

Результаты экспериментального исследования характеристик малоразмерных газотурбинных двигателей с газогенератором однотипной конструкции

© Р.Р. Халиулин

Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева — КАИ, Казань, 420111, Российская Федерация

При разработке малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) неотъемлемым этапом является проведение исследований по определению характеристик как отдельных узлов, так и единой системы во время их испытаний. Главная сложность при испытаниях МГТД связана с их масштабом. Из-за малых размеров проточной части возрастают радиальные зазоры и утечки рабочего тела, которые имеют критическое значение. В связи с этим требуется разработка специальных, зачастую более чувствительных методов измерений и математических моделей для интерпретации результатов испытаний. Испытания МГТД — это многоэтапный процесс, направленный на подтверждение характеристик, безопасности и надежности двигателя. В работе рассмотрены основные аспекты испытаний малоразмерных газотурбинных двигателей с тягой до 1200 Н. Основное внимание уделено определению тяги, удельному расходу топлива при изменении режимов работы двигателя. Приведены результаты исследований четырех двигателей различной тяги 230 Н; 800; 1050; 1200 Н, которые имеют типовой для таких двигателей газогенератор — центробежный компрессор, кольцевая камера сгорания, осевая турбина.

Ключевые слова: малоразмерный газотурбинный двигатель, проектирование, испытание двигателей, газогенератор, тяга

Введение. Малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД) — это отдельный класс газотурбинных двигателей с расходом воздуха менее 10 кг/с, степенью повышения давления не более 9, температурой газа перед турбиной не более 1600К, обладающие уникальными характеристиками, которые напрямую влияют на методику их испытаний (рис. 1). Они получили широкое применение в авиации (беспилотные летательные аппараты [1], вспомогательные силовые установки, учебные самолёты, вертолёты), а также в наземных энергетических установках. В беспилотной отрасли МГТД бывают короткоресурсные и с длительным ресурсом [2–4]. Короткоресурсные, в основном имеющие одновальную схему, включают в себя входное устройство, центробежный компрессор, камеру сгорания, осевую турбину, корпус с реактивным соплом. В работе [5] приведена оптимизированная методика для расчета некоторых элементов МГТД на основе существующих прототипов. Проведенные испытания подтвердили сходимость результатов расчетных и экспериментальных исследований.

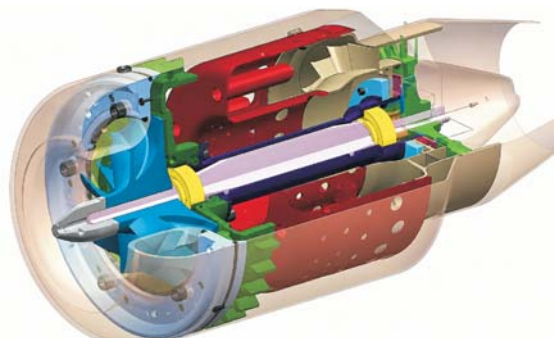


Рис. 1. 3D-модель малоразмерного газотурбинного двигателя [5]

Исследования узлов короткоресурсных МГТД [6–9] подтверждают наличие существенных отличий от ресурсных двигателей [10]. Среди них одним из ключевых у короткоресурсных МГТД является испарительная система организации горения в камере сгорания (КС) [7, 8]. В работах [11, 12] приведены способы повышения эффективности МГТД за счет организации эффективного сжигания топлива, установки эжектора и форсажной КС для роста тяги. Исследования отдельных узлов и самих МГТД стали возможны благодаря специально разработанным экспериментальным стендам для измерения характеристик МГТД в режиме реального времени [13–16]. Модернизация стенда для высотно-климатических испытаний малоразмерных газотурбинных двигателей и их узлов (рис. 2) позволила увеличить моделируемые высотные условия до 11 км [13].

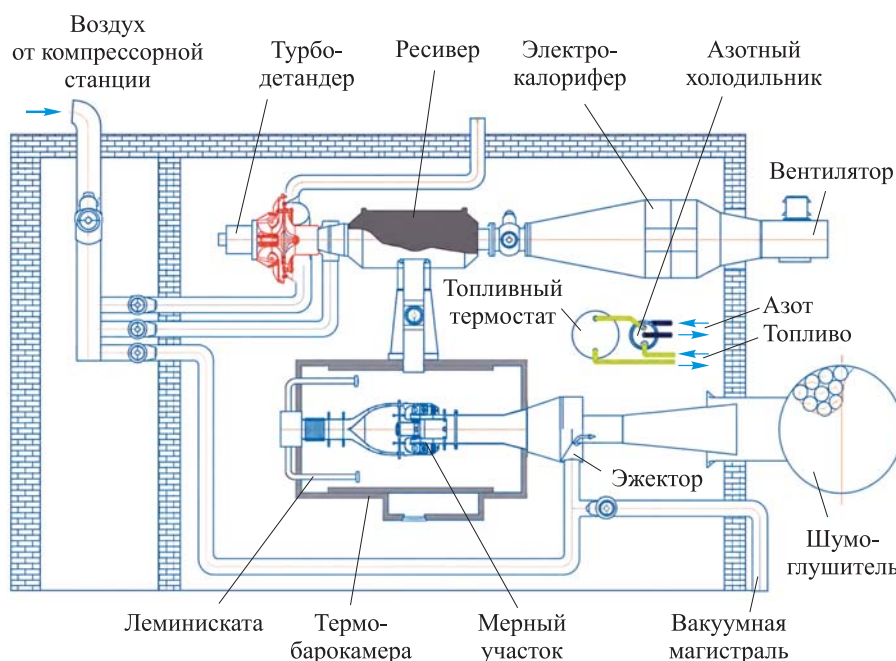


Рис. 2. План-схема модернизированного высотного стенда [13]

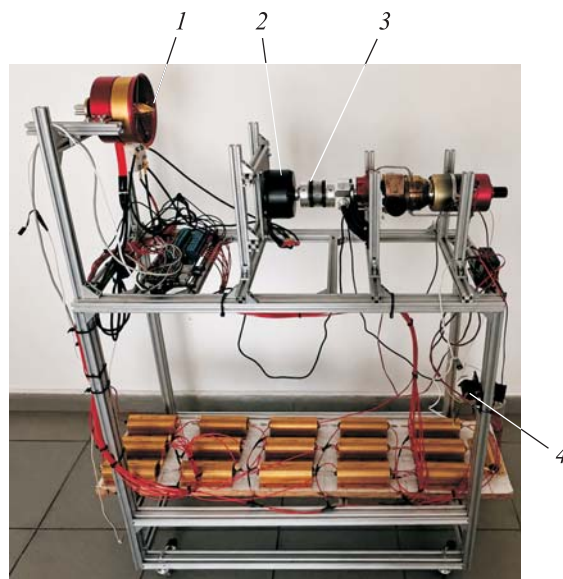


Рис. 3. Стенд для испытаний гибридных двигателей [14]:

1 — EDF; 2 — генератор; 3 — механическая система охлаждения; 4 — топливный насос

Стенд с возможностью преобразования энергии струи газов МГТД в электроэнергию спроектирован авторами работы [14]. Изначально он предназначался для исследования гибридных двигателей для БПЛА (рис. 3).

На основе статистических данных разработаны также специальные автоматизированные программы, позволяющие за короткое время рассчитать параметры проектируемого ГТД и его элементов [17, 18]. В программе АСТРА [17] была сформирована термодинамическая модель МГТД и настроена модель расчета подобно проведению реальных испытаний двигателя. Одним из направлений в разработке МГТД остается экспериментальное подтверждение реальных параметров [19, 20]. Например, в работе [19] авторами проведены исследования малоразмерных ГТД в классе тяги 100 Н и 400 Н на специально разработанном стенде для верификации расчетных результатов исследований.

В настоящее время в России ведутся мероприятия по разработке и исследованию характеристик МГТД на базе авиационных предприятий, научно-исследовательских лабораторий, частных компаний и др. Недостаточное количество работ, посвященных данной тематике, послужили основой для проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Для расширения научной базы в данной статье приведены результаты исследований характеристик для трех МГТД различной тяги: 230; 800; 1050; 1200 Н, которые имеют типовой для таких двигателей газогенератор — центробежный

компрессор, кольцевая камера сгорания, осевая турбина. Однако следует отметить, что пока недостаточное количество работ посвящено разработке и испытанию МГТД, а также наблюдается дефицит методик проектирования, стендовой базы для исследования и получения экспериментальных данных.

Цель данной статьи — представить исследования, направленные на изучение влияния размерности малоразмерного газотурбинного двигателя на его тяговоруженность и экономичность.

Описание испытательного стенда. Для проведения испытаний и определения технических характеристик разработан специальный тягоизмерительный стенд (рис. 4).

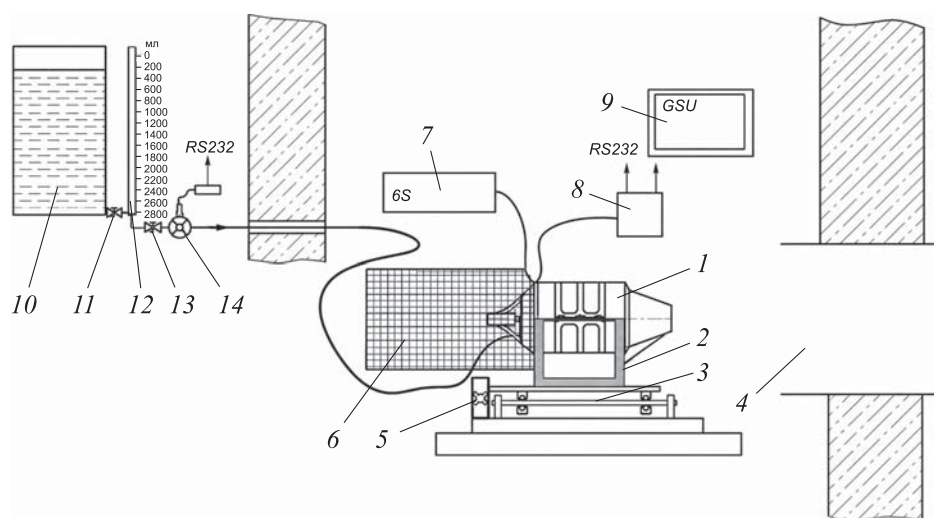


Рис. 4. Стенд для испытаний турбореактивных двигателей:

1 — испытуемый двигатель; 2 — переходная рама для крепления двигателя; 3 — подвижная платформа на цилиндрических направляющих; 4 — выхлопное окно в стене; 5 — тензодатчик Utilcell 190S для определения усилия, создаваемого реактивной струей двигателя; 6 — защитная сетка на входе в двигатель; 7 — литий-полимерный аккумулятор типа 6S; 8 — переходный блок для дистанционного управления; 9 — графический блок управления; 10 — расходная емкость с топливом объемом 90 л; 11 — переливной кран; 12 — мерная расходная емкость объемом 3 л; 13 — запорный кран; 14 — турбинный преобразователь расхода типа ТПР 4-1-1

Испытуемый двигатель 1 устанавливается на переходную раму 2, передающую усилие тяги от корпуса двигателя на силоизмерительный тензодатчик 5 через подвижную платформу 3 вдоль одной оси. Отвод горячей реактивной струи за пределы испытательного бокса осуществляется через окно в стене 4. Создаваемое двигателем усилие воспринимается датчиком 5 через деформацию чувствительного элемента, которая вызывает изменение электрического сопротивления (т. е. тензоэффект). Датчик преобразует это изменение в электрический сигнал, который через переходный блок 8 передается на регистрирующую

аппаратуру в графический блок управления 9. Для того чтобы предотвратить попадание в воздухозаборник посторонних предметов, которые могли бы разрушить лопадки компрессора, при входе в двигатель установлена защитная сетка 6. Аккумуляторная батарея 7 служит для подачи энергии стартеру для раскрутки ротора двигателя до оборотов запуска и питания электронного регулятора двигателя (ECU), калильной свечи и топливного насоса. Управление двигателем и изменение его оборотов осуществляются через графический блок управления 9 с помощью рычага управления двигателем (РУД).

Для многократных запусков и длительного измерения параметров топлива (керосин) подается из расходной емкости 10. Топливо через переливной кран 11 поступает в мерную емкость 12 для контроля и измерения его расхода и его уровня в емкости 12. Переключение режимов подачи топлива реализуется через запорный кран 13. Расход топлива определяется с помощью турбинного расходомера 14. Принцип работы стенда заключается в следующем: частота вращения турбины 14 пропорциональна скорости потока топлива, а магнитный датчик преобразует обороты в электрические импульсы, что позволяет в реальном времени видеть на блоке управления 9 мгновенный расход топлива, измеряемого в л/ч или кг/ч. Замер топлива в мерной емкости служит для дублирования и проверки расхода топлива, измеренного с помощью расходомера 14. Датчик ТПР 4-1-1 рассчитан на малые расходы, что соответствует расходу МГТД.

Результаты исследований. В лаборатории проведены исследования ряда малоразмерных двигателей при изменении их тяги на максимальном режиме от 230 до 1200 Н. Были получены результаты измерения тяги двигателя при изменении режимов его работы, начиная от минимального (установившегося) режима до режима максимальной тяги на максимально допустимых оборотах. Результаты измерения тяги двигателей от числа оборотов приведены на рис. 5.

По графикам можно увидеть, что у МГТД с тягой 230 Н линейный характер зависимости ($R_{230} = 1,995n - 0,049$) тяги от оборотов двигателя, а у МГТД с тягой 800, 1050 и 1200 Н квадратичная зависимость ($R_{800} = 0,062n^2 + 0,62n + 123,2$; $R_{1050} = 0,093n^2 + 0,402n + 96,09$; $R_{1200} = 0,098n^2 + 0,913n + 92,24$). Наряду с характеристиками исследуемых двигателей приведена характеристика для чешского двигателя TJ-100 [21]. Следует отметить отличие характера кривой зависимости тяги от оборотов двигателя TJ-100 ($R_{TJ-100} = 0,0002x^{3,3733}$). Различие в характерах кривых может быть вызвано конструкцией двигателя TJ-100, в состав которого входят «традиционный» центробежный компрессор с безлопаточным диффузором, противоточная

камера сгорания с центробежными форсунками и осевая турбина, так как у других двигателей используется центробежный компрессор с диффузором с поворотными лопатками и отсутствует безлопаточный диффузор, что сделано для уменьшения габаритных размеров МГТД. Кроме того, применяется прямоточная испарительная КС и осевая турбина.

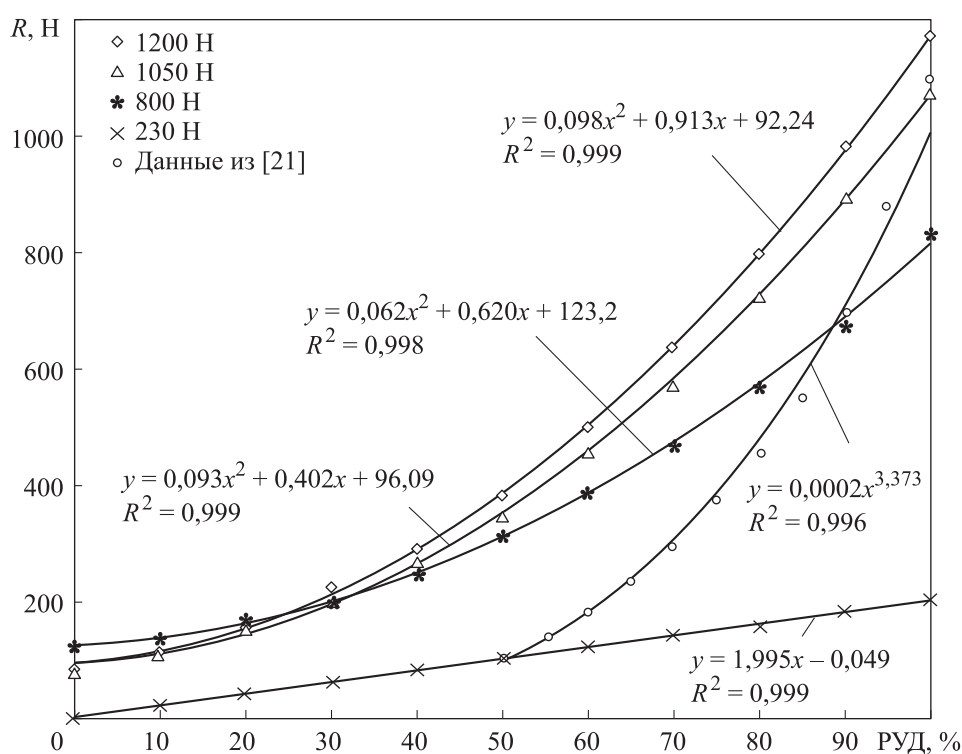


Рис. 5. Изменение тяги двигателей в зависимости от числа оборотов

Зависимость удельной тяги от оборотов двигателя, которая показывает явное отличие особенности конструкции исследуемых двигателей от ТЖ-100 [21], приведена на рис. 6.

Анализ приведенных графиков показал, что для рассматриваемых двигателей с тягой больше 100 Н максимально продолжительный режим работы, т. е. крейсерский, может находиться в диапазоне от 70 до 80 % РУД. Например, у двигателя ТЖ-100 изменение тяги в диапазоне от 90 до 100 % возрастает на 37 %, а у двигателя с тягой 230 Н — на 11,9 %. Поэтому можно считать, что наиболее эффективно для таких двигателей с 200–300 Н целесообразно использовать в качестве крейсерского режима число оборотов, равное 90 %.

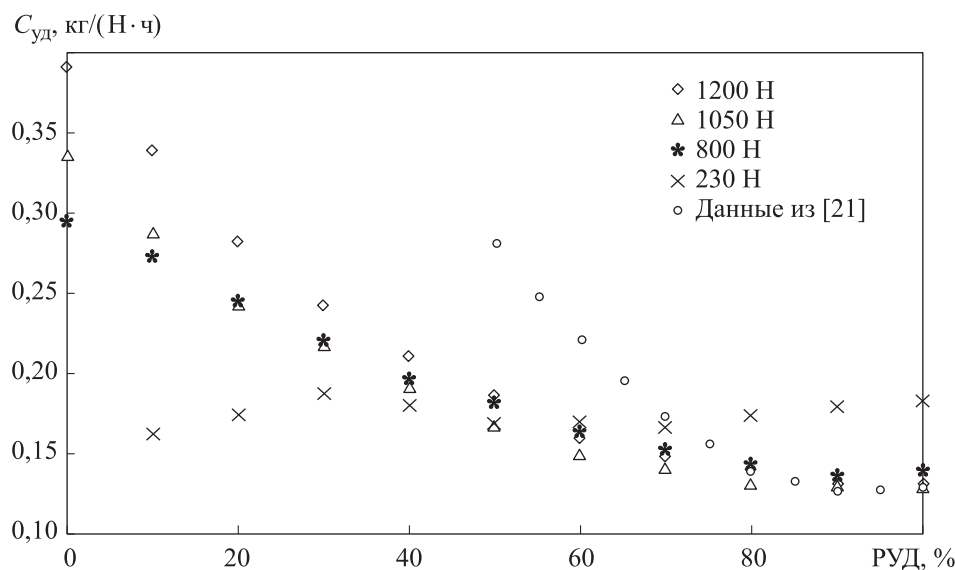


Рис. 6. Изменение удельного расхода топлива $C_{уд}$, кг/(Н·ч) в зависимости от числа оборотов двигателя

Закключение. Полученные результаты позволяют выбирать режим работы двигателя для обеспечения его продолжительной работы, т. е. крейсерский, и оценить возможности его работы на режимах максимальной тяги. Все исследованные двигатели были выполнены по схеме газогенератора следующего типа: центробежный компрессор, кольцевая камера сгорания, осевая турбина и нерегулируемое выходное сопло. Результаты проведенных исследований сопоставлены с имеющимися в доступной литературе данными других исследователей. В литературе практически отсутствуют данные для выбора режима максимального по длительности полета (режима работы двигателя), так как это зависит от полетного задания и характеристик летательного аппарата. Однако режим, при котором тяга составляет от 0,5 до 0,8 от максимальной тяги, можно считать режимом крейсерского полета. Полученные зависимости тяги от оборотов для исследуемых двигателей позволяют с достаточной точностью определить тягу и удельный расход топлива при проектировании двигателей подобной конструкции. С увеличением размерности двигателей происходит изменение положения рабочей точки для продолжительного полета.

Благодарности. Работа выполнена благодаря получению гранта, предоставленного Академией наук Республики Татарстан образовательным организациям высшего образования, научным и иным организациям на поддержку планов развития кадрового потенциала в части стимулирования их научных и научно-педагогических работников к защите докторских диссертаций и выполнению научно-исследовательских работ (Соглашение № 15/2025-ПД-КАИ от 22.12.2025).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Туркин И.К., Дьяконов Д.А., Завалов О.А. Основные принципы и подходы к реализации программы создания дистанционно пилотируемых малоразмерных летательных аппаратов общегражданского применения. *Вестник Московского авиационного института*, 2005, т. 12, № 2, с. 86–90.
- [2] Солохин Э.Л. *Испытания авиационных воздушнореактивных двигателей*. 2-е изд., перераб. и доп. Москва, Машиностроение, 1975, 356 с.
- [3] Григорьев В.А., Кузьмичев В.С., Зрелов В.А. и др. *Малоразмерные авиационные газотурбинные двигатели*. 2-е изд., доп. Самара, Изд-во Самарского университета, 2022, 452 с.
- [4] Осипов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора. *Авиационные двигатели*, 2020, т. 4, № 5, с. 11–18.
- [5] Болховитин М.С., Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д. Разработка методик создания ВРД малых тяг. *Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева*, 2015, № 4 (35), с. 50–55.
- [6] Wu X., Hu X., Xiang X., Lin S., You J., Tian F. An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation. *Case Stud. Therm. Eng.* 2023; vol. 49, paper 103305. <https://doi.org/10.1016/j.csite.2023.103305>
- [7] Yang X., Fan W., Huang X. et al. Influence of evaporation tube scheme on the flow field and combustion characteristics in a micro gas turbine combustor. *Propul. Energy*, 2025, vol. 1, paper 17. <https://doi.org/10.1007/s44270-025-00023-9>
- [8] Каровецкий А.А. Испарительная камера сгорания. *Климовские чтения–2022: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей научно-технической конференции, Санкт-Петербург, 27–28 октября 2022 года*. Санкт-Петербург, ООО «Скифия-принт», 2022, с. 269–278. DOI: 10.53454/9785986206257_269. EDN RNQIE
- [9] Халиулин Р.Р., Сыченков В.А., Волостнов Г.В. [и др.] *Малоразмерный газотурбинный двигатель*. Пат. 2805397 Российская Федерация, СПК F02K 3/00; F23R 3/32; F23R 3/346. Заявитель и патентообладатель Федеральное государственное образовательное учреждение высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ». № 2023105417; заявл. 09.03.2023; опубл. 16.10.2023, Бюл. № 29, 8 с.
- [10] Орлова Е.В., Орлов М.Ю. Методика концептуального проектирования камер сгорания газотурбинных двигателей для самолетов гражданской авиации. *Вестник Московского авиационного института*, 2025, т. 32, № 3, с. 159–165.
- [11] Khaliulin R.R., Sychenkov V.A., Stepicheva N.V. Research of Thrust Increase on the Ejector Turbojet Engine with the Afterburner. In: *2022 International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (DVM)*. Samara, Russian Federation, 2022, pp. 1–3. DOI: 10.1109/DVM55487.2022.9930931
- [12] Khaliulin R.R., Sychenkov V.A., Ankudimov V.V., et al. Features of the Combustion Chamber Development for a Small-Sized Turbojet Engine, *2022 International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (DVM)*, Samara, Russian Federation, 2022, pp. 1–7. DOI: 10.1109/DVM55487.2022.9930930

- [13] Новосадов Д.А., Филинов Е.П., Остапюк Я.А., Загадов И.А. Модернизация стенда для высотных испытаний малоразмерных газотурбинных двигателей и их элементов. *Вестник Московского авиационного института*, 2025, т. 32, № 3, с. 150–158. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185675>
- [14] Frigioescu T.-F., Badea G., Dombrowschi M., et al. The design and development of a UAV's micro-turbogenerator system and the associated control testing bench. *Electronics*, 2023, vol. 12, no. 24, paper 4904. DOI: 10.3390/electronics12244904
- [15] Fu L., Feng Z., Li G. Experimental investigation on overall performance of a millimeter-scale radial turbine for micro gas turbine. *Energy*, 2017, vol. 134, pp. 1–9. DOI: 10.1016/j.energy.2017.06.006
- [16] Seo J., Lim H.-S., Park J., et al. Development and experimental investigation of a 500-W class ultra-micro gas turbine power generator. *Energy*, 2017, vol. 124, pp. 9–18. DOI: 10.1016/j.energy.2017.02.012
- [17] Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н. [и др.]. Автоматизированная система для виртуальных испытаний газотурбинных двигателей. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2014, № 5–3 (47), с. 113–119.
- [18] Темис Ю.М., Соловьева А.В., Журенков Ю.Н. [и др.]. Цифровой двойник установки для испытаний центробежного компрессора малоразмерного ГТД. *Авиационные двигатели*, 2021, № 1 (10), с. 5–16. DOI: 10.54349/26586061_2021_1_5
- [19] Болховитин М.С., Боровиков Д.А., Ионов А.В. [и др.]. Разработка испытательного стенда для малоразмерных газотурбинных двигателей. *Труды МАИ*, 2016, № 91. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=75612>
- [20] Жигунов М.М., Митрофанов К.Е. Особенности создания стенда для испытаний малоразмерных двигателей и энергоустановок на базе установки с ТБК. *Авиационные двигатели*, 2019, № 3 (4), с. 35–40.
- [21] Ахмед Х.С.А., Осипов Б.М. Многорежимная идентификация получения адекватной модели газотурбинного двигателя для диагностики по термодинамическим параметрам. *Вестник Московского авиационного института*, 2020, т. 27, № 1, с. 133–143. DOI 10.34759/vst-2020-1-133-143. EDN YEFTZJ

Статья поступила в редакцию 29.04.2026.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Халиулин Р.Р. Результаты экспериментального исследования характеристик малоразмерных газотурбинных двигателей с газогенератором однопоточной конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 9. EDN EZWAZZ

Халиулин Руслан Рафаэлевич — канд. техн. наук, доцент кафедры реактивных двигателей и энергетических установок, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ (КНИТУ–КАИ), доцент; член Казанского регионального отделения Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (КазРО РАКЦ). e-mail: rrkhaliulin@kai.ru

Experimental Performance Data for Small-Sized Gas Turbine Engines with a Gas Generator of an Identical Configuration

© R.R. Khaliulin

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI,
Kazan, 420111, Russian Federation

An integral stage in the development of small-sized gas turbine engines is the investigation of the characteristics of both individual components and the integrated system during testing. Small-sized gas turbine engines constitute a distinct class of gas turbine engines with an air flow rate of less than 10 kg/s, a pressure ratio not exceeding 9, and a turbine inlet temperature not exceeding 1600K. They possess unique characteristics that directly influence their testing methodology. They have found wide application in aviation (unmanned aerial vehicles, auxiliary power units, training aircraft, helicopters) as well as in ground-based power plants. The testing phase begins with determining the type of small-sized gas turbine engine, for example, turbojet (SGTJE) with afterburner (SGTJEA), turboprop (SGTPrE), or turbofan (SGTJFE). The main challenge in testing SGTEs is associated with their scale. Due to the small dimensions of the flow path, radial clearances and working fluid leakages, which are of critical importance, increase. This necessitates the development of special, often more sensitive, measurement methods and mathematical models for interpreting test results. SGTEs testing is a multi-stage process aimed at confirming the performance, safety, and reliability of the engine. This paper considers the main aspects of testing small-sized gas turbine engines with a thrust of up to 1200 N. Special attention is paid to determining thrust and specific fuel consumption under varying engine operating conditions. The results of studies of three engines with different thrusts of 230, 800 N, 1050, and 1200 N, which have a gas generator typical for such engines — a centrifugal compressor, an annular combustor, and an axial turbine — are presented.

Keywords: small-sized gas turbine engine, design, engine testing, gas generator, thrust

Acknowledgment. The work was funded by a grant from the Academy of Sciences of the Republic of Tatarstan provided to higher education institutions, scientific and other organizations to support human resource development plans in terms of encouraging their research and academic staff to defend doctoral dissertations and conduct research activities. (Agreement No. 15/2025-PD-KAI dated December 22, 2025).

REFERENCES

- [1] Turkin I.K., D'yakonov D.A., Zavalov O.A. Osnovnye printsipy i podkhody k realizatsii programmy sozdaniya distantsionno pilotiruemykh malorazmernykh letatel'nykh apparatov obshchegrazhdanskogo primeneniya [Principles and approach to development of remote-piloted low-sized aircraft for civil applications]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 86–90.
- [2] Solokhin E.L. *Ispytaniya aviatsionnykh vozdushno-reaktivnykh dvigateley* [Testing of aircraft air-breathing engines]. 2nd ed., revised and expanded. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 356 p.
- [3] Grigoriev V.A., Kuzmichev V.S., Zrelov V.A., et al. *Malorazmernye aviatsionnye gazoturbinnye dvigateli* [Small-sized aircraft gas turbine engines]. 2nd ed., expanded. Samara, Samara University Publ., 2022, 452 p.

- [4] Osipov I.V., Lomazov V.S. Razrabotka malorazmernykh GTD razlichnogo tipa na baze unifitsirovannogo gazogeneratora [Development of small-sized gas turbine engines of various types based on a unified gas generator]. *Aviatsionnye dvigateli — Aviation Engines*, 2020, vol. 4, no. 5, pp. 11–18.
- [5] Bolkhovitin M.S., Borovikov D.A., Ionov A.V., Seliverstov S.D. Razrabotka metodik sozdaniya VRD malykh tyag [Development of methods for creating low-thrust air-breathing engines]. *Vestnik Rybinskoy gosudarstvennoy aviatsionnoy tekhnologicheskoy akademii im. P.A. Solovyeva*, 2015, no. 4 (35), pp. 50–55.
- [6] Wu X., Hu X., Xiang X., Lin S., You J., Tian F. An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2023, vol. 49, paper 103305. DOI: 10.1016/j.csite.2023.103305
- [7] Yang X., Fan W., Huang X., Zhang R. Influence of evaporation tube scheme on the flow field and combustion characteristics in a micro gas turbine combustor. *Propulsion and Energy*, 2025, vol. 1, paper 17. DOI: 10.1007/s44270-025-00023-9
- [8] Karovetskiy A.A. Isparitel'naya kamera sgoraniya [Evaporative combustor]. In: *Klimovskie chteniya – 2022: perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelestroeniya: sbornik statey nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, Sankt-Peterburg, 27–28 oktyabrya 2022 goda* [Klimov Readings – 2022: Promising Directions for the Development of Aircraft Engine Engineering: Collection of Articles of the Scientific and Technical Conference, St. Petersburg, October 27–28, 2022]. St. Petersburg, Skifiya-print Publ., 2022, pp. 269–278. DOI: 10.53454/9785986206257_269. EDN RNQIIE
- [9] Khaliulin R.R., Sychenkov V.A., Volostnov G.V., et al. *Malorazmernyy gazoturbinnyy dvigatel* [Small-sized gas turbine engine]. Patent RU 2805397 C1 Russian Federation, IPC F02K 3/00, F23R 3/32, F23R 3/346, applicant and patentee Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education “Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI”, appl. March 9, 2023, publ. October 16, 2023, Bull. No. 29, 8 p.
- [10] Orlova E.V., Orlov M.Yu. Metodika kontseptual'nogo proektirovaniya kamer sgoraniya gazoturbinnyykh dvigateley dlya samoletov grazhdanskoy aviatsii [A Conceptual Design Technique for the Civil Aviation Aircraft Gas Turbine Engines Combustion chambers]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2025, vol. 32, no. 3, pp. 159–165.
- [11] Khaliulin R.R., Sychenkov V.A., Stepicheva N.V. Research of Thrust Increase on the Ejector Turbojet Engine with the Afterburner. In: *2022 International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (DVM)*. Samara, Russian Federation, 2022, pp. 1–3. DOI: 10.1109/DVM55487.2022.9930931.
- [12] Khaliulin R.R., Sychenkov V.A., Ankudimov V.V., et al. Features of the Combustion Chamber Development for a Small-Sized Turbojet Engine. In: *2022 International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (DVM)*. Samara, Russian Federation, 2022, pp. 1–7. DOI: 10.1109/DVM55487.2022.9930930
- [13] Novosadov D.A., Filinov E.P., Ostapyuk Ya.A., Zagadov I.A. Modernizatsiya stenda dlya vysotnykh ispytaniy malorazmernykh gazoturbinnyykh dvigateley i ikh elementov [Upgrading High-Altitude Test Bench for Small-Sized Gas turbine Engines and Their Components]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2025, vol. 32, no. 3, pp. 150–158.
- [14] Frigioescu T.-F., Badea G., Dombrovski M., et al. The design and development of a UAV's micro-turbogenerator system and the associated control testing bench. *Electronics*, 2023, vol. 12, no. 24, paper 4904. DOI: 10.3390/electronics12244904.

- [15] Fu L., Feng Z., Li G. Experimental investigation on overall performance of a millimeter-scale radial turbine for micro gas turbine. *Energy*, 2017, vol. 134, pp. 1–9. DOI: 10.1016/j.energy.2017.06.006
- [16] Seo J., Lim H.-S., Park J., et al. Development and experimental investigation of a 500-W class ultra-micro gas turbine power generator. *Energy*, 2017, vol. 124, pp. 9–18. DOI: 10.1016/j.energy.2017.02.012
- [17] Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N., et al. Avtomatizirovannaya sistema dlya virtualnykh ispytaniy gazoturbinnnykh dvigateley [Computer-aided system of virtual gas turbine engine testing]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta — VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, no. 5-3 (47), pp. 113–119.
- [18] Temis Yu.M., Solovieva A.V., Zhurenkov Yu.N., et al. Tsifrovoy dvoynik ustanovki dlya ispytaniy tsentrobezhnoogo kompressora malorazmernogo GTD [Digital twin of rig for testing of centrifugal compressor for small-scale gas turbine engine]. *Aviatsionnye dvigateli — Aviation Engines*, 2021, no. 1 (10), pp. 5–16. DOI: 10.54349/26586061_2021_1_5
- [19] Bolkhovitin M.S., Borovikov D.A., Ionov A.V., et al. Razrabotka ispytatelnogo stenda dlya malorazmernykh gazoturbinnnykh dvigateley [Micro gas turbine engine test bench development]. *Trudy MAI*, 2016, no. 91.
- [20] Zhigunov M.M., Mitrofanov K.E. Osobennosti sozdaniya stenda dlya ispytaniy malorazmernykh dvigateley i energoustanovok na baze ustanovki s TBK [Features of creating a test facility for small-sized aviation engines and power plants based on a climatic test unit]. *Aviatsionnye dvigateli — Aviation Engines*, 2019, no. 3 (4), pp. 35–40.
- [21] Ahmed H.S.A., Osipov B.M. Mnogorezhimnaya identifikatsiya polucheniya adekvatnoy modeli gazoturbinnogo dvigatelya dlya diagnostiki po termogazodinamicheskim parametram [Algorithm for Gas Turbine Engine Diagnostics with the Use of Empirical Mathematical Model]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 133–143. DOI: 10.34759/vst-2020-1-133-143. EDN YEFTZJ

Khaliulin R.R., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Jet Engines and Power Plants, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI (KNRTU–KAI); Member of the Kazan Regional Branch of the Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky. e-mail: rrkhaliulin@kai.ru