

А.А. Иноземцев^{1,2}, С.В. Торопчин², И.Н. Грибков², М.Д. Галлямов²

¹Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

²ОДК-Авиадвигатель, Россия

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИМИТАЦИЕЙ ТРЕБУЕМЫХ ВХОДНЫХ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ В УСЛОВИЯХ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Рассматривается способ проведения научно-исследовательских испытаний газогенератора перспективного двухконтурного турбореактивного двигателя с имитацией требуемых входных термогазодинамических параметров в условиях моторостроительного предприятия.

Отмечено, что проведение научно-исследовательских испытаний традиционно связано с использованием многопрофильных испытательных комплексов, позволяющих обеспечить имитацию условий работы, максимально приближенных к эксплуатационным для широкого диапазона объектов испытания различной тяги (мощности) и назначения. Подобные испытательные комплексы требуют значительных капитальных и эксплуатационных затрат, что в общем определяет их ограниченное количество в мире.

Показано, что неизменный рост доли научно-исследовательских испытаний на начальных этапах проектирования требует организации испытаний с минимальными финансовыми и материальными затратами непосредственно в условиях моторостроительного предприятия, где особое место отводится испытаниям газогенератора перспективного двухконтурного турбореактивного двигателя. Определение способа имитации термогазодинамических параметров сопряжено с решением достаточно противоречивых задач, где, с одной стороны, требуется обеспечить достоверное воспроизведение реальных условий работы газогенератора для всех версий исполнения проектируемого двухконтурного турбореактивного двигателя, а с другой стороны, необходимо обеспечить сокращение трудоемкости и стоимости проведения испытательных работ.

Одним из действенных решений является применение специализированных испытательных комплексов, отличительной особенностью которых является определение наиболее простого и экономичного средства получения рабочего тела требуемых термогазодинамических параметров для заранее определенного диапазона объектов испытания различной тяги (мощности) и назначения. Рассмотрена техническая реализация специализированного испытательного комплекса для испытаний газогенератора перспективного двухконтурного турбореактивного двигателя в АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь).

Ключевые слова: газогенератор двухконтурного турбореактивного двигателя, двухконтурный турбореактивный двигатель, испытания, испытательный комплекс, критические технологии, моторостроительное предприятие, научно-исследовательские испытания, стоимость жизненного цикла, термогазодинамические параметры, условия эксплуатации, экспериментальная обработка.

A.A. Inozemtsev^{1,2}, S.V. Toropchin², I.N. Gribkov², M.D. Gallyamov²

¹Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

²UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

RESEARCH TESTS OF THE ADVANCED BYPASS TURBOJET ENGINE CORE WITH SIMULATION OF TARGET INPUT THERM GASODYNAMIC PARAMETERS IN THE CONDITIONS OF THE ENGINE BUILDING ENTERPRISE

The method of advanced bypass turbojet engine core research tests with simulation of target inlet thermogasdynamic parameters at the engine OEM site is considered.

It is stated that research testing is traditionally associated with the use of multifunctional test facilities capable of simulating operating conditions as close as possible to operational ones for a wide range of test objects of different thrust (power) and application. Such test facilities require significant investment and operating costs, which in general determines their limited number in the world.

It is shown that the steady growth of the share of research tests at the initial design stages requires organization of tests with minimal financial and material costs directly at the engine OEM site, where testing the advanced bypass turbojet engine core plays a special part. Determination of the method for simulating thermogasdynamic parameters is associated with solution of rather contradictory problems, where, on the one hand, it is required to ensure reliable reproduction of the actual operating conditions of the core for all configurations of the bypass turbojet engine under development, and on the other hand, to ensure lower manpower and cost of testing.

One of the effective solutions is the use of specialized test facilities, a distinctive feature of which is determination of the simplest and most economical means of obtaining the working fluid with the required thermogasdynamic parameters for a pre-determined range of test objects of different thrust (power) and application. The technical implementation of the dedicated test facility for testing the advanced bypass turbojet engine core at UEC-Aviadvigatel JSC (Perm) is considered.

Keywords: bypass turbojet engine core, bypass turbojet engine, tests, test facility, critical technologies, engine OEM, research tests, life cycle cost, thermogasdynamic parameters, operating conditions, experimental development.

Введение

Создание перспективного двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) – комплексный процесс, базирующийся на прогрессивных достижениях многих отраслей науки и техники, таких как газовая динамика, теплофизика, прочность, материалы, технологии, электроника и др. Это также дорогостоящий процесс, который в настоящее время проходит в условиях жесткой конкуренции на открытом авиационном рынке, где с каждым новым качественным улучшением показателей технического совершенства и эффективности ТРДД объем необходимых научно-исследовательских и экспериментальных работ неуклонно растет. В конечном итоге это ведет к увеличению сроков и стоимости создания газотурбинной техники [1–9]. В табл. 1 представлены общие сроки и стоимость создания ТРДД в зависимости от их поколений развития, а также показана доля научно-исследовательских и экспериментальных работ (НИЭР) [10].

Таблица 1

Общие сроки и стоимость создания ТРДД в зависимости от их поколения

Показатель	Поколение развития ТРДД			
	II	III	IV	V
Общий срок создания, год	5	6	10	16
Срок проведения НИЭР, год	1	2	5	9
Общая стоимость создания, млрд долл.	0,300	0,750	1400	3500
Стоимость проведения НИЭР, млрд долл.	0,060	0,070	0,210	2100

Из представленных данных следует, что в условиях конкурентной борьбы первоочередным требованием становится снижение стоимости жизненного цикла ТРДД и сроков его создания. Одним из действенных решений проблемы является опережающая отработка новых критических технологий, где особая роль отводится их экспериментальной отработке в составе газогенератора двухконтурного турбореактивного двигателя (ГГ ТРДД) в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным [3–5, 8, 10]. Так, например, можно отметить следующие научно-исследовательские испытания, направленные на определение:

- термодинамических и аэродинамических характеристик основных элементов ГГ ТРДД во всем диапазоне рабочих режимов;

- эмиссионных характеристик ГГ ТРДД (CO₂, CO, NO_x, CH) во всем диапазоне рабочих режимов;

- работоспособности конструкции ГГ ТРДД в условиях с превышением температуры газов перед турбиной и частоты вращения ротора ГГ ТРДД по сравнению с максимально допустимыми в эксплуатации.

Целью статьи является рассмотрение вопроса проведения научно-исследовательских испытаний ГГ ТРДД с требуемыми входными термогазодинамическими параметрами, имитирующими работу контура низкого давления по температуре, давлению и расходу рабочего тела в условиях моторостроительного предприятия.

Научно-исследовательские испытания с имитацией входных термогазодинамических параметров

Традиционно для научно-исследовательских испытаний с имитацией входных термогазодинамических параметров применяются многопрофильные испытательные ком-

плексы, позволяющие обеспечить имитацию термогазодинамических параметров, максимально приближенных к условиям эксплуатации, для широкого диапазона объектов испытания различной тяги (мощности) и назначения. Такая особенность прежде всего определяется возможностью рекомбинации технологического процесса, содержащего оборудование избыточной мощности. Ввиду этого многопрофильные испытательные комплексы представляют собой большие технологические сооружения, состоящие из дорогостоящего оборудования и сложных инфраструктурных систем, например, таких как компрессорные установки, системы охлаждения, осушки и подогрева воздуха, системы воздухопроводов и т.п. Подобные комплексы требуют значительных капитальных затрат для их размещения, что в общем определяет их ограниченное количество в мире [7, 11–14].

Классическими примерами таких испытательных комплексов являются крупнейшие зарубежные комплексы, такие как НИЦ им. Арнольда (шт. Теннесси, США), НИЦ им. Гленна (шт. Огайо, США), НИЦ им. Ленгли (шт. Вирджиния, США). Так, например, НИЦ им. Арнольда располагает испытательной базой для доводочных, сертификационных и квалификационных испытаний авиационных, ракетных и космических систем и состоит более чем из 68 испытательных стендов, которые включают, помимо всего прочего, аэродинамические трубы, испытательные камеры ракетных и авиационных двигателей, баллистические полигоны, центрифуги и другие специализированные испытательные установки. Суммарная электрическая мощность оборудования составляет более 16 000 МВт, а сам испытательный комплекс занимает площадь свыше 16 000 га и имеет собственное открытое водохранилище охлаждающей воды площадью 1600 га [15]. Общий вид НИЦ им. Арнольда показан на рис. 1.

Среди отечественных многопрофильных испытательных комплексов крупнейшим является НИЦ ЦИАМ (г. Лыткарино, Россия), уступающий лишь НИЦ им. Арнольда и НИЦ им. Гленна. Так, например, НИЦ ЦИАМ располагает испытательной базой для всего перечня инженерных и сертификационных испытаний преимущественно авиационных воздушно-реактивных двигателей, которая, в свою оче-

редь, состоит из более 50 испытательных стендов и установок разного типа и назначения. Суммарная электрическая мощность оборудования составляет более 600 МВт, при этом наиболее энергоемкие испытания проводятся в ночное время, а общая площадь составляет более 20 га [16]. Общий вид НИЦ ЦИАМ показан на рис. 2.

Основными недостатками многопрофильных испытательных комплексов являются как значительные финансовые и материальные затраты, связанные со строительством и эксплуатацией, так и высокая стоимость проведения испытаний, обусловленная в том числе высокими логистическими издержками, особенно ярко выраженными на начальных этапах проектирования ТРДД. Исходя из этого, рассматриваемые многопрофильные комплексы не позволяют оптимальным образом обеспечить опережающую отработку новых технологий и технических решений на начальных этапах проектирования и связаны в большей степени с исследованиями, доводкой и сертификацией ТРДД в особых условиях эксплуатации: испытания на переходных режимах и имитация динамики полета, большие углы атаки, пыль, условия обледенения и др.

Научно-исследовательские испытания с имитацией входных термогазодинамических параметров в условиях моторостроительного предприятия

Увеличение доли научно-исследовательских испытаний на начальных этапах проектирования требует организации испытаний с минимальными финансовыми и материальными затратами непосредственно в условиях моторостроительного предприятия. С учетом достаточно противоречивых требований, предъявляемых к испытаниям ГГ ТРДД при определении способа имитации входных термогазодинамических параметров, возникает проблема, где, с одной стороны, требуется обеспечить максимальное воспроизведение реальных условий работы ГГ ТРДД во всех версиях исполнения ТРДД и максимальную достоверность результатов испытания, а с другой стороны, необходимо обеспечить сокращение трудоемкости и стоимости проведения испытательных работ непосредственно в условиях моторостроительного предприятия [2, 4, 7, 12].



Рис. 1. Общий вид НИЦ имени Арнольда (штг. Теннесси, США)



Рис. 2. Общий вид НИЦ ЦИАМ (г. Лыткарино, Россия)

Одним из действенных решений является применение специализированных испытательных комплексов с имитацией требуемых входных термогазодинамических параметров. Отличительной особенностью таких испытательных комплексов является определение наиболее простого и экономичного средства получения рабочего тела требуемых термогазодинамических параметров для заранее определенного диапазона объектов испытания различной тяги (мощности) и назначения [2, 11, 13, 14]. Таким образом, для проведения исследовательских и доводочных испытаний ГГ ТРДД непо-

средственно в условиях моторостроительного предприятия авторами работы предложена уникальная техническая реализация специализированного испытательного комплекса, что подтверждается полученным патентом [17]. Принципиальная схема специализированного испытательного комплекса для испытаний ГГ ТРДД с имитацией входных термогазодинамических параметров представлена на рис. 3.

В основе рассматриваемого специализированного испытательного комплекса лежит технологический процесс получения рабочего

тела с требуемыми термодинамическими параметрами, где воспроизведение требуемых параметров выполняется на базе модифицированного турбореактивного двухконтурного двигателя без смешения потоков внутреннего и внешнего контуров с организацией независимого отбора рабочего тела из внешнего контура – технологического турбореактивного двухконтурного двигателя (ТТРДД). Рабочее тело внешнего контура ТТРДД через систему подвода рабочего тела поступает на вход испытуемого ГГ ТРДД, чем обеспечивается имитация входных термогазодинамических параметров. Система подвода рабочего тела представляет собой систему воздухопроводов протяженностью более 30 м и диаметром около 1 м, содержащую устройства перепуска рабочего тела в атмосферу – регулируемую заслонку перепуска и клапаны дискретного перепуска. Общий вид специализированного испытательного комплекса для испытаний ГГ ТРДД с имитацией входных термогазодинамических параметров в АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь) представлен на рис. 4.

Значение требуемых термодинамических параметров на входе в ГГ ТРДД в зависимости от имитируемого режима работы, проектируемого ТРДД, может быть однозначно определено режимом работы ГГ ТРДД и требуемыми

термодинамическими параметрами на входе проектируемого ТРДД:

$$T_{ГГ\ ТРДД\ вх\ треб} = f(n_{ГГ\ ТРДД\ пр}, T_{ТРДД\ вх\ треб}, P_{ТРДД\ вх\ треб}); \quad (1)$$

$$P_{ГГ\ ТРДД\ вх\ треб} = f(n_{ГГ\ ТРДД\ пр}, T_{ТРДД\ вх\ треб}, P_{ТРДД\ вх\ треб}); \quad (2)$$

$$G_{ГГ\ ТРДД\ вх\ треб} = f(n_{ГГ\ ТРДД\ пр}, T_{ТРДД\ вх\ треб}, P_{ТРДД\ вх\ треб}), \quad (3)$$

где $T_{ГГ\ ТРДД\ вх\ треб}$ – требуемое значение температуры рабочего тела на входе в испытуемый ГГ ТРДД; $P_{ГГ\ ТРДД\ вх\ треб}$ – требуемое значение давления рабочего тела на входе в испытуемый ГГ ТРДД; $n_{ГГ\ ТРДД\ пр}$ – режим работы испытуемого ГГ ТРДД; $T_{ТРДД\ вх\ треб}$ – требуемое значение температуры рабочего тела на входе в проектируемый ТРДД; $P_{ТРДД\ вх\ треб}$ – требуемое значение давления рабочего тела на входе в проектируемый ТРДД; $G_{ГГ\ ТРДД\ вх\ треб}$ – требуемое значение расхода рабочего тела на входе в проектируемый ТРДД.

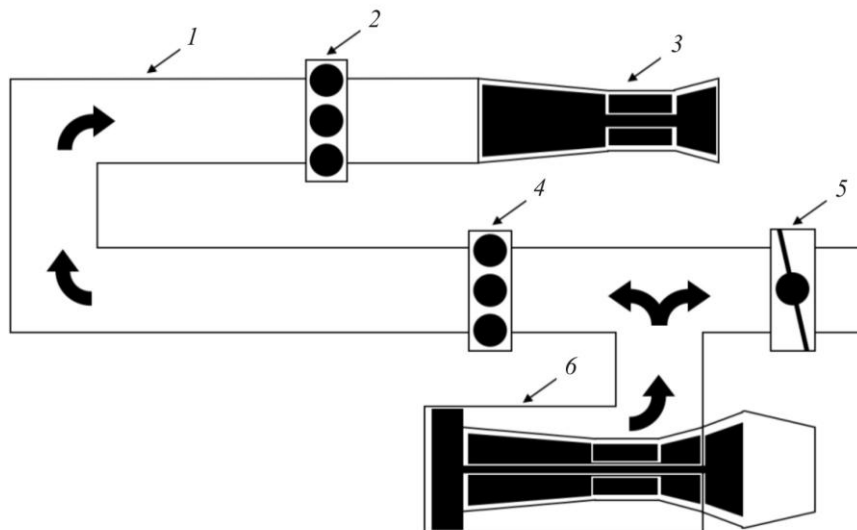


Рис. 3. Принципиальная схема специализированного испытательного комплекса для испытаний ГГ ТРДД с имитацией входных термогазодинамических параметров: 1 – система подвода рабочего тела (воздуховод); 2, 4 – клапаны дискретного перепуска рабочего тела в атмосферу; 3 – ГГ ТРДД; 5 – регулируемая заслонка перепуска рабочего тела в атмосферу; 6 – ТТРДД

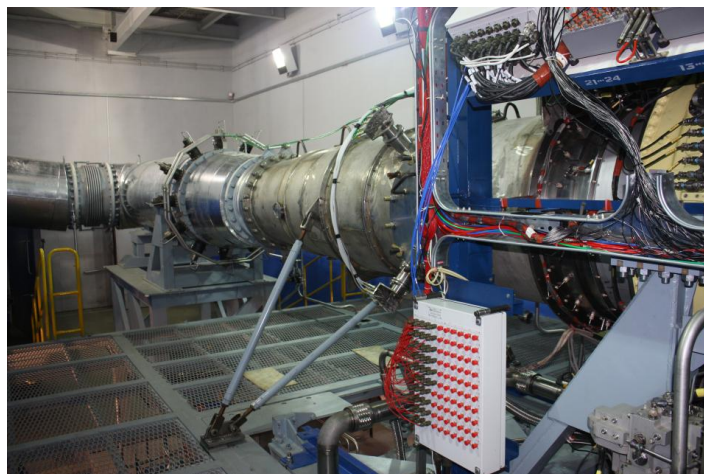


Рис. 4. Общий вид специализированного испытательного комплекса для испытаний ГГ ТРДД с имитацией входных термогазодинамических параметров в АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь)

В рассматриваемом способе имитации требуемых входных термогазодинамических параметров влияние отсутствующего контура низкого давления, проектируемого ТРДД в большей степени, определяется работой ТТРДД. Ввиду этого выбор ТТРДД определенной тяги (мощности) на базе существующих ТРДД однозначно определяет, с одной стороны, полноту обеспечения требуемых входных термогазодинамических параметров ГГ ТРДД, а с другой стороны – экономические показатели проведения данных испытаний. Так, напри-

мер, в качестве ТТРДД для испытания ГГ ТРДД ПД-14 выбран ТРДД Д-30 3-й серии из ряда серийных ТРДД разработки АО «ОДК-Авиадвигатель» с учетом наилучшего соответствия параметров рабочего тела наружного контура ТТРДД требованиям к параметрам на входе в ГГ ТРДД и эксплуатационных расходов в условиях рассматриваемого моторостроительного предприятия. Конструктивная схема модифицированного ТРДД Д-30 3-й серии без смешения представлена на рис. 5.

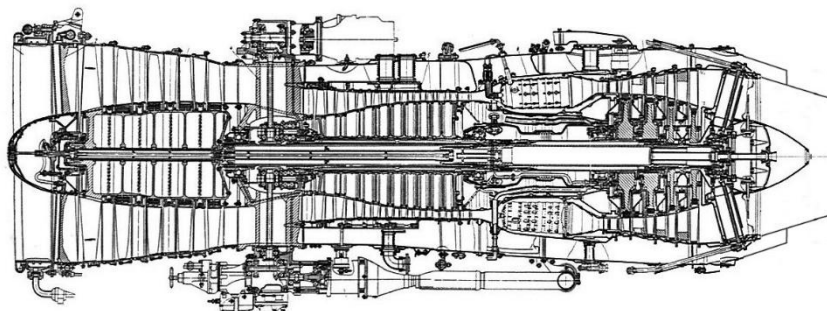


Рис. 5. Конструктивная схема модифицированного ТРДД Д-30 3-й серии

В табл. 2 приведены результаты сравнения требуемых входных термогазодинамических параметров ГГ ТРДД ПД-14, соответствующих взлетным режимам проектируемого

ТРДД, с параметрами на выходе из канала наружного контура серийных ТРДД разработки АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь).

Таблица 2

Параметр	ГГ ТРДД ПД-14	ТРДД Д-30 3-й серии	ТРДД Д-30 2-й серий	ТРДД Д-30 КУ
Температура, К	362	417	397	370
Давление, кг/см ²	2,13	2,65	2,28	1,87
Расход, кг/см	54,3	56,5	64,4	191

Однако конструктивно испытательный комплекс выполнен таким образом, что имитация параметров проектируемого ТРДД по температуре, давлению и расходу рабочего тела на входе в ГГ ТРДД определяется характеристиками ТТРДД, где в результате параметрического различия, имитируемого полноразмерного ТРДД и ТТРДД, обеспечивается лишь частичное соответствие параметров рабочего тела внешнего контура ТТРДД требованиям к параметрам на входе в испытуемый ГГ ТРДД при имитации различных вариантов исполнения создаваемого типа ТРДД. Исходя из этого, основным способом получения требуемых параметров рабочего тела на входе в ГГ ТРДД является совместное изменение режима работы ТТРДД и процента перепуска рабочего тела в стендовую систему выхлопа, где регулирование режима работы и процента перепуска рабочего тела реализуется локальными системами управления по командам персонала, а регулирование режима работы ГГ ТРДД осуществляется электронной системой автоматического управления с полной ответственностью. Применяемый подход к управлению испытательным комплексом требует высокой квалификации и слаженной работы персонала при проведении научно-исследовательских испытаний.

Специализированные испытательные комплексы, ориентированные на проведение научно-исследовательских испытаний, характеризуются развитыми системами измерения и контроля, объединенными в единое информационное пространство и позволяющими точно и с заданным быстродействием осуществлять большие объемы измерений, достигающие 10 000 параметров. Для формирования единого информационного пространства, как правило, применяется иерархическая структура, где все стендовые системы измерения и контроля объединены в единую локальную компьютерную сеть, имеющую выход в общую компьютерную сеть моторостроительного предприятия, в которой организованы сетевые ресурсы для обеспечения хранения, обработки и анализа полученной информации как в ходе испытания, так и после его проведения. Например,

информационно-измерительная система специализированного испытательного комплекса для испытаний ГГ ТРДД в АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь) включает в себя такие измерительные системы, как система измерения быстропеременных параметров тензометрирования и вибрографирования и система бесконтактных измерений виброперемещений и вибронапряжений рабочих лопаток на базе программно-аппаратного комплекса МИС-503 разработки НПП «Мера». Синхронизация стендовых систем измерения и контроля с привязкой к единой шкале времени обеспечивается системой СЕВ МЕ-020 разработки НПП «Мера». В процессе первых испытаний ГГ ТРДД ПД-14 общее число измеряемых и расчетных параметров достигало 6000, при этом общий объем регистрируемой информации составил в среднем 250 Гб за 1 ч испытаний [11].

Стоит отметить, что сложность объекта испытания и самого технологического комплекса и высокий уровень требований к их качеству и надежности работы, необходимость значительного сокращения трудоемкости и стоимости испытательных работ требуют создания и применения системы автоматизации испытаний ГГ ТРДД, построенной на базе средств вычислительной техники и использующей в своей работе современные математические и информационные методы, что представляет собой направление дальнейших исследований.

Заключение

Рассмотренный способ имитации требуемых входных термогазодинамических параметров позволяет обеспечить проведение доводочных, исследовательских и части сертификационных испытаний ГГ ТРДД непосредственно в условиях моторостроительного предприятия, что позволяет существенно сократить стоимость проведения и повысить информативность испытаний на начальных этапах проектирования ТРДД.

Библиографический список

1. Schiwe C., Neuburger N., Staudacher S. How future propulsion systems influence future component testing: latest results from Stuttgart University's altitude test facility // GPPS – 2019. – Paper No. TC-2019-051.

2. Авиационные двигатели и энергетические установки: сб. науч. тр. / под ред. А.В. Луковникова; Гос. науч. центр РФ «Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова». – М., 2020. – 396 с.
3. Развитие авиационных ТРДД и создание уникальных технологий / В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин // Двигатель. – 2013. – № 2. – С. 2–7.
4. Бабкин В.И., Солонин В.И. Роль и место экспериментальных исследований при создании перспективных авиационных двигателей // Двигатель. – 2015. – № 4. – С. 2–9.
5. Бабкин В.И., Солонин В.И. Современная методология создания конкурентоспособных авиационных двигателей и место науки в этом процессе // Двигатель. – 2017. – № 1. – С. 10–13.
6. Иноземцев А.А. О программе создания авиационных газотурбинных двигателей пятого поколения для семейства самолетов МС-21 // Вестник Пермского федерального исследовательского центра. – 2010. – № 4. – С. 28–46.
7. Испытания авиационных двигателей: учеб. для вузов / В.А. Григорьев [и др.]; под общ. ред. В.А. Григорьева, А.С. Гишварова. – М.: Инновационное машиностроение, 2016. – 542 с.
8. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: в 3 т. / под ред. А.А. Иноземцева, М.А. Нихамкина, В.Л. Сандрацкого. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 1. – 208 с.
9. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / В.И. Бакулев [и др.]; под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина, МАИ. – М., 2003. – 688 с.
10. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / ЦИАМ. – М., 2010. – 673 с.
11. Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Белоусов А.Н. Основы доводки авиационных ТРДД: учеб. пособие. – М.: Машиностроение, 2012. – 152 с.
12. Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок / Е.Ю. Марчуков [и др.]; под ред. И.И. Онищика; МАИ. – М., 2004. – 336 с.
13. Леонтьев В.Н., Сиротин С.А., Теверовский А.М. Испытания авиационных двигателей и их агрегатов. – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
14. Павлов Ю.И., Шайн Ю.Я., Абрамов Б.И. Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 152 с.
15. Авиационные и ракетные двигатели. Т. 3. Экспериментально-доводочная база авиационных ВРД в США / сост.: А.Э. Голодницкий, Б.М. Силин; ВИНТИ. – М., 1990. – 90 с.
16. Научный вклад в создание авиационных двигателей: в 2 кн. / Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова; под общ. науч. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000. – Кн. 2. – 616 с.
17. Стенд для испытания газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей: пат. 2622588 Рос. Федерация: МПК G 01 M 15/14 / Иноземцев А.А., Галлямов М.Д., Двинских А.В., Грибков И.Н., Полулях А.И.; заявитель и патентообладатель АО «ОДК-Авиадвигатель». – № 2016122365; заявл. 06.06.2016; опубл. 16.06.2017, Бюл. № 17. – 7 с.
18. Концепция построения автоматизированных информационно-измерительных систем для испытаний ТРДД 5-го поколения / А.А. Иноземцев, А.А. Васкецов, Х.Х. Фатыхов, Ю.В. Мелузов, А.Н. Попов // Авиационная промышленность. – 2013. – № 4. – С. 12–16.

References

1. Schiewe C., Neuburger N., Staudacher S. How future propulsion systems influence future component testing: latest results from Stuttgart University's altitude test facility // GPPS Paper No. TC-2019-051, 2019.
2. Lukovnikov A.V. Aviatsonnye dvigateli i energeticheskie ustanovki : sbornik nauchnykh trudov [Aircraft engines and power plants: collection of scientific papers]. Moscow: State Scientific Center of the Russian Federation "Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov", 2020, 396 p.
3. Babkin, V.I. Razvitie aviatsionnykh TRDD i sozdanie unikal'nykh tekhnologiy [Development of aviation turbofan engines and the creation of unique technologies]. Dvigatel, 2013, No. 2, pp. 2-7.
4. Babkin, V.I. Rol i mesto eksperimentalnykh issledovaniy pri sozdanii perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley [The role and place of experimental research in the creation of advanced aircraft engines]. Dvigatel, 2015, no.4, pp.2-9.
5. Babkin, V.I. Sovremennaya metodologiya sozdaniya konkurentosposobnykh aviatsionnykh dvigateley i mesto nauki v etom protsesse [Modern methodology for creating competitive aircraft engines and the place of science in this process]. Dvigatel, 2017, no.1, pp.10-13.

6. Inozemtsev, A. A. O programme sozdaniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley pyatogo pokoleniya dlya semeystva samoletov MS-21 [On the program for the creation of fifth generation aircraft gas turbine engines for the MC-21 aircraft family]. PERM FEDERAL RESEARCH CENTRE JOURNAL, 2010, no. 4, pp. 28-46.

7. Grigorev V. A., Gishvarov A. S. Ispytaniya aviatsionnykh dvigateley: uchebnik dlya vuzov [Tests of aircraft engines: textbook for universities]. Moscow.: Innovatsionnoe Mashinostroyeniye, 2016, 542 p.

8. A.A. Inozemtsev, M.A. Nikhamkin, V.L. Sandratskiy. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Basics of designing aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2008, 208 p.

9. Bakulev V.I. Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok: Uchebnik [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants: Textbook]. Moscow: MAI, 2003, 688 p.

10. Skibin, V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitelnykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor) [The work of the leading aircraft engine-building companies to ensure the creation of advanced aircraft engines (analytical review)]. Moscow: CIAM, 2010, 673 p.

11. Grigorev V.A., Kuznetsov S.P., Belousov A.N. Osnovy dovodki aviatsionnykh TRDD: uchebnoe posobie [The basics of fine-tuning aviation turbofan engines: a tutorial]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2012, 152 p.

12. Marchukov E. Yu. Ispytaniya i obespechenie nadezhnosti aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Testing and ensuring the reliability of aircraft engines and power plants]. Moscow: MAI, 2004, 336 p.

13. Leontev, V.N., Sirotin S.A., Teverovskiy A.M. Ispytaniya aviatsionnykh dvigateley i ikh agregatov [Testing of aircraft engines and their units]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1976, 216 p.

14. Pavlov Yu.I., Shayn Yu. Ya., Abramov B.I. Proektirovanie ispytatelnykh stendov dlya aviatsionnykh dvigateley [Design of test benches for aircraft engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1979, 152 p.

15. Golodnitskiy A.E., Cilin B.M. Aviatsionnye i raketnye dvigateli: T.3. Eksperimentalno - dovodchnaya baza aviatsionnykh VRD v SShA [Aircraft and rocket engines: V.3. Experimental - development base of airborne engines in the USA]. Moscow: All-Russian Institute of Scientific and Technical Information of the Russian Academy of Sciences, 1990, 90 p.

16. V.A. Skibina, V.I. Solonina. Nauchnyy vklad v sozdanie aviatsionnykh dvigateley [Scientific contribution to the creation of aircraft engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2000, 616 p.

17. Inozemtsev A.A., Gallyamov M.D., Dvinskikh A.V., Gribkov I.N., Polulyakh A.I. Pat. 2622588 Rossiyskaya Federatsiya, MPK G 01 M 15/14. Stend dlya ispytaniya gazogeneratorov turboreaktivnykh dvukhkонтурных dvigateley [Stand for testing gas generators of turbojet bypass engines]. zayavitel' i patentoobladatel' aktsionerное obshchestvo «ODK-Aviadvigatel'». – № 2016122365; zayavl. 06.06.2016 ; opubl. 16.06.2017, Byul. № 17. – 7 s.

18. Inozemtsev A.A., Vasketsov A.A., Fatykhov Kh.Kh., Meluzov Yu.V., Popov A.N. Kontseptsiya postroeniya avtomatizirovannykh informatsionno-izmeritel'nykh sistem dlya ispytaniy TRDD 5-go pokoleniya [The concept of building automated information and measuring systems for testing the 5th generation turbojet engine]. Aviation Industry, 2013, no. 4, pp. 12-16.

Об авторах

Иноземцев Александр Александрович (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, завкафедрой «Авиационные двигатели» ФГАОУ ВО ПНИПУ (614013, г. Пермь, ул. Профессора Поздеева, д. 13, e-mail: ad@pstu.ru); управляющий директор – генеральный конструктор АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: office@avid.ru).

Торопчин Сергей Валентинович (Пермь, Россия) – начальник отделения перспективных разработок АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, Россия, Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: toropchin@avid.ru).

Грибков Игорь Николаевич (Пермь, Россия) – заместитель начальника отдела расчетно-экспериментальных работ и проектирования систем автоматического управления АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: gribkov@avid.ru).

Галлямов Марат Димович (Пермь, Россия) – заместитель начальника отделения газотурбинных двигателей по испытаниям АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: gallyamov@avid.ru).

About the authors

Aleksandr A. Inozemtsev (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Science, Professor, Corresponding Member of Russian Academy of Sciences, Head of Aviation Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (13, Professora Pozdeeva st., Perm, 614013, Russian Federation, e-mail: ad@pstu.ru); Managing Director – General Designer, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: office@avid.ru).

Sergey V. Toropchin (Perm, Russian Federation) – Head of Advanced Development Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: toropchin@avid.ru).

Igor N. Gribkov (Perm, Russian Federation) – Deputy Head of Design and Experimental Works and Control Systems Development Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: gribkov@avid.ru).

Marat D. Gallyamov (Perm, Russian Federation) – Deputy Head of Testing Gas Turbine Engines Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: gallyamov@avid.ru).

Получено 02.04.2021