; 2010.
4. Sklyarova AP, Gorbunov AA, Zinenkov YuV, Agulnik AB, Vovk MYu. Search for the optimal power plant to increase the efficiency of a maneuverable aircraft. Vestnik of Moscow Aviation Institute. 2020;27(4):181-191. doi: 10.34759/vst-2020-4-181-191
5. Omar KhKh, Kuzmichev VS, Tkachenko AYu. Improving the efficiency of aviation dual-circuit turbojet engines through the use of a recuperator. Vestnik of Moscow Aviation Institute. 2020;27():133-146. doi: 10.34759/vst-2020-4-133-146
6. Omar KhKh, Kuzmichev VS, Tkachenko AYu. Improving the efficiency of aviation turboshaft gas turbine engines due to heat recovery. Vestnik USATU. 2020;24(3):83-89.
7. Association of European Airlines: Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements. Brussel: AEA; 1989 (G(T)5656).
8. Zhang C, Gummer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. Applied Thermal Engineering. 2019;154:548-561. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
9. Kim M, Ha MY, Min JK. 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;66:139-153. doi: 10.1016/J.ijheatmasstransfer.2013.07.017
10. Fokin DB, Lukovnikov AV, Suntsov PS. Features of mathematical modeling of the workflow of dual-

- mode hypersonic jet engines. Vestnik of Moscow Aviation Institute. 201;18(2):137145.
11. Egorov IN, Kretinin GV, Kostiuk SS, Leshchenko IA, Babi U.I. The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gasturbine engines flow passage components. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2001;123(3):495-501. doi: 10.1115/1.1285841
  12. Omar KhKh, Kuzmichev VS, Zagrebelny AO, Grigoriev VA The influence of heat regeneration on the optimal values of the operation parameters of a gas turbine engine in a helicopter system. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering. 2020;19(4):43-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-43-57.
  13. Ezrokhi YuA, Fokin DB, Nyagin PV. Application of mathematical modeling methods to evaluate the characteristics of a double-flow turbojet engine with a common afterburner. Vestnik of Moscow Aviation Institute. 2020;27(2):99-111. doi: 10.34759/vst-2020-2-99-111.
  14. Filinov E, Tkachenko A, Omar KhKh, 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;220. doi: 10.1051/mateconf/201822003010
  15. Bogdanov VI. Research on the implementation of pulsating processes in jet engines. Vestnik of Moscow Aviation Institute. 2017;24(4):100-109.
  16. Bowman CL, Felder JL, Marien TV. Turbo- and hybrid-electrified aircraft propulsion concepts for commercial transport. AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium – EATS'2018; 2018 July 12-14; Cincinnati, OH, United States): AIAA 2018-4984. doi: 10.2514/6.2018-4984
  17. Lokhtin OI, Raznoschikov VV, Averkov IS. Technique for creating a 3D model of an aircraft with a ramjet engine. Vestnik of Moscow Aviation Institute. 2020;27(2):131-139. doi: 10.34759/vst-2020-2-131-139
  18. Xie GN, Sunden B, Wang QW. Optimization of compact heat exchangers by a genetic algorithm. Applied Thermal Engineering. 2008;28(8-9):895–906. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2007.07.008
  19. Serebrennikova NYu, Antipov VV, Senatorova OG, Yerasov BS, Kashirin VV. Hybrid layered materials based on aluminum-lithium alloys applied to aircraft wing panels. Aviation Materials and Technologies. 2016;3:3-8.
  20. Egorov IN, Kretinin GV, Leshchenko IA. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997;69(6):518-526. doi: 10.1108/00022669710185977
  21. Klimov VN, Kozlov DM. Modern aviation structural alloys: textbook. Samara: Samara National Research University; 2017.
  22. Savin SP. Application of modern polymer composite materials in the design of aircraft of MS-21 type. Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences. 2012;4-2:686-693.
  23. Nasonov FA, Morozov BB, Bukharov SV. On the issue of repairing holes for detachable joints in carbon fiber products by installing a fiberglass sleeve. Science and Technology: Proceedings of the XXXVI All-Russian Conference dedicated to the memory of Ershova NN. Moscow: RAS; 2016.
  24. Lubin J, editor. Handbook of Composite Materials. Moscow: USA; 1988.
  25. Khimich AV. Constructive design of the heat shields. University complex as a regional center of education, science and culture: Proceedings of All-Russian Scientific and Methodica Conference. Orenburg: Publishing House of Orenburg State University; 2016. p. 263-268.

### Информация об авторах:

**Магдин Александр Геннадьевич** – кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры летательных аппаратов Аэрокосмического института Оренбургского государственного университета, тел. +79128447038, e-mail: magdin.sasha@yandex.ru.

**Припадчев Алексей Дмитриевич** – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов Аэрокосмического института Оренбургского государственного университета, тел. +79033671960, e-mail: apripadchev@mail.ru.

**Aleksandr Gennadyevich Magdin**, Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer of the Department of Aircraft at the Aero-Space Institute of Orenburg State University; phone: +79128447038, e-mail: magdin.sasha@yandex.ru.

**Aleksey Dmitrievich Pripadchev**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Department of Aircraft at the Aero-Space Institute of Orenburg State

**Горбунов Александр Алексеевич** – кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов Аэрокосмического института Оренбургского государственного университета, тел. +79225461343, e-mail: gorbunovaleks@mail.ru.

**Солдатов Дмитрий Сергеевич** – студент кафедры летательных аппаратов Аэрокосмического института Оренбургского государственного университета, тел. +79228037015, e-mail: merfan15@mail.ru.

University; phone: +79033671960, e-mail: apripadchev@mail.ru.

**Aleksandr Alekseevich Gorbunov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Department of Aircraft at the Aero-Space Institute of Orenburg State University; phone: +79225461343, e-mail: gorbunovaleks@mail.ru.

**Dmitry Sergeevich Soldatov**, Student of the Department of Aircraft at the Aero-Space Institute of Oren-

burg State University; phone: +79228037015, e-mail: merfan15@mail.ru.

**Вклад авторов: все авторы сделали эквивалентный вклад в подготовку публикации.**  
**Contribution of the authors: the authors contributed equally to this article.**

**Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.**  
**The authors declare no conflicts of interests.**

**Статья опубликована в режиме Open Access.**  
**Article published in Open Access mode.**

**Статья поступила в редакцию 20.04.2022; одобрена после рецензирования 20.05.2022; принята к публикации 25.08.2022. Рецензент – Антипин Д.Я., кандидат технических наук, доцент кафедры «Подвижной состав железных дорог», директор учебно-научного института транспорта Брянского государственного технического университета, член редколлегии журнала «Транспортное машиностроение».**

**The article was submitted to the editorial office on 20.04.2022; approved after review on 20.05.2022; accepted for publication on 25.08.2022. The reviewer is Antipin D.Ya., Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Department of Railway Rolling Stock, Director of the Educational and Scientific Institute of Transport at Bryansk State Technical University, member of the Editorial Board of the journal *Transport Engineering*.**