

УДК 629.7.531.5

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ НАДДУВА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПУЛЬСИРУЮЩИМ ДЕТОНАЦИОННЫМ МОДУЛЕМ

М.И. ЕРОФЕЕВ¹, В.В. ПАРИЕВСКИЙ¹

¹Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова,
г. Ахтубинск, Россия

Одним из перспективных способов форсирования газотурбинного двигателя является установка в его турбинное пространство пульсирующего детонационного модуля. Проведение исследований по оценке эффективности разрабатываемого модуля в расходной термобарокамере, обеспечивающей полную имитацию данных условий, требует наличия уникального оборудования, а также значительных финансовых и производственных затрат. Представляется более рациональным в связи с этим проведение первоочередных исследований по оценке работоспособности и эффективности пульсирующего детонационного модуля осуществлять в условиях существующих испытательных стендов, доработанных для частичной имитации полетных условий и включающих: платформу с исследуемым газотурбинным двигателем (ГТД), энергоустановку на подвижной платформе, трубопровод системы наддува, обеспечивающий подачу воздуха от вспомогательной силовой установки (ВСУ) к исследуемому двигателю, топливную и электрическую системы стенда. В статье представлены результаты работ по проектированию системы наддува для малоразмерного ГТД. Трубопровод спроектирован исходя из условий взаимного расположения, исследуемого ГТД и ВСУ в испытательном боксе. Обоснован выбор конструктивных решений для изготовления и монтажа составных частей системы наддува, представлены алгоритм и результаты расчета газодинамических и геометрических параметров эжектора, обеспечивающего необходимые давление и температуру воздушного потока на входе в исследуемый двигатель. В результате проведенных исследований обоснованно определена конструктивная схема системы наддува испытательного стенда, обеспечивающего частичную имитацию полетных условий на входе в малоразмерный ГТД. Определены необходимые геометрические и газодинамические параметры газового эжектора, применение которого в составе системы наддува испытательного стенда позволит начать комплекс исследований по оценке работоспособности пульсирующего детонационного модуля.

Ключевые слова: испытания, газотурбинный двигатель, система наддува, эжектор.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из перспективных способов форсирования газотурбинного двигателя является установка в его турбинное пространство пульсирующего детонационного модуля. Общий принцип работы данного модуля и его основные конструктивные особенности представлены в трудах ВВИА им. Н.Е. Жуковского [1]. Предварительные расчетные исследования показывают, что для работы пульсирующего детонационного модуля в системе ГТД необходимо обеспечить полное давление и температуру на входе в двигатель, соответствующие условиям: $H = 0$, $M = 0,8$.

Проведение исследований по оценке эффективности разрабатываемого модуля в расходной термобарокамере, обеспечивающей полную имитацию данных условий, требует наличия уникального оборудования, а также значительных финансовых и производственных затрат. Представляется более рациональным в связи с этим проведение первоочередных исследований по оценке работоспособности и эффективности пульсирующего детонационного модуля осуществлять в условиях существующих испытательных стендов, доработанных для частичной имитации полетных условий и включающих:

– платформу с исследуемым ГТД, который оборудован детонационным модулем, установленным за его турбиной. В состав платформы включена простейшая силоизмерительная система (рис. 1);

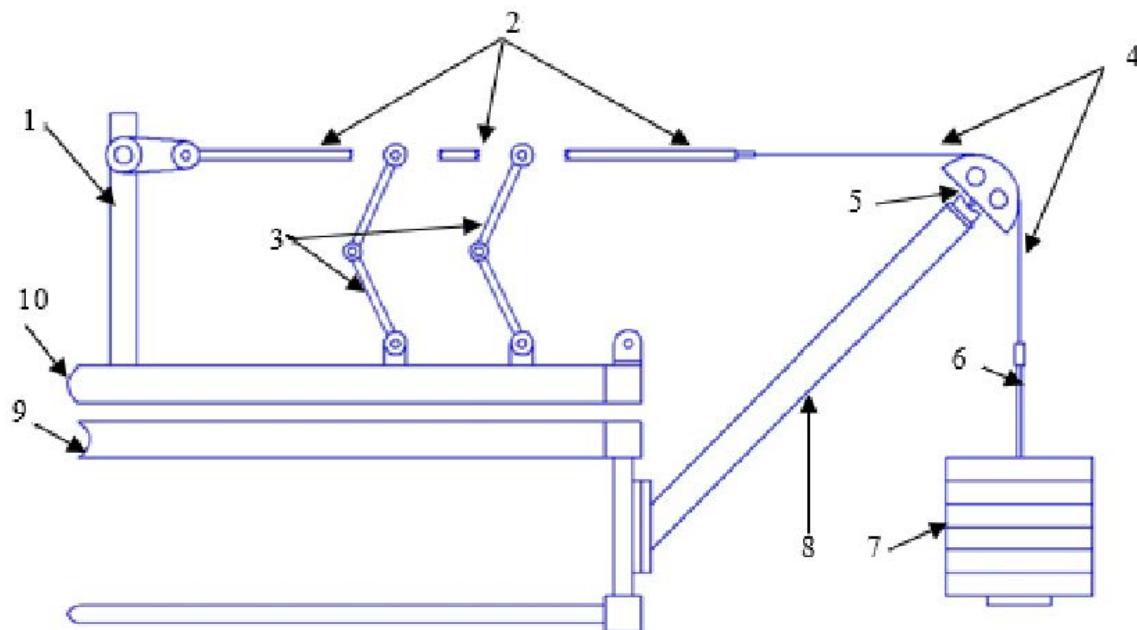


Рис. 1. Платформа для установки исследуемого ГТД, оборудованная силоизмерительной системой:
1 – основная опора крепления двигателя, 2 – П-образная балка системы загрузки и тарировки тензометрического датчика силоизмерительной системы стенда, 3 – регулируемые кронштейны крепления входного устройства двигателя (расширяющегося участка камеры смешения эжектора), 4 – гибкая металлическая лента, соединяющая П-образную балку и удерживающее приспособление для установки грузов, 5 – опорный сектор, 6 – удерживающее приспособление для установки грузов, 7 – грузы, 8 – опорный подкос, 9 – неподвижная платформа станины стенда, 10 – подвижная платформа станины стенда

Fig. 1. The platform for the installation of the test turbine engine equipped with the force measuring system:
1 – the main pillar of the motor mount, 2 – U-shaped beam system loading and calibration of strain gauge force measuring system of the stand, 3 – engine inlet adjustable mounting brackets (expandable ejector mixing chamber section), 4 – a flexible metal strip connecting the U-shaped beam and load holding device, 5 – the reference sector, 6 – load holding device, 7 – loads, 8 – a support brace, 9 – the fixed frame of the stand platform, 10 – the movable frame stand platform

– энергоустановку на подвижной платформе, являющуюся источником сжатого воздуха, подаваемого на вход в исследуемый двигатель. В качестве энергоустановки выбрана серийная и широко применяемая в отечественной авиации вспомогательная силовая установка ТА-6В;

– трубопровод системы наддува, обеспечивающий подачу воздуха от ВСУ к исследуемому двигателю (рис. 2);

– топливную и электрическую системы стенда.

Трубопровод спроектирован исходя из условий взаимного расположения исследуемого ГТД и ВСУ в испытательном боксе. Для удобства изготовления, монтажа, а также возможности дальнейшей модернизации испытательного стенда трубопровод состоит из нескольких частей, соединяемых между собой при помощи фланцевых соединений с уплотнениями. Для надежной фиксации трубопровод расположен на телескопических регулируемых стойках-опорах, как показано на рис. 2, что позволяет обеспечить центрирование канала подачи наддуваемого воздуха и испытываемого двигателя при монтаже на стенде. Присоединение трубопровода к патрубку отбора воздуха от ВСУ выполнено при помощи металлизированного гибкого рукава (участок 2–3 на рис. 2), таким образом удалось исключить осевые перемещения подвижной платформы, на которой установлена ВСУ.

Величина внутреннего диаметра трубопровода составляет 154 мм, внутренний диаметр штатного патрубка отбираемого воздуха, установленного на ВСУ, составляет 90 мм, в связи с чем используется переходник (участок 1–2 на рис. 2).

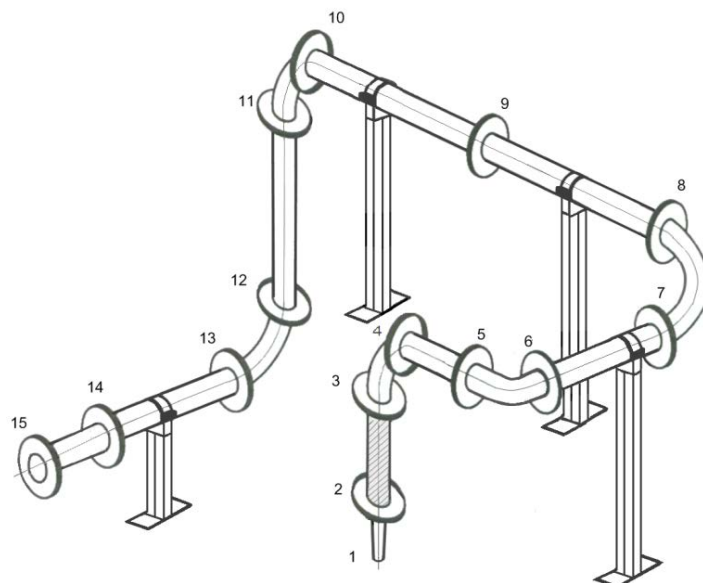


Рис. 2. Трубопровод системы наддува
Fig. 2. Pressurization pipeline

Трубопровод наддува (рис. 2) оборудован участком измерения давления и температуры воздуха (секция 14–15), а также дозвуковым суживающимся соплом (которое в нашем случае является источником эжектирующего воздуха). Общий вид участка измерений (с местами установки приемников давления и температуры) и сопла представлен на рис. 3.

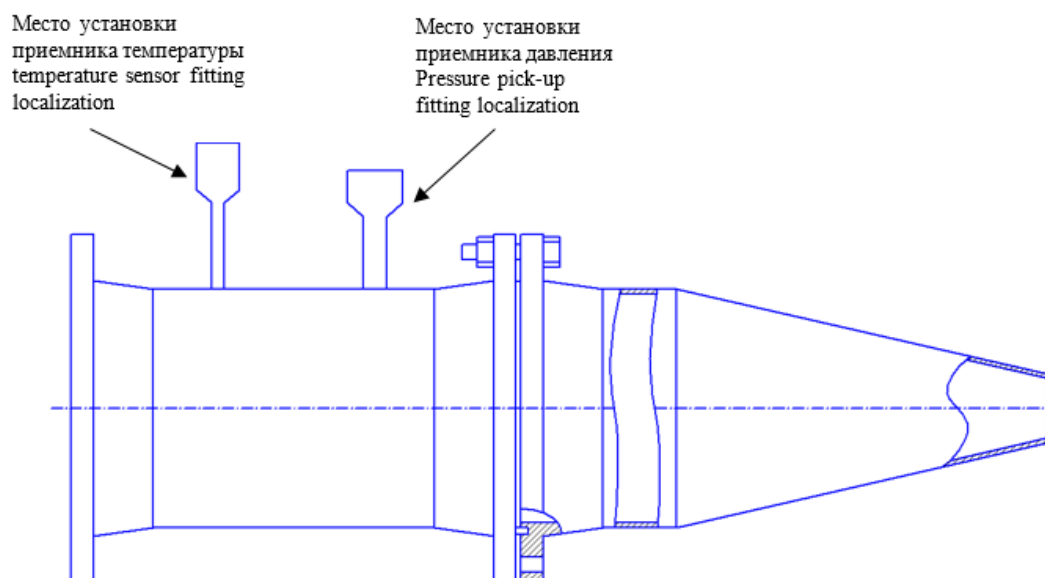


Рис. 3. Участок измерения и сопло
Fig. 3. Land measuring and nozzle

С целью определения параметров воздуха перед соплом выполнен ряд экспериментальных запусков ВСУ ТА-6В с отбором воздуха в трубопровод системы наддува. Запуски выполнялись при околонулевых температурах воздуха в испытательном боксе (табл. 1). Физический расход отбираемого от ВСУ воздуха (G_1) при этом составил 1,26 кг/с.

Проектированию и монтажу системы наддува предшествовало также экспериментальное определение дроссельных характеристик исследуемого малоразмерного ГТД в условиях $H = 0$, $M = 0$ с целью определения расхода воздуха G_e на входе в двигатель на номинальном режиме

($\alpha_{прд} = 99 \%$) его работы (максимальном режиме работы, не ограниченным по времени в соответствии с технической спецификацией на двигатель). По результатам проведенных экспериментов величина приведенного расхода воздуха $G_{\text{пр}}$ на указанном выше режиме составила 2,2 кг/с (при физическом расходе воздуха $G_{\text{в}} \approx 2$ кг/с).

Таблица 1
Table 1

Параметры воздушного потока перед соплом системы наддува
Airflow settings before the nozzle turbocharging system

Наименование измеряемого параметра системы наддува	Атмосферная температура воздуха в испытательном боксе $t_B, ^\circ\text{C}$				
	4	5	5	6	5
Температура воздуха перед соплом (эжектирующего воздуха) $t_{\text{над}}, ^\circ\text{C}$	166	166	168	170	169
Избыточное давление воздуха перед соплом $P_{\text{над}}, \text{Па}$	294000	294000	294000	294000	294000
Абсолютное давление воздуха перед соплом $P_{\text{над. абс}}, \text{Па}$	395308	395308	395308	395308	395308

Как показывают данные таблицы, температура воздуха, отбираемого от ВСУ, на заключительном участке трубопровода является достаточно высокой (до $170 ^\circ\text{C}$) и неприемлемой для подачи на вход в двигатель, а также количество отбираемого от ВСУ воздуха не обеспечит расход, потребный для создания необходимых условий на входе в исследуемый двигатель. В связи с этим предлагается использовать эжектор, который как позволит понизить температуру воздуха на входе в исследуемый двигатель, так и обеспечить его потребный расход.

Газовым эжектором называется аппарат, в котором полное давление газового потока увеличивается под действием кинетической энергии струи другого, более высоконапорного газового потока. Передача энергии от одного потока к другому происходит путем их турбулентного смешения.

В общем случае эжектор состоит из следующих конструктивных элементов (рис. 4):

- сопло высоконапорного (эжектирующего) газа;
- сопло низконапорного (эжектируемого) газа;
- камера смешения;
- диффузор.

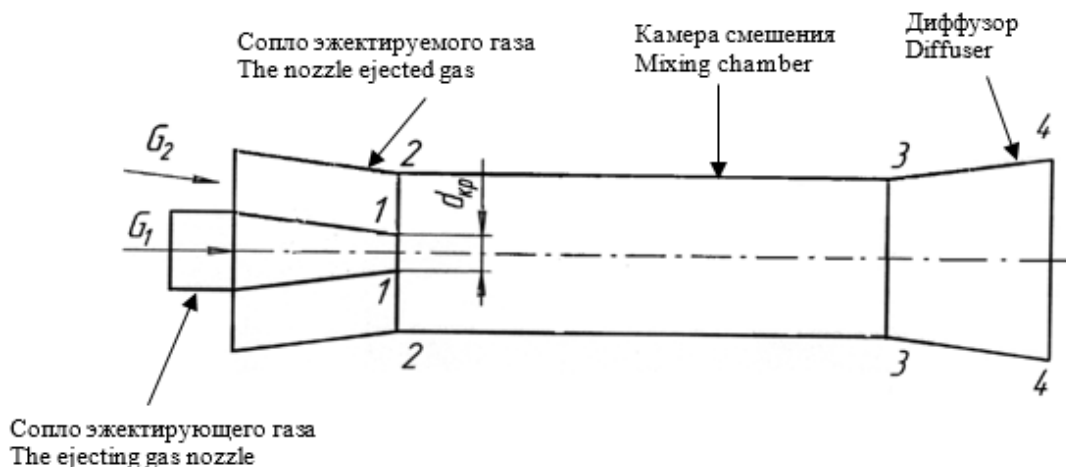


Рис. 4. Принципиальная схема эжектора
Fig. 4. Ejector schematic diagram

Расчет геометрических и газодинамических параметров эжектора производится с использованием данных [3, 4, 5] и включает следующие основные этапы.

1. Задаем температуру адиабатно заторможенного потока T_3^* на выходе из камеры смешения эжектора, являющейся одновременно и температурой на входе в двигатель.

2. Определяем исходные данные, для чего:

– измеряем в испытательном боксе температуру и давление, являющиеся параметрами эжектируемого воздуха;

– измеряем параметры отбираемого от ВСУ ТА-6В воздуха, являющиеся параметрами эжектирующего воздуха;

– определяем расход воздуха через эжектирующее сопло:

$$G_1 = m \frac{P_1^*}{\sqrt{T_1^*}} F_1 q(\lambda_1), \quad (1)$$

где G_1 – физический расход воздуха через сопло эжектирующего газа,

m – размерный коэффициент, зависящий от природы газа,

P_1^* – давление адиабатно заторможенного потока эжектирующего газа,

T_1^* – температура адиабатно заторможенного потока эжектирующего газа,

F_1 – площадь среза сопла эжектирующего газа,

$q(\lambda_1)$ – относительная плотность тока эжектирующего газа.

3. Определяем геометрические (отношение площадей выходных сечений сопел эжектирующего и эжектируемого потоков α , площадь камеры смешения F_3 , диаметр камеры смешения d_3) и газодинамические (коэффициент эжекции n , давление адиабатно заторможенного потока на выходе из камеры смешения P_3^* , расход воздуха на выходе из камеры смешения G_3) параметры эжектора в сечении 3-3 на рис. 4.

4. Выполняем увязку полученного эжектора и исследуемого двигателя по физическому расходу воздуха на входе в двигатель $G_в$, обеспечивая тем самым согласованную работу системы наддува и исследуемого двигателя.

Как было показано выше, приведенный расход воздуха ($G_{в пр}$) исследуемого двигателя составляет 2,2 кг/с. Тогда физический расход воздуха $G_в$, исходя из параметров, полученных на выходе из камеры смешения эжектора, мы получим из следующего соотношения:

$$G_в = \frac{G_{в пр} \cdot P_3^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_3^*}}. \quad (2)$$

Сравниваем $G_в$ и G_3 . Режимом совместной работы системы наддува и исследуемого двигателя будет равенство расходов $G_в$ и G_3 . Произведя несколько итераций расчета в исходных условиях, соответствующих данным табл. 1, получаем следующие результаты: $n = 1,35$; $\alpha = 0,2$; $P_3^* = P_в^* = 151677$ Па ($\approx 1,5$ атм); $d_3 = 0,11$ м; $G_в = 2,96$ кг/с; $G_3 = 2,96$ кг/с.

Равенство расходов $G_в = G_3$ устанавливает режим совместной работы системы наддува и исследуемого двигателя при получении необходимого давления $P_3^* = P_в^* = 151677$ Па ($\approx 1,5$ атм), соответствующего условиям $H = 0$, $M = 0,8$.

В настоящее время в соответствии с полученными данными выполняется изготовление эжектора, конструкция которого представлена на рис. 5.

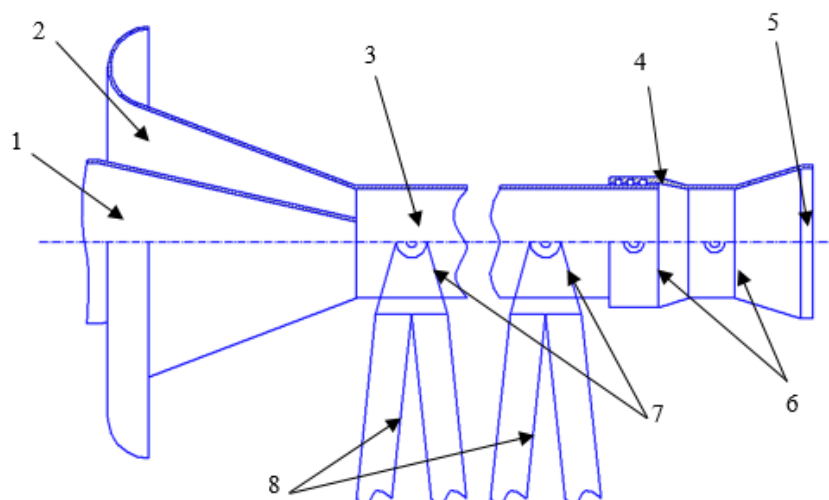


Рис. 5. Конструкция проектируемого эжектора:

1 – сопло эжектирующего газа, 2 – сопло эжектируемого газа, 3 – камера смешения эжектора, 4 – уплотнение лабиринтного типа, 5 – расширяющийся участок, 6 – опорные штифты для обеспечения установки в штатные крепления входного устройства (позиция 3 на рисунке 1), 7 – опоры камеры смешения, 8 – регулируемые по высоте стойки

Fig. 5. Construction designed ejector:

1 – ejecting gas nozzle, 2 – ejected gas nozzle, 3 – a mixing chamber of the ejector, 4 – labyrinth type sealing, 5 – expanding portion, 6 – support pins for installation in a regular input device mounting (position 3 in Figure 1), 7 – support of the mixing chamber, 8 – height adjustable stands

В соответствии с выполненным расчетом диаметр камеры смешения составляет 110 мм, а диаметр входа исследуемого ГТД составляет 150 мм. С целью обеспечения стыковки эжектора с двигателем, в конструкцию эжектора введен расширяющийся участок 5. Чтобы устранить влияние эжектора на тягу двигателя, соединение переходного участка с камерой смешения 3 выполняется телескопическим с применением лабиринтного уплотнения 4, преимуществом которого является отсутствие в нем трения. Камера смешения устанавливается неподвижно и закрепляется на опорах 7 с использованием регулируемых по высоте стоек 8. Регулировка по высоте необходима для обеспечения соосности эжектора и исследуемого двигателя.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований обоснованно определена конструктивная схема системы наддува испытательного стенда, обеспечивающего частичную имитацию полетных условий на входе в малоразмерный ГТД. Определены необходимые геометрические и газодинамические параметры газового эжектора, применение которого в составе системы наддува испытательного стенда позволит начать комплекс исследований по оценке работоспособности пульсирующего детонационного модуля.

Совместное использование аппаратуры БИНС и СРНС в предлагаемом комплексе позволит исключить недостатки каждой из систем в отдельности и объединить их достоинства. Так, ИНС имеет весьма малую шумовую ошибку определения таких параметров, как ускорение и угловая скорость объекта по трем осям, однако систематическая погрешность со временем нарастает. С другой стороны, АП СРНС имеет большую шумовую погрешность в определении координат и скорости движения ЛА, но не имеет нарастания во времени погрешности, поскольку нет интегрирования во времени. Использование периодической коррекции результатов измерений ИНС данными от АП СРНС позволит как добиться уменьшения шумовой ошибки, присущей СРНС, так и компенсировать уходы параметров, обусловленные ИНС. В итоге предлагаемый комплекс позволит обеспечить непрерывное измерение и документирование таких параметров полета ВС, как скорость, координаты, угловое положение и скорость изменения по-

ложения строительных осей в пространстве, а также линейные ускорения ЛА в трех направлениях, соответствующих ориентации в пространстве строительных осей объекта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Теория авиационных двигателей / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров, В.Н. Котовский, А.С. Полев. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.
2. Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М. Термодинамика и теплопередача. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2004. 328 с.
3. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1981. 136 с.
4. Федоров Р.М., Мелик-Пашаев Н.И. Таблицы и диаграммы теплофизических величин и газодинамических функций. М.: Воениздат, 1980. 128 с.
5. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
6. Электрификация самолетов. Современное состояние и тенденции / С.П. Халютин, В.П. Харьков, А.В. Левин, Б.В. Жмуров, А.А. Богданов // Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий. 2014. № 1. С. 555–558.
7. Левин А.В., Халютин С.П., Жмуров Б.В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 213 (3). С. 50–57.
8. Халютин С.П., Хомченко А.А., Жмуров Б.В. Структурно-функциональный подход к разработке средств испытаний и контроля электроэнергетических систем воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 185. С. 104–110.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ерофеев Максим Игоревич, инженер-испытатель, Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова.

Париевский Владимир Васильевич, кандидат технических наук, заместитель начальника управления, Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова, vvp78@rambler.ru.

ENGINEERING OF THE BOOST SYSTEM FOR SMALL-SIZE GAS-TURBINE ENGINE WITH PULSE-DETONATION MODULE

Maksim I. Erofeev¹, Vladimir V. Parievskiy¹

¹State Fly-Testing Center named by V. Chkalov, Ahtubinsk, Russia

ABSTRACT

One of the promising ways to boost the gas turbine engine is to install a pulse detonation module in the exhaust case. Research on the effectiveness of the developed module in the expenditure thermal vacuum chamber, providing a complete simulation of these terms and conditions, requires unique equipment, as well as the significant financial and operating costs. Accordingly, it is more efficient to conduct performance and effectiveness assessment of the pulse detonation module using the existing test rigs, modified to partially simulate flight conditions comprising: a platform with the studied gas turbine engine (GTE), a power plant on a movable platform, pressurization system pipeline from an auxiliary power unit (APU) to the test engine, fuel and electrical systems of the test rig. The article presents small-size GTE pressurization system design results. The pipeline design is based on the conditions of mutual arrangement of the studied GTE and APU test cell. The choice of design solutions for production and assembly of components of the pressurization system, and the results are presented algorithm and calculating geometrical parameters ejector providing the required pressure and air flow temperature at the inlet to the studied engine. As a result, the research reasonably determined the structural diagram of the boost system test rig, providing a partial simulation of flight conditions at the inlet to the small-sized turbine engine. There

were defined the necessary geometry and gas-dynamic properties of the gas ejector, the use of which as part of test rig pressurization system will start the series of studies, according to the pulse detonation performance of the module.

Key words: tests, gas turbine engine, pressurization system, ejector.

REFERENCES

1. **Nechaev Y.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S.** *Teoriya aviacionnyh dvigatelej* [The Theory of Aviation Engines]. Moscow, VVIA, 2006, 448 p. (in Russian)
2. **Kobelkov V.N., Ulas V.D., Fedorov R.M.** *Termodinamika i teploperedacha* [Thermodynamic and Thermophysic], Moscow, VVIA, 2004, 328 p. (in Russian)
3. *Gost 4401-81. Atmosfera standartnaya parametry* [State Standard 4401-81. The Atmospheric standard. Parameters]. Moscow, Standarty, 1981, 136 p. (in Russian)
4. **Fedorov R.M., Melik-Pashaev N.I.** *Tablicy i diagrammy teplofizicheskikh velichin i gazodinamicheskikh funkciy* [Thermophysic Function's Tables and Characteristics]. Moscow, Voenizdat, 1981, 136 p. (in Russian)
5. **Abramovich G.N.** *Prikladnaya gazovaya dinamika* [The Applied Gas-Dynamics]. Moscow, Nauka, 1969, 824 p. (in Russian)
6. **Khalyutin S.P., Khar'kov V.P., Lyovin A.V., Zhmurov B.V., Bogdanov A.A.** *Elektrifikatsiya samolyotov. Sovremennoe sostoyanie i tendecii* [Electrification of the aircraft. Current status and trends]. *Innovacii na osnove informacionnih i kommunikacionnih tehnologij* [Innovation based on information and communication technologies], 2014, vol. 1, pp. 555–558. (in Russian)
7. **Lyovin A.V., Khalyutin S.P., Zhmurov B.V.** *Tendencii i perspektivi razvitiya aviacionnogo elektrooborudovaniya* [Trends and prospects for the development of electric aviation]. *Nauchnij Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2015, vol. 213 (3), pp. 50–57. (in Russian)
8. **Khalyutin S.P., Khomchenko A.A., Zhmurov B.V.** *Strukturno-funktional'nij podhod k razrabotke sredstv ispitaniy I kontrilya elektroenergeticheskikh sistem vozdushnih sudov* [Structural and functional approach to the development of test equipment and control of electric power systems of aircraft]. *Nauchnij vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2012, vol. 185, pp. 104–110. (in Russian).

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Erofeev Maksim Igorevich, test engineer, State Fly-Testing Center named by V. Chkalov.

Parievskiy Vladimir Vasil'evich, PhD, Deputy Head of the State Fly-Testing Center named by V. Chkalov, vvp78@rambler.ru.