

Научная статья

УДК 621.45.018.2

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185675>

EDN: EDN: <https://www.elibrary.ru/EMEUIJ>



Модернизация стенда для высотных испытаний малоразмерных газотурбинных двигателей и их элементов

Данил Алексеевич Новосадов¹, Евгений Павлович Филинов^{2✉}, Ярослав Анатольевич Остапюк³,
Илья Александрович Загадов⁴

^{1, 2, 3, 4} Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
Самара, Российская Федерация

¹ novdani2001@gmail.com

² filinov@ssau.ru ✉

³ ostapyuk.tdla@ssau.ru

⁴ Ilyazagadov@yandex.ru

Аннотация. В статье изложены результаты модернизации стенда для высотно-климатических испытаний малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) и их элементов на базе Самарского университета. Основное внимание уделено описанию конструкции стенда, включающего термобарокамеру, системы подогрева и охлаждения воздуха, топливопитания и сбора экспериментальных данных. В качестве объекта апробации выбрана камера сгорания МГТД, для которой спроектирован мерный участок с возможностью оценки параметров в процессе испытаний. В работе также приведены результаты CFD-расчета в ANSYS CFX, необходимые для оценки обтекания спроектированной конструкции.

Ключевые слова: модернизация высотного стенда, проектирование измерительного участка, восстановление системы топливопитания, измерение параметров рабочего тела

Финансирование: работа выполнена по проекту FSSS-2022-0019, реализуемого в рамках федерального проекта «Развитие человеческого капитала в интересах регионов, отраслей и сектора исследований и разработок».

Для цитирования: 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>

Original article

Upgrading High-Altitude Test Bench for Small-Sized Gas Turbine Engines and Their Components

Danil A. Novosadov¹, Evgenii P. Filinov^{2✉}, Yaroslav A. Ostapyuk³, Il'ya A. Zagadov⁴

^{1, 2, 3, 4} Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev,
Samara, Russian Federation

¹ novdani2001@gmail.com

² filinov@ssau.ru ✉

³ ostapyuk.tdla@ssau.ru

⁴ Ilyazagadov@yandex.ru

© Новосадов Д.А., Филинов Е.П., Остапюк Я.А., Загадов И.А., 2025

Abstract

At present, the small-size gas turbine engines (micro gas turbines, MGT) are gaining increasing prevalence. It is widely recognized that MGTs are prospective devices for meeting future energy demands. Besides, these small-scale engines are being employed in the unmanned aerial vehicles (UAV) and cruise missiles, as well as in the aircraft modeling, and as hardware of the educational test benches. As is well known, the life cycle of an aircraft engine consists of the following stages: design, development, manufacturing, operation, and disposal. The design and development phases are being accompanied by a series of experimental studies, including both subassembly-level and full-engine tests. High-altitude-and-climatic testing holds a special place among these experimental methods; however, reliable high-altitude test benches remain extremely scarce. On the assumption of the above said, there is a clear need for simple and cost-effective test rigs that can be utilized both for scientific research and for quality control of commercial products.

The following works were being performed for the upgrading. They include thermal pressure chamber replacement by the new one with the capability of ensuring altitude capacity up to 11 km and temperature conditions from -50 to $+50$. The fuel supplying system with the possibility of the fuel cooldown in two ways was restored and the vacuum station with the VVH2-50 pumps was depreserved. A new vacuum line to the test bench was designed, as well as all the pipeline plugs were replaced by the electric ones.

Upon the bench upgrading completion, validation tests should be conducted. The selected test object is a combustion chamber of a small-size gas turbine engine. For the testing purpose, a measurement section was designed to accommodate the selected object. The section is equipped with total and static pressure probes, thermocouples for the total temperature measuring, and a gas sampling probe [20]. The measurement section evaluation was performed with the 3-D CFD computations in Ansys CFX, which confirmed smooth flow-around of the designed components. This year, tests of the 220 N and 550 N thrust gas turbine engines with simulated altitude conditions are planned on the basis of the updated test bench.

Keywords: high-altitude test bench upgrading, measurement section designing, restoring fuel-supply system, working fluid parameters measuring

Funding: the work was financed by the FSSS-2022-0019 Project, implemented within the framework of the “Development of Human Capital Federal project for the Benefit of regions, industries and the R&D sector”.

For citation: Novosadov D.A., Filinov E.P., Ostapyuk Ya.A., Zagadov I.A. Upgrading High-Altitude Test Bench for Small-Sized Gas Turbine Engines and Their Components. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):150-158. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185675>

List of Figures

Fig. 1. General view of the new altitude-temperature chamber

Fig. 2. Diagram of the altitude-and-climatic test bench systems

Fig. 3. Restored vacuum line

Fig. 4. Volumetric and power characteristics of the VVN2-50 pumps

Fig. 5. Fuel supply system: 1 – flowmeter; 2 – high-pressure fuel pump; 3 – low-pressure fuel pump; 4 – fuel thermostat; 5 – throttle valve; 6 – transfer fuel pump; 7 – nitrogen cooler

Fig. 6. Layout diagram of the high-altitude test bench

Fig. 7. Longitudinal section of the designed measurement section

Fig. 8. Diagram of the measurement section dissection

Fig. 9. Working fluid parameters sensors

Fig. 10. General view of the rack behind the combustion chamber

Введение

В настоящее время малоразмерные газотурбинные двигатели получают все большее распространение. Во многом это связано с текущей геополитической обстановкой, так как малоразмерные ГТД (МГТД) часто используются в беспилотных летательных аппаратах и крылатых ракетах. Помимо этого, их применяют в авиамоделировании в качестве материальной части учебных стендов и т. д.

Как известно, жизненный цикл авиационного двигателя любой размерности состоит из проектирования, доводки, производства, эксплуатации и утилизации [1, 2]. Этап проектирования и доводки сопровождается рядом экспериментальных исследований, среди которых как узловые, так и испытания двигателя в сборе. Возможность локализовать в университете этапы проектирования, доводки и производства МГТД приводит к необходимости постройки собственных испытательных стендов

для подтверждения заложенных характеристик и валидации расчетных методик проектирования и разработанных численных моделей.

Проектированию экспериментальных стендов и проведению испытаний МГТД посвящено множество работ в России и за рубежом, что говорит об актуальности выбранной темы, рассмотрим некоторые из них.

Передовые работы в этой области публикует ЦИАМ, например М.М. Жигунов и К.Е. Митрофанов (ЦИАМ) в своей работе [3] восстановили и модернизировали ранее законсервированный стенд У-376 для выполнения большого объема экспериментальных исследований. В работе изложены особенности проектирования технологических систем, а также представлены решения технических задач, возникших в процессе модернизации стенда У-376.

М.С. Болховитин, Д.А. Боровиков и др. в своей работе [4] создали стенд для испытаний МГТД с тягой до 1000 Н и провели ряд испытаний. Также в статье приведено описание схемы стенда и программы управления. В ходе работы получены зависимости основных параметров от частоты оборотов двигателей, однако вследствие выхода из строя датчика оборотов необходимы работы по дальнейшей доводке.

В работах [5–8] авторами проведен ряд узловых испытаний МГТД. Так, в работе [5] оценено влияние предварительного охлаждения воздуха на входе в МГТД. В работе [6] выполнены испытания на стенде для сравнения классического выходного устройства с центральным телом и укороченного с резонатором-усилителем тяги. Авторы статьи [7] исследовали на стенде тепловое воздействие продуктов сгорания на стенки камеры сгорания МГТД и сравнивали результаты с численным моделированием в Ansys Fluent, а в работе [8] создан демонстратор МГТД с ротором на газовых опорах.

В статье [9] авторы исследуют возможность использования деталей из термостойких пластиков для испытаний макетов МГТД. Хотя их двигатель сгорел в процессе испытаний, но детали из пластика практически не пострадали, что говорит о их пригодности для этих целей. Д.В. Антонов и Р.Е. Черкасов в своей работе [10] выполнили комплексные испытания двух малоразмерных двигателей для их комплексной оценки, включающий измерения тяги, расхода топлива, КПД и шума. Разработан стенд для испытаний альтернативных топлив.

Из ряда перспективных работ рассмотрим статью [11] (ЦИАМ), в которой описан процесс создания цифрового двойника стендовой установки для испытаний центробежного компрессора с целью определения величины радиальных зазоров. Нашими коллегами из Самарского университета также

выполнен виртуальный стенд для испытаний ГТД [12] и применен на практике для проектирования стартера генератора [13].

Необходимо также рассмотреть статьи иностранных авторов, так как у них замечен другой подход к испытаниям двигателей и созданию испытательных стендов в целом. Так, они создают стенды из подручных материалов и не стесняются об этом писать, что можно увидеть в статьях [14–17]. Однако подобные решения не являются закономерностью. В статьях [18–19] испытания проводятся уже на больших лабораторных стендах.

Исходя из представленного анализа можно отметить малое число статей по тематике высотных испытаний, из которых две [3, 4] опубликованы ЦИАМ. Это связано с дороговизной и сложностью создания, эксплуатации и обслуживания стендов для проведения такого рода испытаний. В связи с этим авторами поставлена цель модернизировать стенд для высотных испытаний малоразмерных двигателей и их узлов на базе Самарского Университета. Цель модернизации заключается в повышении высотности имитируемых условий с 3–4 км до 8–10 км, а также в восстановлении вакуумной магистрали и регламентном обслуживании общих систем стенда.

Описание стенда

Рассматриваемый экспериментальный стенд на протяжении последних десятилетий использовался преимущественно в образовательном процессе. Однако в связи с моральным и физическим устареванием ряда систем, последние годы его эксплуатация была практически прекращена и для проведения на нем научно-исследовательских работ требуется существенная модернизация как измерительного оборудования, так и систем энергообеспечения стенда.

Исходный стенд включает в себя следующие основные системы: систему обеспечения высотноклиматических условий; термобарокамеру (ТБК) с системой термостатирования и топливпитания и систему управления, измерения и регистрации параметров. Данный стенд позволяет проводить испытания в широком диапазоне имитируемых условий: температура $-50^{\circ}\text{C} \dots +50^{\circ}$, высотность 0 ... 4 км.

Для создания высотных условий в ТБК используется осушенный воздух высокого давления ($p = 18$ Мпа), отбираемый от компрессорной станции, оснащенной поршневым компрессором 7ВП-20/220. Для охлаждения воздуха на стенде используется турбодетандерная установка, созданная на базе двигателя ДГ-4М. После турбодетандера воздух поступает в камеру смешения и ресивер. Че-

рез электрозадвижку перепуска в камеру смешения, минуя турбодетандер, подается воздух для более плавного регулирования температуры. В ресивере происходит выравнивание температуры воздуха, после чего он подается в ТБК.

При испытаниях с подогретым воздухом используются электрокалориферы СФО-25, которые обеспечивают подогрев воздуха. Воздух в электрокалорифер подается из атмосферы с помощью вентилятора, после чего он через ресивер поступает в ТБК.

При проведении испытаний камер сгорания реализуется схема с присоединенным трубопроводом, а при испытаниях двигателей — с перегородкой. В обоих случаях для создания разрежения использовалась эжекционная система.

Работы по модификации стенда

Для выполнения научно-исследовательских работ принято решение о модернизации стенда по следующему плану:

- замена термобарокамеры;
- модернизация системы обеспечения высотно-климатических условий;
- восстановление системы топливопитания;
- замена электроприводов задвижек и их автоматизация;
- обновление измерительного оборудования.

Рассмотрим подробнее описанные этапы модернизации.

1. Обновленная термобарокамера (рис. 1) является рабочим участком стенда и представляет собой параллелепипед с габаритами $1850 \times 1150 \times 1700$ мм.

ТБК состоит из опорного каркаса, герметичной камеры с откатной дверью, направляющего рельса с каретками и опорами. Также ТБК дополнительно оснащена системой измерения давления и температуры, технологическими портами для систем обеспечения высотно-климатических условий и топливной системы, освещением и камерами

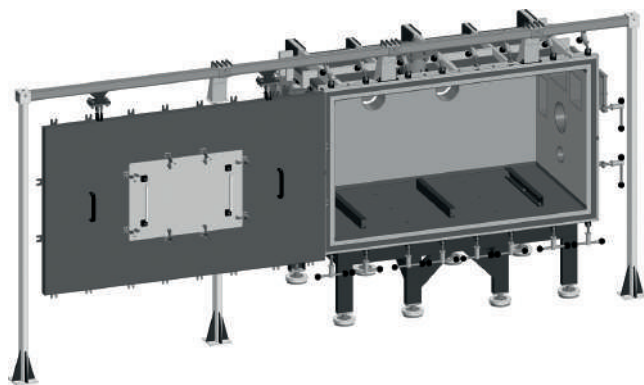


Рис. 1. Общий вид новой термобарокамеры

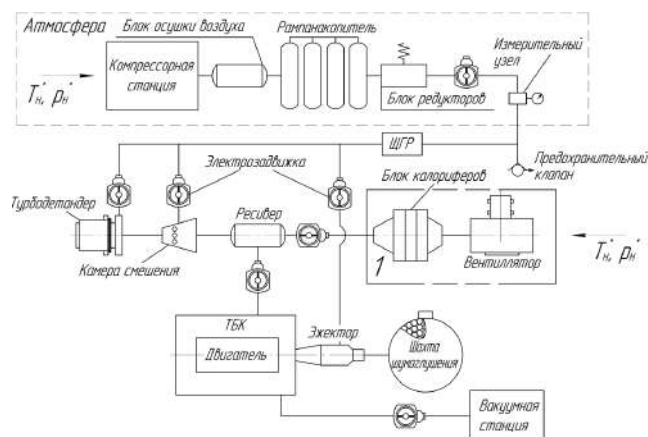


Рис. 2. Схема систем стенда высотно-климатических испытаний

фотофиксации, способными вести запись в реальном времени. Новая ТБК позволяет проводить испытания с имитацией высотных условий до 10 км. При этом фактическая высотность испытаний ограничена не прочностью ТБК, а производительностью вакуумных насосов.

2. Следующим этапом является модернизация существующей системы обеспечения высотно-климатических условий (рис. 2). В ходе модернизации выполнены регламентные работы вакуумных насосов ВВН2-50 (рис. 3), спроектирована, изготовлена и смонтирована воздушная магистраль от вакуумного зала до испытательного стенда, а также смонтированы новые электроприводы задвижек воздушных магистралей (6 шт.) с обратной связью. Вакуумная система позволяет проводить более длительные испытания с имитацией высотных условий, а также резервирует штатную эжекционную систему, при которой время испытаний было ограничено емкостью ресиверов со сжатым воздухом (90 м^3 сжатого воздуха с давлением 220 атмосфер). Текущая схема стенда показана на рис. 2. Объемная и энергетическая характеристики насосов представлены на рис. 4.

3. Была восстановлена топливная система (рис. 5). В системе топливопитания обеспечивается предварительное охлаждение (захолаживание) и подвод топлива к исследуемому объекту. Предварительное захолаживание объекта испытаний и топлива непосредственно в ТБК производится двумя путями: с помощью охлажденного воздуха от турбодетандерной установки либо с помощью автономной подачи паров жидкого азота. Данные варианты захолаживания топлива подходят при небольших его расходах в процессе испытаний, например при исследовании пусковых характеристик камер сгорания. При значительных расходах топлива его можно охладить с помощью системы,



Рис. 3. Восстановленная вакуумная магистраль

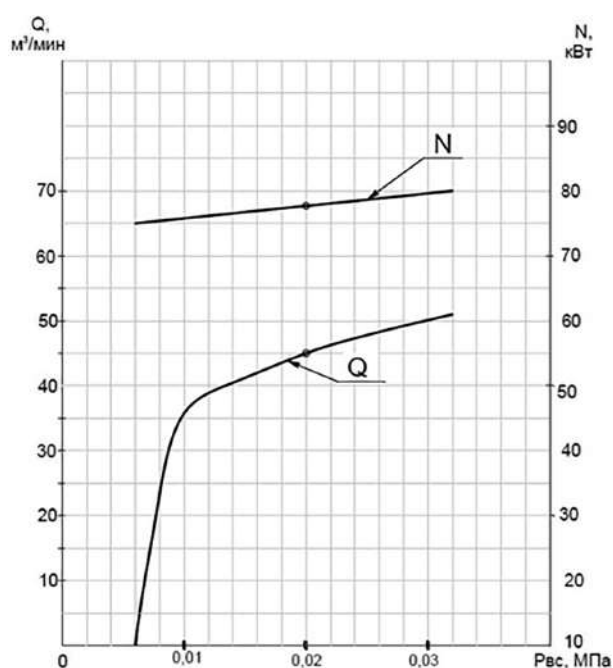


Рис. 4. Объемная и энергетическая характеристики насосов ВВН2-50

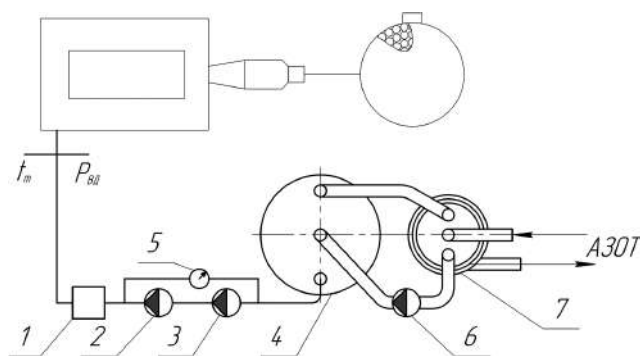


Рис. 5. Система топливопитания:

- 1 – расходомер; 2 – топливный насос ВД;
- 3 – топливный насос НД;
- 4 – топливный термостат;
- 5 – дроссельный кран;
- 6 – топливный насос перекачки;
- 7 – азотный холодильник

изображенной на рис. 5. Топливо из емкости термостата 4 насосом перекачки 6 подается в азотный холодильник 7, где охлаждается и далее подается обратно в термостат. Циркуляция топлива происходит постоянно до момента достижения заданной температуры. При испытаниях топливо с помощью насосов 2, 3 подается в топливную систему исследуемого объекта. Его расход измеряется с помощью турбинных или кориолисовых расходомеров. Общая план-схема стенда представлена на рис. 6.

4. Для измерения параметров рабочего процесса объектов испытания, а также для технологических измерений были закуплены термоэлектрические преобразователи, термометры сопротивления и преобразователи давления.

Модернизированный стенд позволяет проводить испытания МГТД, малоразмерных камер сгорания или отсеков полноразмерных КС. Для исследований климатических характеристик МГТД возможна имитация температуры от -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$. При проведении высотных испытаний обеспечивается моделирование условий на высотах до 6–8 км для МГТД и до 10–11 км для камер сгорания. Приведенный расход воздуха на высоте 10 км равен $1,93 \text{ кг/см}$.

Применение стенда на практике

Для проверки модернизированного стенда необходимо выполнить ряд испытаний. Для этого в Самарском университете имеется два изделия:

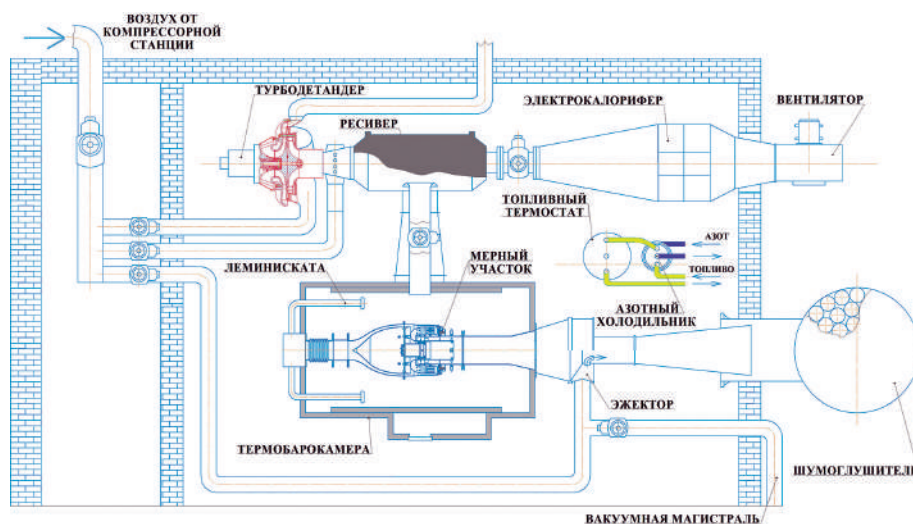


Рис. 6. План-схема высотного стенда

МГТД собственного производства (МГТД-220 «Колибри») и камера сгорания (КС) малоразмерного ГТД. Для проведения пробных испытаний стенда использование МГТД «Колибри» нерационально, поскольку техпроцесс высотных испытаний двигателя более сложен и вероятность уничтожения объекта испытаний в случае ошибки значительно выше. Процесс испытания камеры сгорания напротив является более простым, так как необходимо исследовать только пусковые характеристики. Для проведения испытаний камеры сгорания осуществлены следующие этапы:

- 1) выполнен анализ исходной конструкции двигателя;
- 2) спроектирована упрощенная конструкция обвязки камеры сгорания на базе исходного МГТД для возможности установки КС в ТБК, а также изготовления на базе Самарского университета с помощью аддитивных технологий;
- 3) выполнены поверочные CFD расчеты на режиме авторотации для понимания характера обтекания спроектированных деталей;
- 4) выпущен комплект рабочей конструкторской документации на детали и сборочные единицы, входящие в состав изделия.

В ходе выполнения первоначальной проработки конструкция (рис. 7) претерпела значительные изменения, а именно: удалена роторная часть; сопловой аппарат заменен на шесть стоек, в которых выполнены камеры торможения; по длине проточной части предусмотрены штуцеры для установки замеров статического давления, полной температуры и полного давления.

На рис. 8 изображена схема препарирования измерительного участка. Также выполнено общее упрощение конструкции для возможности изготовления с помощью аддитивных технологий.

В первом сечении измеряются полное давление, температура и статическое давление. Для их измерения были спроектированы приемники, представленные на рис. 9.

Конструктивно приемник полной температуры (рис. 9, а) представляет собой трубку с двумя отверстиями, в которую устанавливается проволоочная термопара. Приемник полного давления (рис. 9, б) представляет собой трубку $0,8 \times 0,2$ мм, загнутую против потока. Оба приемника крепятся к корпусу

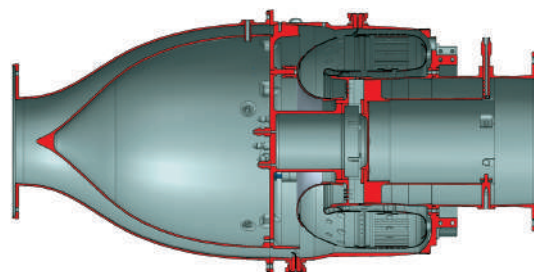


Рис. 7. Продольный разрез спроектированного измерительного участка

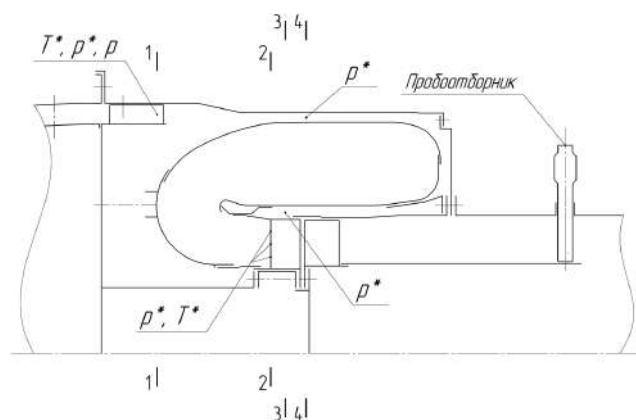


Рис. 8. Схема препарирования измерительного участка

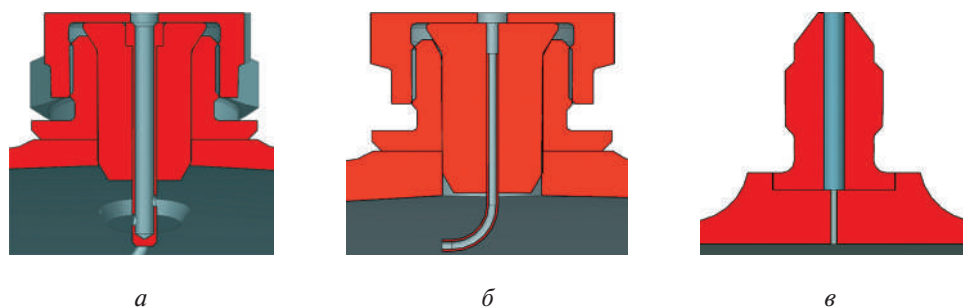


Рис. 9. Датчики параметров рабочего тела

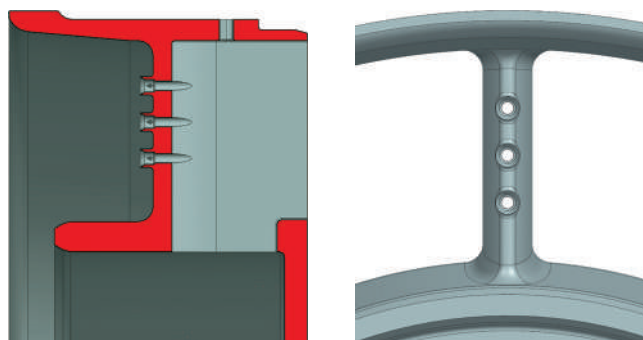


Рис. 10. Общий вид стойки за КС

с помощью фланцев, в которые устанавливается цилиндрическая втулка с конической поверхностью для обеспечения герметизации. Весь пакет фиксируется накладной гайкой. В случае приемника статического давления (рис. 9, в) штуцер с отверстием приваривается к корпусу. В четвертом сечении устанавливается приемник полного давления аналогичный первому сечению.

Во втором сечении для измерения полного давления и температуры выполнены шесть стоек с тремя камерами торможения по высоте (рис. 10) для получения поля давлений и температур на выходе из КС.

Сечение 3 (рис. 9, в) представляет собой трубки полного давления, выставленные против потока. Трубки устанавливаются в радиальные отверстия, выполненные в периферийном сечении полых стоек (рис. 10). На выходе имеется пробоотборник, необходимый для анализа продуктов сгорания. Конструкция и особенности пробоотборника описаны в работе [20].

Выводы

В ходе выполнения работ по модернизации стенда решены следующие задачи, позволяющие проводить стендовые испытания МГТД с имитацией высотных условий:

- заменена термобарокамера;
- восстановлена система топливопитания;
- восстановлена вакуумная магистраль;

— установлены автоматизированные задвижки на все трубопроводы;

— обновлено измерительное оборудование.

В результате модификации стенда расширен диапазон моделируемых высотных условий с 3–4 км до 8–11 км, благодаря замене ТБК и восстановлению вакуумной магистрали. Температурный диапазон от -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$. По своим возможностям модернизированный стенд уступает стенду ЦИАМ [3], который обеспечивает более широкий температурный диапазон от -80°C до $+120^{\circ}\text{C}$ и позволяет моделировать скорость набегающего потока до 1,3 Маха. Однако энергетика модернизированного стенда достаточна для выполнения научно-исследовательских работ начального уровня.

В качестве объекта для первичной апробации выбрана камера сгорания МГТД, для которой спроектирован мерный участок с выполненным препарированием, обеспечивающим измерение параметров потока.

После окончания пусконаладочных работ планируется приступить к экспериментальной отработке высотного запуска МГТД с тягой 220 Н и 550 Н, разработанных в Самарском университете.

Спроектированная инфраструктура обладает высоким потенциалом как для внутренних исследований, так и для выполнения работ от сторонних заказчиков. В дальнейшем стенд может использоваться в качестве универсальной платформы для экспериментальной оценки различных компонентов ГТД, испытаний МГТД и проведения учебных занятий для студентов университета и профильных предприятий.

Список источников

1. Солохин Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1975. 356 с.
2. Григорьев В.А., Гишваров А.С. (ред.). Испытания авиационных двигателей. 2-е изд., доп. М.: Инновационное машиностроение, 2019. 542 с.
3. 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.
4. 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>
 5. Бьюсчаерт Ф., Хендрик П. Исследование предварительного входного охлаждения для малых газотурбинных двигателей // Вестник аграрной науки Дона. 2010. № 4. С. 41–57.
 6. Богданов В.И., Кузнецов С.П. Особенности расчета сопла с резонатором-усилителем тяги и эксперимент в составе малоразмерного ГТД // Вестник РГТА им. П. А. Соловьева. 2021. № 3(58). С. 9–13.
 7. Булат П.В., Вокин Л.О., Волков К.Н. и др. Экспериментальное и численное исследование нагрева стенок камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. Т. 2. № 1. С. 63–76. DOI 10.52467/2949-401X-2024-2-1-63-76. EDN JEBQDK
 8. Пономарев Б.А., Гаврилов В.В. Проблемы создания ВГТД с ротором на газовых подшипниках // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2009. № 1(17). С. 41–55.
 9. Побелянский А.В., Мустейкис А.И., Галаджун А.А. и др. Исследование возможности применения деталей из термостойких пластиков и их испытание в составе малоразмерного газотурбинного двигателя // Исследования наукограда. 2017. Т. 1. № 2. С. 76–81.
 10. Antonov D.V., Cherkasov R.E., Gneusheva V.V., et al. Comprehensive approach to static firing tests of micro gas turbine engines powered by liquid fuels // Energy. 2024. Vol. 313: 133870. DOI: 10.1016/j.energy.2024.133870
 11. 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
 12. 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.
 13. Ткаченко А.Ю., Пелевин В.С., Алексенцев А.А. и др. Концептуальное проектирование стартера генератора на базе виртуальной среды АСТРА-9 // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 114–122.
 14. Capata R., Saracchini M. Experimental campaign tests on ultra micro gas turbines, fuel supply comparison and optimization // Energies. 2018. Vol. 11. No. 4: 799. DOI: 10.3390/en11040799
 15. Wiesche S.A.D. A mobile test rig for micro gas turbines based on a thermal power measurement approach // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2012. Vol. 134. No. 11: 112301. DOI: 10.1115/GT2012-68095
 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. 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
 18. Wu X., Hu X., Xiang X., et al. An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation // Case Studies in Thermal Engineering. 2023. Vol. 49. No. 1: 103305. DOI: 10.1016/j.csite.2023.103305
 19. 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: 4904. DOI: 10.3390/electronics12244904
 20. Миронов Н.С., Анисимов В.М., Матвеев С.С. и др. Пробоотборник с жидкостным охлаждением. Патент RU 182039 U1. Бюл. № 22, 01.08.2018.

References

1. Solokhin EL. *Tests of aviation air-jet engines*. 2nd ed. Moscow: Mashinostroenie; 1975. 356 p. (In Russ.).
2. Grigor'ev VA, Gishvarov AS. (ed.). *Tests of aircraft engines*. 2nd ed. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie, 2019. 542 p. (In Russ.).
3. Zhigunov MM, Mitrofanov KE. Features of creating a test facility for small-sized aviation engines and power plants based on a climatic test unit. *Aviatsionnye dvigateli*. 2019(3):35-40. (In Russ.).
4. Bolkhovitin MS, Borovikov DA, Ionov AV, et al. Micro gas turbine engine test bench development. *Trudy MAI*. 2016(91). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=75612> (In Russ.).
5. Buysschaert F, Hendrick P. Research on inlet precooling for small turbojet engines. *Vestnik agrarnoi nauki Dona*. 2010(4):41-57. (In Russ.).
6. Bogdanov VI, Kuznetsov SP, Kuvtyryov DV. Features of calculation of a nozzle with a resonator thrust augmentor and experiment within a small-sized gas turbine engine. *Vestnik RGATA im. P.A. Solov'eva*. 2021;58(3):9-13. (In Russ.).
7. Bulat PV, Vokin LO, Volkov KN, et al. Experimental and numerical study of combustion chamber wall heating of micro gas turbine engine. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024;2(1):63-76. (In Russ.). DOI 10.52467/2949-401X-2024-2-1-63-76 EDN JEBQDK
8. Ponomaryov BA, Gavrilov VV. Problems of making auxiliary gas turbine engines with gas bearing rotors. *Vestnik*

- Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*. 2009;17(1):41–55. (In Russ.).
9. Pobelyansky AV, Musteikis AI, Galadzhun AA, et al. Research of the possibility of using parts from heat-resistant plastics and their testing as part of a small-sized gas turbine engine. *The Research of the Science City*. 2017;1(2):76–81. (In Russ.).
 10. Antonov DV, Cherkasov RE, Gneusheva VV, et al. Comprehensive approach to static firing tests of micro gas turbine engines powered by liquid fuels. *Energy*. 2024;313:133870. DOI: 10.1016/j.energy.2024.133870
 11. Temis YuM, Solovjeva AV, Zhurenkov YuN, et al. Digital twin of rig for testing of centrifugal compressor for small-scale gas turbine engine. *Aviatsionnye dvigateli*. 2021;10(1):5–16. DOI: 10.54349/26586061_2021_1_5
 12. Tkachenko AYU, Rybakov VN, Krupenich IN, et al. Computer-aided system of virtual gas turbine engine testing. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2014;47(5-3):113–119. (In Russ.).
 13. Tkachenko AYU, Pelevin VS, Aleksentsev AA, et al. Conceptual Designing of Generator Starter Based on the ASTRA-9 Virtual Medium. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):114–122. (In Russ.).
 14. Capata R, Saracchini M. Experimental campaign tests on ultra micro gas turbines, fuel supply comparison and optimization. *Energies*. 2018;11(4):799. DOI: 10.3390/en11040799
 15. Wiesche SAD. A mobile test rig for micro gas turbines based on a thermal power measurement approach. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2012;134(11):112301. DOI: 10.1115/GT2012-68095
 16. Seo J, Lim HS, Park J, et al. Development and experimental investigation of a 500-W class ultra-micro gas turbine power generator. *Energy*. 2017;124:9–18. DOI: 10.1016/j.energy.2017.02.012
 17. Fu L, Feng Z, Li G. Experimental investigation on overall performance of a millimeter-scale radial turbine for micro gas turbine. *Energy*. 2017;134:1–9. DOI: 10.1016/j.energy.2017.06.006
 18. Wu X, Hu X, Xiang X, et al. An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation. *Case Studies in Thermal Engineering*. 2023;49(1):103305. DOI: 10.1016/j.csite.2023.103305
 19. 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;12(24):4904. DOI: 10.3390/electronics12244904
 20. Mironov NS, Anisimov VM, Matveev SS, et al. *A liquid-cooled sampler*. Patent RU 182039 U1, 01.08.2018. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 29.04.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 26.06.2025
Принята к публикации / Accepted 09.07.2025