

Научная статья  
УДК 621.45.018.2: 621.3.082.36  
DOI: 10.34759/vst-2021-4-163-179

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИКИ БОКСА ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА НА СИЛУ ОТ ТЯГИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОСРЕДСТВОМ ИЗМЕНЕНИЯ КОМПОНОВКИ ВХОДНОГО ЛЕМНИСКАТНОГО НАСАДКА**

**Борис Михайлович Клинский**

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ),  
Москва, Россия  
bmklinisky@ciam.ru

**Аннотация.** Разработана методика определения приведенной величины аэродинамической силы как поправки к приведенной силе от тяги двигателя, измеренной с помощью стендовой силоизмерительной системы, в (закрытом) боксе испытательного стенда по результатам сравнения результатов стендовых испытаний турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) большой степени двухконтурности с отдельными контурами при двух компоновках входного стендового лемнискатного устройства.

Предложены методика проведения градуировки и форма представления величины приведенной аэродинамической силы как поправки к силе от тяги ТРДД для уточнения величины стендовой тяги при проведении приемо-сдаточных испытаний серийных двигателей выбранного типа.

Даны оценки погрешности определения величины аэродинамической силы.

**Ключевые слова:** турбореактивный двухконтурный двигатель, бокс испытательного стенда, входной лемнискатный насадок, тяга двигателя, сила от тяги двигателя, массовый расход воздуха, частота вращения ротора, аэродинамическая сила, коэффициент аэродинамического сопротивления

**Для цитирования:** Клинский Б.М. Определение влияния аэродинамики бокса испытательного стенда на силу от тяги газотурбинного двигателя посредством изменения компоновки входного лемнискатного насадка // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 163-179. DOI: 10.34759/vst-2021-4-163-179

Original article

## DETERMINING TEST-BENCH BOX AERODYNAMICS IMPACT ON THE FORCE FROM THE GAS TURBINE ENGINE THRUST BY LAYOUT CHANGING OF THE INLET LEMNISCATE MOUTH PIECE

**Boris M. Klinskii**

Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russia  
bmklinkiy@ciam.ru

**Abstract**

Parameters measurement accuracy while gas turbine engine (GTE) tests is incurring direct impact on the tests quality and engine parameters setting-up during its pilot and serial production. Considerable attention while testing is being paid to the accuracy of the engine main output operating parameters determining such as thrust and specific fuel consumption, since these parameters directly affect the aircraft flight characteristics. However, accuracy of these parameters actual values determining while the GTE bench testing is being affected by many factors, the main of which are the aerodynamic characteristics of the test-bench box. Determining the test-bench aerodynamic characteristics impact on the engine thrust is being performed in accordance with the Industry Standard OST 101021-93 "Test-benches for aircraft gas turbine engines. General requirements" and according to the "Aerodynamic force at gas turbine engines tests on the ground-based closed test-benches" measuring technique adduced in the OST 1 02781-2004 Standard. However, this technique is applicable only to the turbojet and turbofan engines with common nozzle on the supercritical operation mode at  $\pi_{nozzle}^* \geq \pi_{nozzle\ crit}^*$ .

The purpose of this work consists in developing a technique for the aerodynamic force value determining as a correction to the force from the engine thrust. This value is being measured with the force measuring system in the (closed) box of the test-bench based on comparing the bench-testing results of the GTE with a large degree of double-flow with separated circuits under condition of  $H = 0$  and  $M = 0$  at two layouts of the inlet lemniscate device. This technique proposes determining the reduced value of the aerodynamic force determining for the selected GTE type on the steady-state modes of the engine operation at the constant value of the reduced rotor rotation frequency  $n_{r\ cor} = \text{const}$  in the (closed) box of the test-bench in two options. The first option supposes the layout with mechanically connected lemniscate (the reduced thrust of the test-bench  $R_{eng\ cor}$  is being determined with no account for the values of the input impulse  $\Delta R_{inlet}$  and aerodynamic drag  $\Delta R_{windage}$ ), employed while acceptance bench-test. The second option employs the layout with the lemniscate mechanically disconnected by the labyrinth seal. The reduced thrust of the test-bench  $R_{0eng\ cor}$  is being determined herewith with account for both the input impulse in the section of the labyrinth seal of the inlet test-bench device and external aerodynamic drag  $\Delta R_{windage}$  with connected pipeline at the inlet, applied while the test-bench box calibration, as the difference between the thrust values  $\Delta R_{air\_force\ cor} = R_{0eng\ cor} - R_{eng\ cor}$ . The article presents the technique for test-bench thrust reduction to normal conditions  $H = 0$  and  $M = 0$  of GTE with large double-flow degree with split circuits at subcritical modes of the jet nozzles. This is being done at the total pressure loss  $\sigma_{in}$  in the inlet device difference from 1.0, as well as total pressure at the inlet  $P_{in}^*$ , damped temperature  $T_{in}^*$  and the moisture content  $d$  difference from the standard values.

The aerodynamic force value  $\Delta R_{AF}$  determining error estimation according to the technique being suggested was performed in the article.

The article estimates the error in determining the value of the aerodynamic force  $\Delta R_{air\_force\ cor}$  according to the proposed method.

The article demonstrates the possibility of employing, if necessary, a certified high-altitude test-bench for the aerodynamically non-certified box of the test-bench to determine the aerodynamic force reduced value  $\Delta R_{air\_force\ cor}$  for the selected turbofan type. The demonstration is based on the example of satisfactory comparison of the experimental values of the reduced test-bench thrust of the turbofan of large double-flow degree with separated circuits in the mode  $n_{fan.cor} = \text{const}$  in the certified (closed) box of the test-bench. The experiment was conducted in both layout with mechanical coupling by the input lemniscate, and in thermal pressure chamber of the certified high-altitude test-bench with mechanically detached lamniscate under conditions of  $H = 0$  and  $M = 0$ .

The technique for the aerodynamic force determining as a correction to the force from the engine thrust, recounted in the article, may be applied for aerodynamic calibration of the non-certified closed box of the text-bench to account for the value of aerodynamic force. This can be done while both development tests of the pilot item and acceptance tests of a stock-produced turbofan of a large double-flow degree with separate circuits.

**Keywords:** double-flow turbofan engine, test-bench box, inlet lemniscate mouth piece, engine thrust, force from engine thrust, air mass flow rate, rotor speed, aerodynamic force, aerodynamic drag coefficient.

**For citation:** Klinskii B.M. Determining test-bench box aerodynamics impact on the force from the gas turbine engine thrust by layout changing of the inlet lemniscate mouth piece. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 163-179. DOI: 10.34759/vst-2021-4-163-179

## Введение

Важнейшим параметром авиационного газотурбинного двигателя (ГТД), определяющим его соответствие заявленным техническим требованиям, является стендовая тяга двигателя, для измерения которой используется стендовая силовой измерительная система [1]. Испытания опытных и серийных ГТД на наземных стендах могут проводиться как на открытых стендах, так и в (закрытых) боксах испытательных стендов. При испытаниях двигателя в (закрытом) боксе, в отличие от идеального открытого стенда, возникает аэродинамическая сила, которую согласно [1–4] необходимо измерять и учитывать как поправку к измеренной силе от тяги двигателя. Величина этой поправки зависит главным образом от значения относительной площади затенения проточной части бокса [5, 6] и с учетом типа бокса [7, 8] на практике может изменяться в диапазоне 1...5% от величины измеренной силы от тяги. Поэтому неучет аэродинамической силы как на этапе доводки ГТД, так и при проведении приемосдаточных испытаний (ПСИ) серийных ГТД может привести к неправильной отладке двигателя и к соответствующему увеличению темпе-

ратуры газа перед турбиной, к уменьшению ресурса двигателя и запаса устойчивой работы компрессоров или к отбраковке серийного ГТД при проведении ПСИ, а также может способствовать ошибочной оценке проводимых мероприятий по повышению эффективности работы узлов опытного ГТД, поскольку ожидаемые результаты сопоставимы с величиной аэродинамической силы. В связи с указанным выше методические работы по оценке величины аэродинамической силы как поправки к силе от тяги ГТД при испытаниях в боксе имеют научное и актуальное значение, а также практическую значимость.

В качестве входного стендового устройства при стендовых испытаниях обычно применяется лемнискатный насадок, механически подсоединенный к входу в ГТД. В работе [5] было отмечено, что величина осевой составляющей силы от тяги входного лемнискатного насадка, механически соединенного с входом испытываемого ГТД, существенно зависит от внешних условий, в которых находится насадок. Максимальная величина силы от тяги обеспечивается на открытом стенде в условиях неограниченного про-

странства вокруг лемнискаты и равномерного притекания к ней потока. В ограниченных пространственных условиях бокса из-за изменения вследствие этого характера и неравномерного притекания потока к лемнискате величина силы от тяги лемнискаты, составляющая только часть величины стендовой тяги испытываемого ГТД, уменьшается, что может привести к уменьшению стендовой тяги ГТД.

Проведенными в [5] исследованиями было также установлено, что:

1) влияние входного импульса на величину потери тяги в основном зависит от относительного размера бокса  $\bar{F} = F_B / F_{BX}$  и относительного расхода воздуха через бокс  $n = G_1 / G_0$ , а также от структуры потока в боксе перед входным устройством;

2) коэффициент сохранения полного давления  $\sigma_B$  во входном устройстве при его работе в боксе не зависит от относительного расхода воздуха в исследованном диапазоне  $n = G_1 / G_0 = 0 \dots 0,95$  и на 0,1% выше величины  $\sigma_{B\infty}$  при работе входного устройства на открытом стенде.

Таким образом, на изменение распределения давлений по профилю лемнискаты ограниченные условия бокса могут оказать наиболее заметное

влияние, в то же время эта особенность практически не влияет на характер течения потока в расходомерном коллекторе входного устройства по сравнению с условиями испытаний ГТД на открытом стенде.

Отмеченные выше в [5] особенности работы лемнискатного насадка на открытом стенде и в ограниченных условиях (закрытого) бокса стенда позволили предложить способ испытания газотурбинного двигателя [9] для определения внешней аэродинамической силы при стендовых испытаниях ТРД(Ф) и ТРДД(Ф) в (закрытом) боксе испытательного стенда по методу подсоединенной и отсоединенной лемнискаты. Способ испытания газотурбинного двигателя [9], включающий определение величины приведенной тяги двигателя на закрытом стенде с помощью лемнискатного насадка, отличается тем, что дополнительно измеряют величину приведенной тяги при отсоединенном лемнискатном насадке и определяют величину приведенной поправки на входной импульс стендовой тяги как разность величин сил тяг, определенных при отсоединенном лемнискатном насадке и с помощью лемнискатного насадка.

На рис. 1 согласно патенту [9] показана схема установки ГТД в испытательном боксе стен-

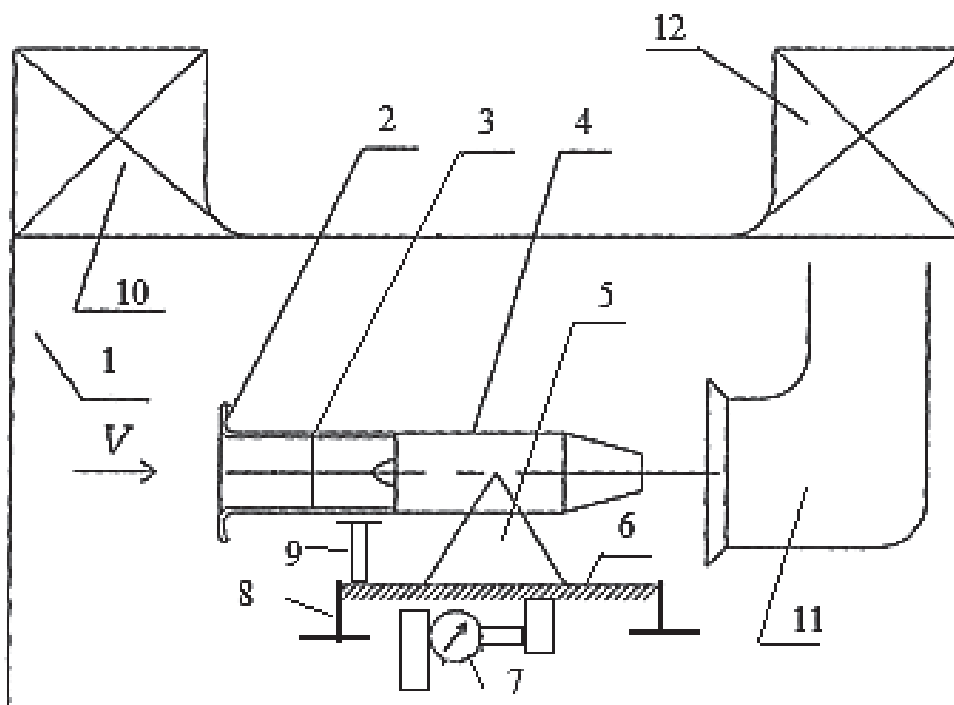


Рис. 1. Схема установки ГТД в испытательном боксе испытательного стенда с механически подсоединенным лемнискатным насадком к входному устройству двигателя: 1 — бокс; 2 — лемнискатный насадок; 3 — расходомерный коллектор (РМК); 4 — испытываемый ГТД; 5 — подмоторная рама; 6 — динамометрическая платформа; 7 — силоизмерительная система; 8 — ленты сжатия; 9 — опорная стойка; 10 — всасывающая шахта; 11 — стендовый диффузор; 12 — выхлопная шахта

да с механически подсоединенным лемнискатным насадком к входному устройству двигателя. Испытуемый двигатель 4 с присоединенным к нему лемнискатным насадком 2 устанавливают в испытательном боксе на динамометрической платформе 6 с силоизмерительной системой (СИС) 7. После этого в условиях  $H = 0$ ,  $M_{п} = 0$  проводят испытание двигателя для определения стендовой тяги двигателя  $R_{дв}$ , которая, кроме измеренной с помощью СИС силы от тяги, включает поправку на внешнее аэродинамическое сопротивление двигателя  $R_{пар}$  [3, 10–16] без учета поправки на входной импульс  $\Delta R_{вх}$ .

При  $\pi_c^* \geq \pi_{с.кр}^*$  приведенная величина тяги двигателя  $R_{дв.пр}$  в оговоренных выше условиях определяется по формуле:

$$R_{дв.пр} = \frac{101325}{p_{вх}^*} (R_{СИС} + \Delta R_{ПАР} + F_c (p_6 - p_{вх}^*)), \quad (1)$$

где  $R_{СИС}$  — измеряемая величина силы от тяги двигателя;

$F_c$  — площадь выходного сечения сопла, м<sup>2</sup>;

$p_{вх}^*$  — полное давление потока воздуха на входе в двигатель, Па;

$p_6$  — статическое давление в (закрытом) боксе стенда (вне рабочего потока воздуха из реактивного сопла), Па;

$\Delta R_{ПАР}$  — поправка к силе от тяги, вызываемая аэродинамическим сопротивлением двигателя, коммуникаций и стендового оборудования, размещенных на динамометрической платформе силоизмерительной системы бокса стенда, Н.

После определения величины тяги двигателя (1) с помощью механически подсоединенного лемнискатного насадка повторяют испытание этого двигателя для измерения величины тяги двигателя с механически отсоединенным лемнискатным насадком 2 (рис. 2). Лемнискатный насадок 2 в этом случае остается присоединенным бесконтактно (по воздушному потоку) к двигателю с помощью лабиринтного уплотнения 3, ограничивающего проток воздуха из бокса во входное устройство и обеспечивающего радиальный зазор между лемнискатным насадком 2 и РМК 4 (обычно около 1...2 мм).

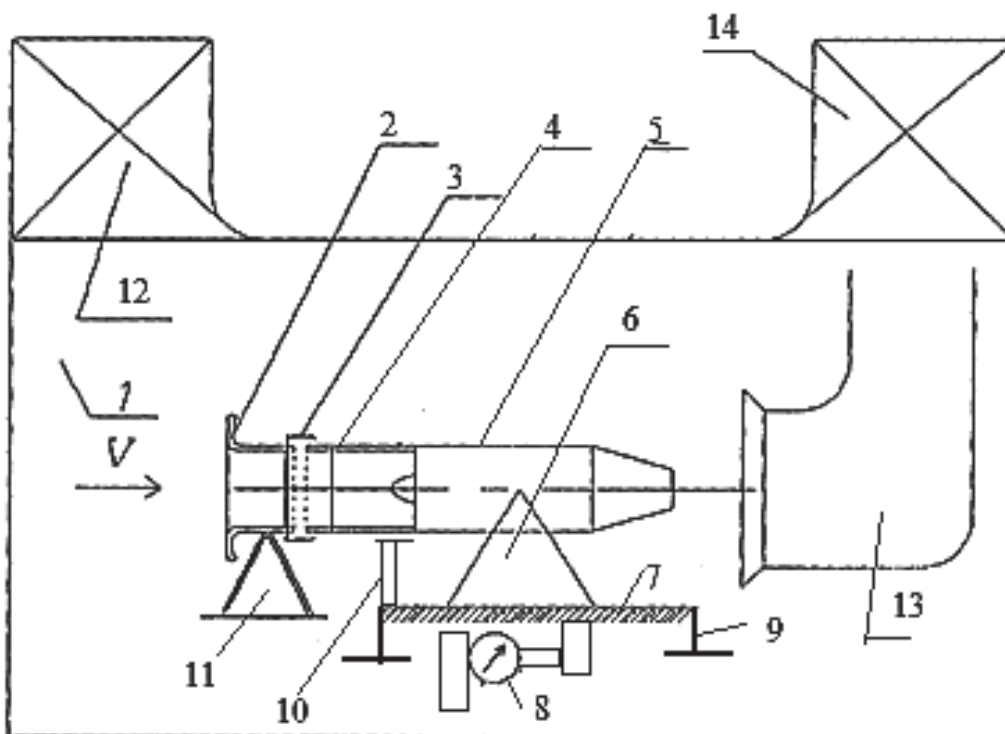


Рис. 2. Схема установки ГТД в испытательном боксе испытательного стенда с механически отсоединенным лемнискатным насадком с помощью лабиринтного уплотнения: 1 — бокс; 2 — лемнискатный насадок; 3 — лабиринтное уплотнение; 4 — РМК; 5 — испытываемый ГТД; 6 — подмоторная рама; 7 — динамометрическая платформа; 8 — силоизмерительная система; 9 — ленты сжатия; 10 — опорная стойка; 11 — опорная стойка неподвижного лабиринтного уплотнения; 12 — всасывающая шахта; 13 — стендовый диффузор; 14 — выхлопная шахта

На результаты измерения силы от тяги  $R_{\text{сис}}$  не влияет величина приведенной поправки на входной импульс стендовой тяги. Приведенная тяга двигателя  $R_{0\text{дв.пр}}$  для схемы на рис. 2 определяется на основании формулы [3]:

$$R_{0\text{дв.пр}} = \frac{101325}{p_{\text{вх}}^*} (R_{\text{сис}} + G_{\text{в}} \cdot V_{\text{К2}} + F_{\text{К1}} \cdot (p_{\text{К1}} - p_{\text{Б}}) + F_{\text{К2}} \cdot (p_{\text{К2}} - p_{\text{Б}}) + F_{\text{С}} \cdot (p_{\text{Б}} - p_{\text{вх}}^*) + \Delta R_{\text{ПАР}}), \quad (2)$$

где  $G_{\text{в}}$  — массовый расход воздуха, измеряемый на входе в двигатель, кг/с;

$V_{\text{К2}}$  — скорость потока воздуха в подвижной части сечения лабиринтного уплотнения К2—К2 присоединенного входного трубопровода, м/с;

$F_{\text{К1}}$  — площадь торцевого (кольцевого) сечения К1—К1 подвижной части лабиринтного уплотнения, м<sup>2</sup>;

$p_{\text{К1}}$  — статическое давление, измеряемое в торцевом сечении К1—К1 подвижной части лабиринтного уплотнения, Па;

$F_{\text{К2}}$  — площадь проходного сечения подвижной части лабиринтного уплотнения К2—К2 присоединенного входного трубопровода, определяется специальными измерениями, м<sup>2</sup>;

$p_{\text{К2}}$  — статическое давление потока воздуха в подвижной части сечения лабиринтного уплотнения К2—К2 присоединенного входного трубопровода, Па;

$\Delta R_{\text{ПАР}}$  — поправка к силе от тяги, вызываемая аэродинамическим сопротивлением двигателя, коммуникаций и стендового оборудования, размещенных на динамометрической платформе силоизмерительной системы бокса стенда, Н.

Уравнение (2) получено на основе теоремы Эйлера об изменении количества движения движущейся массы газа в выделенных границах контрольного объема газа.

В уравнении (2) сумма части входящих в него составляющих

$$G_{\text{в}} \cdot V_{\text{К2}} + F_{\text{К1}} (p_{\text{К1}} - p_{\text{Б}}) + F_{\text{К2}} (p_{\text{К2}} - p_{\text{Б}}) = J_{\text{ЛАБ}}$$

равна избыточному импульсу потока в сечении лабиринтного уплотнения (рис. 2). Импульс  $J_{\text{ЛАБ}}$  определяется по результатам измерений параметров во входном устройстве и в РМК.

После поэтапно проведенных испытаний одного и того же экземпляра двигателя для выбранных режимов работы при постоянной приведенной частоте вращения ротора  $n_{\text{пр}} = \text{const}$  дви-

гателя определяют величину приведенной поправки на входной импульс стендовой тяги -  $\Delta R_{\text{вх.пр}}$  применительно к схеме, показанной на рис. 1, по формуле:

$$\Delta R_{\text{вх.пр}} = R_{0\text{дв.пр}} - R_{\text{дв.пр}}, \quad (3)$$

где  $R_{0\text{дв.пр}}$  — величина приведенной тяги двигателя в боксе испытательного стенда (2), определенная в компоновке с механически отсоединенным лемнискатным насадком;

$R_{\text{дв.пр}}$  — величина приведенной тяги двигателя в боксе испытательного стенда (1), определенная в компоновке с механически присоединенным лемнискатным насадком без учета входного импульса.

Определенная таким образом величина приведенной поправки входного импульса  $\Delta R_{\text{вх.пр}}$  должна быть учтена как относительная поправка к величине приведенной тяги двигателя  $R_{\text{дв.пр}}$  по формуле (1):

$$\frac{\Delta R_{\text{вх.пр}}}{R_{\text{дв.пр}}} = K_{\Delta R_{\text{вх}}}, \quad (4)$$

где  $\Delta R_{\text{вх.пр}}$  — приведенная поправка на входной импульс стендовой тяги (3);

$R_{\text{дв.пр}}$  — величина приведенной тяги двигателя в испытательном боксе испытательного стенда, определенная с помощью лемнискатного насадка (2).

С учетом формул (1) и (4) получаем уточненную величину стендовой тяги двигателя в боксе по схеме с механически присоединенной лемнискатой:

$$R_{0\text{дв.пр}} = R_{\text{дв.пр}} \cdot (1 + K_{\Delta R_{\text{вх}}}).$$

Используемые соотношения (1), (2) пригодны для авиационных ГТД типа ТРД (Ф) и ТРДД (Ф) малой степени двухконтурности  $m = 0...0,7$  с общим соплом только при сверхкритических отношениях давлений в общем сопле ТРД (Ф) и ТРДД (Ф)  $\pi_c^* \geq \pi_{c,\text{кр}}^*$ . В частности, соотношение

$F_c (p_{\text{Б}} - p_{\text{вх}}^*)$ , входящее в основные уравнения (1) и уравнение (2), применимо только для указанных типов двигателей и режимов вблизи максимального режима работы двигателя, поскольку



при обеспечении  $\pi_c^* \geq \pi_{c,кр}^*$  положение линий рабочих режимов на характеристике компрессоров сохраняет неизменное положение, что в случае несоблюдения в процессе стендовых испытаний двигателя в боксе наземного стенда равенства отношения давлений  $p_{вх}^* / p_B = 1,0$  позволяет это отличие  $p_{вх}^* / p_B \neq 1,0$  на основании теории подобия параметров в ГТД корректно учесть в формулах (1) и (2) с помощью соотношения  $F_c(p_B - p_{вх}^*)$ .

**Метод измерения**

На рис. 3 и 4 показаны две компоновки входного устройства ТРДД, с помощью которых проводится градуировка для определения аэродинамической силы, возникающей при испытаниях ТРДД в (закрытом) боксе испытательного стенда.

На рис. 3 приведена принципиальная схема части компоновки входного присоединенного трубопровода, включающего лемнискатный насадок с расходомерным коллектором, механически соединенным с входом испытываемого ТРДД.

На рис. 4 показана принципиальная схема части компоновки входного присоединенного трубопровода, включающего неподвижную и подвижные части, лабиринтное уплотнение, характерные измерительные сечения и двигатель.

Компоновки входного устройства ТРДД, показанные на рис. 3 и 4, геометрически подобны и имеют отличие только в части наличия в компоновке, показанной на рис. 4, узла лабиринтного уплотнения 2 для обеспечения механической развязки подвижной части трубопровода 3 от неподвижной 1 с лемнискатой.

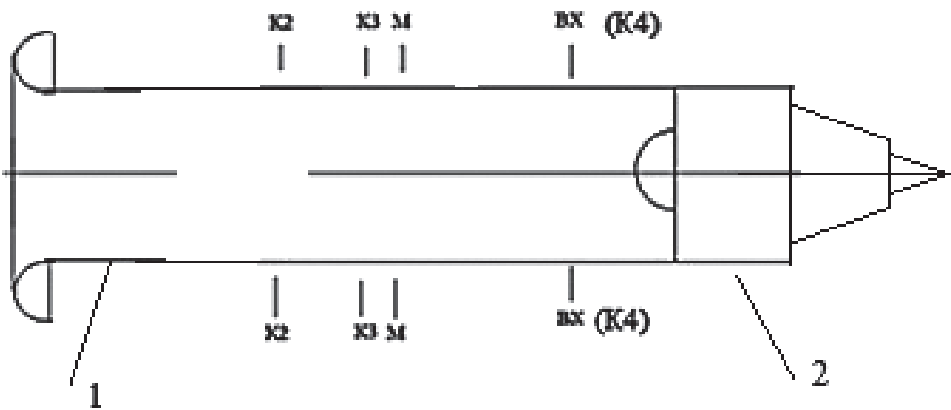


Рис. 3. Принципиальная схема части компоновки ТРДД с лемнискатным насадком, включающим расходомерный коллектор, механически соединенный с входом ТРДД: 1 — неподвижная часть лемнискатного насадка; 2 — ТРДД (К1-К1, К2-К2, К3-К3, К4-К4 — сечения во входном лемнискатном насадке с установленными приемниками статических давлений; М-М — сечение с радиальными гребенками измерения полного давления)

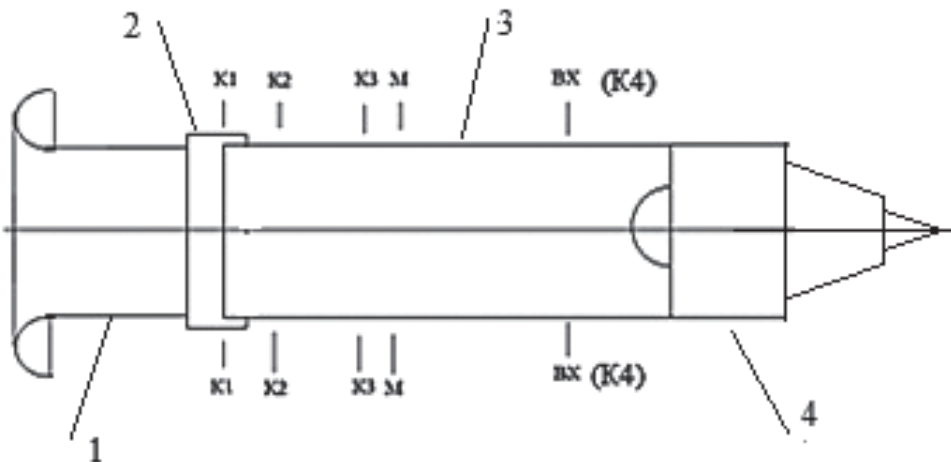


Рис. 4. Принципиальная схема части компоновки входного присоединенного трубопровода, включающего неподвижную и подвижные части, лабиринтное уплотнение, характерные измерительные сечения и двигатель: 1 — неподвижная часть лемнискатного насадка; 2 — лабиринтное уплотнение; 3 — присоединенный трубопровод; 4 — ТРДД (К1-К1, К2-К2, К3-К3, К4-К4 — сечения с установленными приемниками статических давлений, М-М — сечение с радиальными гребенками измерения полного давления)

**Определение поправки на силу внешнего сопротивления при внешнем обдуве двигателя в (закрытом) боксе испытательного стенда**

Воздействию обдувающего потока подвергаются подвижные элементы динамоплатформы, элементы подвески двигателя, различные коммуникации. Силу сопротивления этих элементов можно оценить, если известны конфигурация обдуваемых элементов, их коэффициент сопротивления и параметры обдуваемого потока.

Сила лобового сопротивления отдельного  $i$ -го элемента определяется из соотношения [17]:

$$\Delta R_{\text{пар.}i} = C_{X,i} \cdot F_{M,i} \frac{\rho_B \cdot V_{\text{п.}i}^2}{2}, \quad (5)$$

где  $C_{X,i}$  — коэффициент лобового сопротивления рассматриваемого элемента;

$F_{M,i}$  — миделевая площадь;

$\rho_B$  — плотность воздуха;

$V_{\text{п.}i}$  — скорость потока перед элементом.

Величина  $C_X$  зависит от формы обдуваемого элемента и характерного числа Рейнольдса [17]:

$$Re = \frac{\rho \cdot V_{\text{п}} \cdot d_M}{\mu_B}, \quad (6)$$

где  $d_M$  — диаметр или наибольшая сторона миделевого сечения элемента;

$\mu_B$  — коэффициент динамической вязкости воздуха.

Суммарная поправка

$$\Delta R_{\text{ПАР}\Sigma} = \sum_{i=1}^n \Delta R_{\text{ПАР}i}, \quad (7)$$

т.е. равна сумме сил лобового сопротивления всех обдуваемых подвижных элементов.

**Определение суммарной аэродинамической силы при стендовых испытаниях ТРДД большой степени двухконтурности в боксе испытательного стенда по методу подсоединенной и отсоединенной лемнискаты**

Для того чтобы предложенный в патенте [2] способ испытаний ГТД стал применим для определения стендовой тяги двигателей и на критических режимах работы сопла при  $\pi_c^* < \pi_{c,\text{кр}}^*$

в условиях  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$ , а также для ТРДД большой степени двухконтурности  $m = 4 \dots 12$  с раздельными контурами при испытаниях в (закрытом) боксе испытательного стенда по схеме с механически присоединенным лемнискатным насадком, необходимо [18]:

1. С помощью математической модели испытываемого ТРДД или экспериментальным способом в условиях  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$  (по входным режимным параметрам  $p_{\text{вх}}^*$ ,  $T_{\text{вх}}^*$ ) и в диапазоне режимов «взлетный режим»... «малый газ» определить зависимости в виде отношения

$$\frac{R_{\text{с.пр}}(\delta\sigma_B=0\dots1,5\%)}{R_{0\text{пр}H=0,M=0}} = f[\delta\sigma_B = (\sigma_B - 1) \cdot 100] \quad (8)$$

при постоянной приведенной частоте вращения ротора вентилятора  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$  ТРДД (рис. 5) [19]. Здесь  $R_{\text{с.пр}}(\delta\sigma_B=0\dots1,5\%)$  — приведенная тяга сопла в условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$  при изменении величины  $\delta\sigma_B$  от 0 до  $-1,5\%$ ;  $R_{0\text{пр}H=0,M=0}$  — приведенная стендовая тяга двигателя в условиях

$H = 0$ ,  $M = 0$  при  $\delta\sigma_B = 0$ ;  $\delta\sigma_B = \frac{\sigma_B - 1}{1,0} 100\%$  —

относительное изменение коэффициента восстановления полного давления во входном стендовом устройстве.

С помощью графической зависимости, показанной на рис. 5, можно определить коэффициент влияния коэффициента полного давления во входном стендовом устройстве на тягу сопла дви-

гателя как  $K_{\sigma_B R_c} = \frac{\partial R_c}{\partial \sigma_B} \frac{\sigma_B}{R_c}$  при  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$ , ко-

торый потребуется далее при приведении параметров испытываемого ТРДД к стандартным атмосферным условиям.

*Примечание.* Из равенства  $p_{\text{вх}}^* = p_B$  вытекает отношение этих давлений  $p_{\text{вх}}^* / p_B = 1$ , равное условному стандартному значению, соответствующее  $M_{\text{п}} = 0$ .

2. Определить в стендовых условиях приведенную к САУ величину тяги сопла испытываемого двигателя в испытательном боксе испытательного стенда в компоновке с механически отсоединенным от входного устройства лемнискатным насадком (см. рис. 4) по формуле (2) при  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$  как:



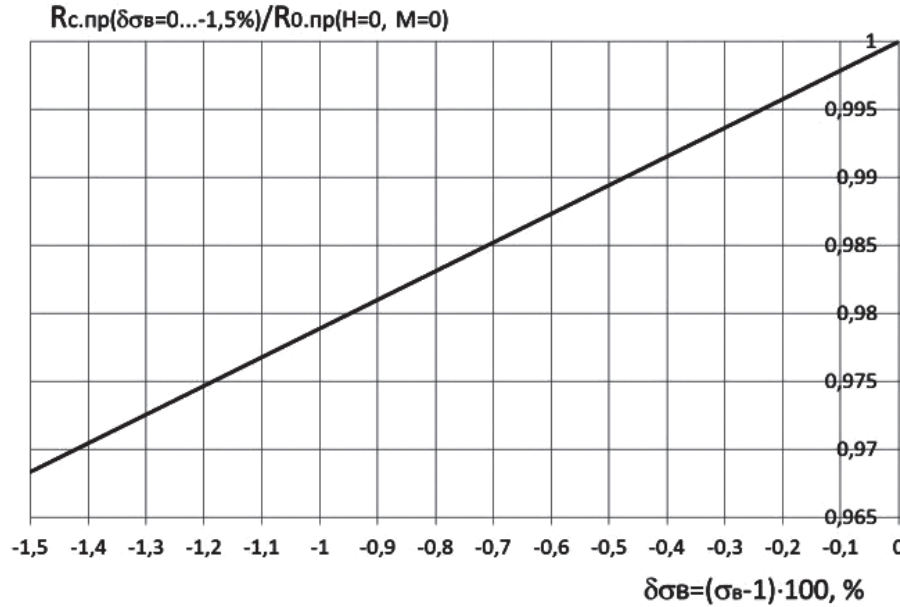


Рис. 5. Расчетная зависимость отношения приведенной тяги сопла выбранного типа ТРДД большой степени двухконтурности с отдельными контурами [19] в условиях  $H = 0, M_{п} = 0$  при изменении величины  $\delta\sigma_B$  от 0 до -1,5% к приведенной стендовой тяге ТРДД  $\frac{R_{с.пр}(\delta\sigma_B=0...1,5\%)}{R_{0.прH=0,M=0}}$  в условиях  $H = 0, M_{п} = 0$  при  $\delta\sigma_B = 0$  «взлетный режим» ( $n_{в.пр} = \text{const}$ )

$$R_{с.пр}^{\text{без/лемн}} = \frac{101325}{p_B^* \cdot \sigma_B} [R_{\text{СИС}} + G_B \cdot V_{K2} + F_{K1}(p_{K1} - p_B) + F_{K2}(p_{K2} - p_B) + \Delta R_{\text{ПАР}}^{\text{без/лемн}}] \quad (9)$$

при фактическом значении приведенной частоты вращения ротора двигателя

$$n_{в.пр} = n_B \sqrt{\frac{\kappa(288,15; d=0) \cdot R(d=0) \cdot 288,15}{\kappa(T_{вх}^*, d) \cdot R(d) \cdot T_{вх}^*}}, \quad (10)$$

где  $R_{\text{ПАР}\Sigma}^{\text{без/лемн}}$  — поправка от аэродинамического сопротивления двигателя, коммуникаций и стендового оборудования, размещенных на динамометрической платформе СИС стенда.

3. Измерить фактическую величину отношения давлений

$$p_{вх}^* / p_B \quad (11)$$

4. Измерить величину степени понижения давлений в сопле

$$\pi_c^* = p_c^* / p_B \quad (12)$$

в реактивном(ных) сопле(лах) испытываемого двигателя, где  $p_c^*$  — измеренное полное давление на входе в реактивное сопло.

5. При докритическом режиме работы сопла(сопел)  $\pi_c^* < \pi_{с.кр}^*$  испытываемого двигателя внести коррекцию (с учетом обратного знака) в результате определения приведенной тяги сопла испытываемого двигателя по формуле (9) на отличие фактического значения  $\sigma_B$  от  $\sigma_B = 1,0$ , в том числе за счет смещения рабочей точки на характеристике узлов двигателя:

$$R_{с.пр}^{\text{без/лемн}} = \frac{101325}{p_B^* \cdot \sigma_B} [R_{\text{СИС}} + G_B \cdot V_{K2} + F_{K1}(p_{K1} - p_B) + F_{K2}(p_{K2} - p_B) + \Delta R_{\text{ПАР}}^{\text{без/лемн}}] \times (1 + K_{\sigma_B R_C} \delta(\sigma_B)) \left( 1 + K_{T_{вх}^* R_0} \delta T_{вх}^* + K_{dR_0} (d - d_0) \right), \quad (13)$$

где  $R_{\text{ПАР}}^{\text{без/лемн}}$  — поправка от аэродинамического сопротивления двигателя, коммуникаций и стендового оборудования, размещенных на динамометрической платформе СИС стенда;

$K_{T_{вх}^* R_0} = \frac{\partial R_0}{\partial T_{вх}^*} \frac{T_{вх}^*}{R_0}$  — коэффициент влияния изменения температуры на входе  $T_{вх}^*$  на стендовую тягу при  $n_{в.пр} = \text{const}$ ;

$K_{dR_0} = \frac{\partial R_0}{R_0} \frac{1}{(d-d_0)}$  — коэффициент влияния влагосодержания воздуха  $d$  на стендовую тягу двигателя на режиме  $n_{в.пр} = \text{const}$ .

*Примечание.* После коррекции приведенной тяги сопла (13) ее величина становится равной приведенной стендовой тяге двигателя, т.е.

$$R_{0\text{дв.пр}} = R_{с.пр}^{\text{без/лемн}}. \quad (14)$$

6. Представить снятую в (закрытом) боксе дроссельную характеристику ТРДД в компоновке с механически отсоединенным от входного устройства лемнискатным насадком в виде аппроксимированной зависимости

$$R_{0\text{дв.пр}} = f(n_{в.пр}) = a_0 + a_1 n_{в.пр} + a_2 n_{в.пр}^2 + a_3 n_{в.пр}^3 \quad (15)$$

с контролем величины достоверности аппроксимации (коэффициента корреляции  $r_{Rn_{пр}} = \sqrt{R^2}$ ).

7. Определить в испытательном боксе испытательного стенда приведенную величину тяги сопла испытываемого двигателя в компоновке с механически присоединенным к нему лемнискатным насадком по формуле (1) без учета величины входного импульса  $\Delta R_{ВУ}$  и аэродинамического сопротивления двигателя  $\Delta R_{ПАР}$  в условиях  $H = 0, M_{п} = 0$ :

$$R_{с.пр}^{\text{с/лемн}} = \frac{101325}{p_B^* \sigma_B} [R_{\text{СИС}}] \left( 1 + K_{\sigma_B R_C} \delta(\sigma_B) \right) \times \left( 1 + K_{T_{вх}^* R_0} \delta T_{вх}^* + K_{dR_0} (d - d_0) \right) \quad (16)$$

при фактическом значении приведенной частоты вращения ротора двигателя

$$n_{в.пр} = n_B \sqrt{\frac{\kappa(288,15; d=0) \cdot R(d=0) \cdot 288,15}{\kappa(T_{вх}^*, d) \cdot R(d) \cdot T_{вх}^*}}$$

*Примечание.* После коррекции приведенной тяги сопла двигателя в компоновке с механически подсоединенным к нему лемнискатным насадком ее величина (16) равна приведенной стендовой тяге двигателя ( $H = 0, M_{п} = 0$ ) без учета входного импульса и аэродинамического сопротивления двигателя, т.е.

$$R_{\text{дв.пр}} = R_{с.пр}^{\text{с/лемн}}. \quad (17)$$

8. Представить снятую в (закрытом) боксе дроссельную характеристику ТРДД в компоновке

с механически подсоединенным к нему лемнискатным насадком в виде аппроксимирующего полинома вида:

$$R_{\text{дв.пр}} = f_2(n_{в.пр}) = b_0 + b_1 \cdot n_{в.пр} + b_2 \cdot n_{в.пр}^2 + b_3 \cdot n_{в.пр}^3. \quad (18)$$

Таким образом, разница между  $R_{0\text{дв.пр}}$  (15) и  $R_{\text{дв.пр}}$  (18) при  $n_{в.пр} = \text{const}$  будет равна приведенной величине аэродинамической силы:

$$\Delta R_{AC\text{пр}} = \Delta R_{ПАР\text{пр}} + \Delta R_{ВУ\text{пр}} = R_{0\text{дв.пр}} - R_{\text{дв.пр}} = f_1(n_{в.пр}) - f_2(n_{в.пр}). \quad (19)$$

9. Определить относительную величину поправочного коэффициента пересчета стендовой приведенной тяги ТРДД, измеренной в компоновке с механически подсоединенным лемнискатным насадком, на величину стендовой приведенной тяги ТРДД с учетом аэродинамической силы как отношение величин

$$K_{\Delta R_{AC}} = \frac{\Delta R_{AC\text{пр}}}{R_{\text{дв.пр}}} = f_3(n_{в.пр}) = \frac{f_1(n_{в.пр}) - f_2(n_{в.пр})}{f_2(n_{в.пр})} = c_0 + c_1 \cdot n_{в.пр} + c_2 \cdot n_{в.пр}^2 + c_3 \cdot n_{в.пр}^3 \quad (20)$$

в зависимости от приведенной частоты вращения ротора двигателя  $n_{в.пр} = \text{const}$ .

Градуировочная зависимость вида (20) заносится в паспорт (закрытого) бокса испытательного стенда.

### Уточнение величины стендовой тяги ТРДД, измеренной в (закрытом) боксе стенда на влияние аэродинамической силы

Приемо-сдаточные испытания ТРДД в (закрытом) боксе испытательного стенда с замером силы от тяги в основном выполняют в компоновке с механически присоединенным к ТРДД лемнискатным насадком.

При проведении стендовых испытаний ТРДД того же типа, с которым проводилась градуировка бокса по определению суммарной аэродинамической силы, дроссельная характеристика ТРДД приводится к условиям  $H = 0, M_{п} = 0$ , при этом величина стендовой тяги  $R_{\text{дв.пр}}$  двигателя определяется без учета входного импульса и аэродинамического сопротивления:

$$R_{\text{дв.пр}} = \frac{101325}{p_B^* \cdot \sigma_B} [R_{\text{СИС}}] \cdot \left(1 + K_{\sigma_B R_C} \delta(\sigma_B)\right) \times \left(1 + K_{T_{\text{вх}} R_0} \delta T_{\text{вх}}^* + K_{dR_0} (d - d_0)\right). \quad (21)$$

С помощью коэффициента пересчета

$$K_{\Delta R_{AC}} = f_3(n_{\text{в.пр}}) \quad (20),$$

полученного с помощью этого же типа ТРДД, величина стендовой тяги  $R_{\text{дв.пр}}$  уточняется на влияние суммарной аэродинамической силы:

$$R_{0\text{дв.пр}} = R_{\text{дв.пр}} \cdot \left(1 + K_{\Delta R_{AC}}\right). \quad (22)$$

### Контроль погрешности результатов измерений

Первичный (оперативный) и периодический (статистический) контроль погрешности результатов измерений, выполняемых по данной методике, осуществляется в соответствии с [20].

Выполним оценку величины погрешности измерения приведенной стендовой тяги ТРДД с большой степенью двухконтурности типа GE90-76B в испытательном боксе стенда на «взлетном режиме» в стандартных условиях  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$  в компоновке с механически отсоединенным лемнискатным насадком при условии  $(p_B^* \cdot \sigma_B / p_B) = 1,0$ , определяемую по формуле:

$$R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}} = \frac{101325}{p_B^* \cdot \sigma_B} \left[ R_{\text{СИС}} + G_B \cdot V_{K2} + F_{K1} (p_{K1} - p_B) + F_{K2} (p_{K2} - p_B) + R_{\text{ПАР}}^{\text{без/лемн}} \right]. \quad (23)$$

Исходными данными в расчетах являются:

$R_{0\text{пр}} \approx 35000$  кгс – приведенная расчетная тяга двигателя на «взлетном режиме» в САУ при  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$ ;

$\lambda_M \approx 0,52$  – коэффициент приведенной скорости потока в сечении «М-М» (см. рис. 3 и 4) входного присоединенного трубопровода на «взлетном режиме»;

$D_{\text{вх}} = D_M = D_{K3} = D_{K2} = 3,12$  м – диаметр входа в вентилятор двигателя;

$D_{K1} = 3,15$  м – наружный диаметр лабиринтного уплотнения в торцевой части.

Примем для упрощения расчетов следующие допущения:

1) испытания двигателя проводятся на установленных режимах работы двигателя и стенда;

2) систематические погрешности измерений устранены, имеющиеся погрешности измерений имеют случайный характер с «нормальным» распределением;

3) неисключенные систематические погрешности результатов градуировки

$$\delta\Theta(F_{K3}), \delta\Theta(F_{K2}), \delta\Theta(F_{K1}), \delta\Theta(\mu_B)$$

переведены в разряд случайных погрешностей;

4) значения относительной поправки  $\delta R_C$  определены без погрешности;

5) погрешность измерения внешнего аэродинамического сопротивления пренебрежимо мала.

Для этого величину  $R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}}$  (23) представим функционально в явном виде как зависимость:

$$R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}} = f(R_{\text{СИС}}, p_B^*, F_{K1}, F_{K2}, F_{K3}, p_{K1}, p_{K2}, p_{K3}, p_M^*, p_B, \sigma_{\text{вх}}).$$

В таблице приведены значения коэффициентов влияния независимых измеряемых параметров, входящих в формулу (23), на величину стендовой приведенной тяги сопла

$$K_{X_i R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}}} = \frac{\partial R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}}}{\partial x_i} \cdot \frac{x_i}{R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}}}$$

и величины принятых величин суммарных основных погрешностей независимых измеряемых параметров с использованием современных высокоточных средств измерений на «взлетном режиме» работы ТРДД при доверительной вероятности  $P = 0,95$ .

Представим [21] модель суммарной случайной погрешности как

$$\varepsilon = q_T S(x_i) \approx 2S(x_i),$$

где  $q_T = F(n, P)$  – коэффициент Стьюдента. При  $P = 0,95$  и числе опросов на контрольной точке измерения  $n = 15$  получим  $q_T \approx 2$ ;

$S(x_i)$  – средняя квадратичная погрешность  $x_i$  независимого параметра.

Суммарная погрешность определения приведенной величины тяги  $R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}}$  в компоновке с механически отсоединенным от входного устройства лемнискатным насадком [21]

$$\delta R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}} = \sqrt{\sum_{i=1}^{11} \left( K_{X_i R_{\text{дв.пр}}^{\text{без/лемн}}} \cdot \delta\varepsilon(x_i) \right)^2} = \pm 0,64 \%.$$

**Значения коэффициентов влияния независимых измеряемых параметров, входящих в формулу (23), на величину стеновой приведенной тяги сопла**

№ пп	$K_{X_j R_{дв.пр}^{без/лемн}}$	$x_i$	$\delta\epsilon(x_i), \%$
1	0,70949	$R_{СИС}$	$\pm 0,15$
2	-1,01	$p_B^*$	$\pm 0,05$
3	-0,00653	$F_{K1}$	$\pm 0,1$
4	-0,9185	$F_{K2}$	$\pm 0,04$
5	1,205	$F_{K3}$	$\pm 0,04$
6	0,0368	$p_{K1}$	$\pm 0,1$
7	1,3099	$p_{K2}$	$\pm 0,07$
8	-2,7139	$p_{K3}$	$\pm 0,07$
9	3,9805	$p_M^*$	$\pm 0,1$
10	-2,2717	$p_B$	$\pm 0,05$
11	-1,01	$\sigma_{ВХ}$	$\pm 0,3$

Оценку суммарной погрешности приведенной тяги сопла испытываемого двигателя с механически присоединенным к нему лемнискатным насадком при условии  $(p_B^* \cdot \sigma_B / p_B) = 1,0$  выполним по формуле

$$R_{дв.пр}^{с/лемн} = \frac{101325}{p_B^* \cdot \sigma_B} [R_{СИС}], \quad (24)$$

без учета величины входного импульса и аэродинамического сопротивления определим как:

$$\begin{aligned} \delta R_{дв.пр}^{с/лемн} &= \sqrt{\sum_{j=1}^3 \left( K_{X_j R_{с.пр}^{без/лемн}} \cdot \delta\epsilon(x_j) \right)^2} = \\ &= \left[ \left( K_{R_{СИС} R_{дв.пр}} \right)^2 \delta\epsilon^2(R_{СИС}) + \left( K_{p_B^* R_{дв.пр}} \right)^2 \times \right. \\ &\quad \left. \times \delta\epsilon^2(p_B^*) + \left( K_{\sigma_B R_{дв.пр}} \right)^2 \delta\epsilon^2(\sigma_B) \right]^{1/2}. \end{aligned}$$

Очевидно равенство  $K_{\sigma_B R_{дв.пр}} = K_{p_B^* R_{дв.пр}}$ .

Примем экспертным путем суммарную погрешность величины  $\delta\epsilon(\sigma_B) = \pm 0,3\%$ . Тогда

$$\delta R_{дв.пр}^{с/лемн} = \sqrt{(1 \cdot 0,15)^2 + (1 \cdot 0,1)^2 + (1 \cdot 0,3)^2} = \pm 0,35\%.$$

Зададим приведенную относительную величину входного импульса  $\delta\Delta R_{ВУ пр} = 3,57\%$  (от максимальной стеновой величины  $R_{0 дв.пр}$ ).

Величину погрешности аэродинамической силы

$$\Delta R_{АС пр} = R_{0 дв.пр} - R_{дв.пр} = R_{с.пр}^{без/лемн} - R_{с.пр}^{с/лемн}$$

для испытательного (закрытого) бокса стенда оценим как:

$$\begin{aligned} \delta R_{АС пр} &= \left[ \left( \frac{R_{с.пр}^{б/лемн}}{R_{с.пр}^{б/лемн} - R_{с.пр}^{с/лемн}} \right)^2 \cdot \delta \left( R_{с.пр}^{б/лемн} \right)^2 + \right. \\ &\quad \left. + \left( \frac{R_{с.пр}^{с/лемн}}{R_{с.пр}^{б/лемн} - R_{с.пр}^{с/лемн}} \right)^2 \cdot \delta \left( R_{с.пр}^{с/лемн} \right)^2 \right]^{1/2}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta R_{АС пр} &= \left[ \left( \frac{35000}{35000 - 33750} \right)^2 (0,64)^2 + \right. \\ &\quad \left. + \left( \frac{33750}{35000 - 33750} \right)^2 (0,35)^2 \right] = \pm 20\%. \end{aligned}$$

Заметная величина погрешности поправки на входной импульс объясняется тем, что результа-

том является разница двух близких значений  $R_{0\text{ дв.пр}}$  и  $R_{\text{ дв.пр}}$ , поскольку при

$$\Delta R_{\text{АС пр}} = |R_{0\text{ дв.пр}} - R_{\text{ дв.пр}}| \rightarrow 0$$

относительная погрешность разницы двух значений  $\delta \Delta R_{\text{АС пр}} \rightarrow \infty$ . В методике выполнения измерений (МВИ) стандарта [4] предельная погрешность величины аэродинамической силы нормируется в зависимости от относительной величины  $\Delta R_{\text{АС}} / R_{\text{СИС}}$ . Однако в этой МВИ отсутствует сама методика оценки погрешности величины аэродинамической силы  $R_{\text{АС}}$  методом универсального контрольного объема.

Следует отметить, что последовательная градуировка по определению поправок тяги на входной импульс и парусность в одном и том же боксе стенда обеспечивает хорошие условия для «повторяемости» (repeatability conditions) по п. 3.14 в ГОСТ Р ИСО5725-1-2002 [20], согласно которому «условия, при которых независимые результаты измерений (или испытаний) получаются одним и тем же методом на идентичных объектах испытаний, в одной и той же лаборатории, одним и тем же оператором, с использованием одного и того же оборудования, в пределах короткого промежутка времени (ИСО 3534-1)». Поэтому для такой градуировки необходимы тщательная отбраковка грубых измерений и учет в результатах независимых измерений неисключенных систематических погрешностей, чтобы за

счет этого и применения многократности опросов измерительных каналов стендовой автоматизированной информационно-измерительной системы (АИИС) обеспечить уменьшение среднеквадратических отклонений [21] измеряемых средних значений параметров  $\bar{x}_i$  как  $\sigma_{\bar{x}} = \sigma_x / \sqrt{n_{\text{изм}}}$  и соответственно уменьшение величины погрешности аэродинамической силы.

Суммарную погрешность определения стендовой тяги двигателя в компоновке с механически отсоединенным лемнискатным насадком с учетом погрешности аэродинамической силы оценим как:

$$\delta R_{0\text{ дв.пр}} = \left[ \left( \frac{R_{\text{с.лемн}}^{\text{с/лемн}}}{R_{\text{с.пр}}^{\text{с/лемн}} + \Delta R_{\text{АС пр}}} \right)^2 \cdot \delta (R_{\text{с.пр}}^{\text{с/лемн}})^2 + \left( \frac{\Delta R_{\text{АС пр}}}{R_{\text{с.пр}}^{\text{с/лемн}} + \Delta R_{\text{АС пр}}} \right)^2 \cdot \delta (\Delta R_{\text{АС пр}})^2 \right]^{1/2};$$

$$\delta R_{0\text{ дв.пр}} = \left[ \left( \frac{33750}{33750 + 1250} \right)^2 \delta (0,35)^2 + \left( \frac{1250}{33750 + 1250} \right)^2 \delta (20)^2 \right] = 0,78\%.$$

В качестве примера на рис. 6 показано сравнение приведенных по обычным формулам к

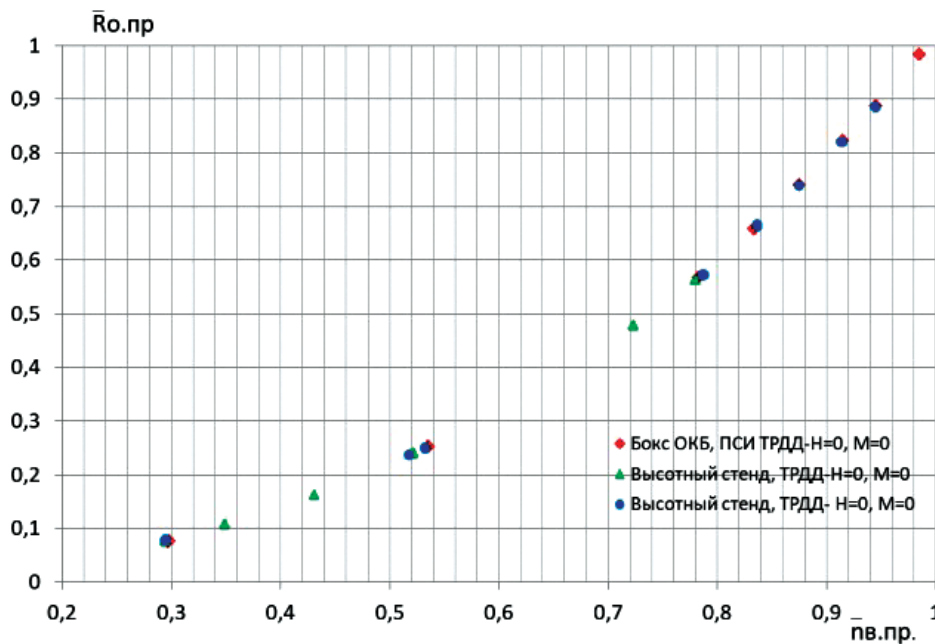


Рис. 6. Сравнение дроссельных характеристик одного типа ТРДД большой степени двухконтурности с отдельными контурами, измеренных в условиях  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$  и приведенных к САУ по обычным формулам приведения



стандартным атмосферным условиям ( $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$ ) дроссельных характеристик одного типа ТРДД с большой степенью двухконтурности с раздельными контурами:

— в (закрытом) боксе испытательного аттестованного стенда в компоновке с механически присоединенным к ТРДД лемнискатным насадком с учетом аэродинамической силы

$$\Delta R_{\text{АС}} = \Delta R_{\text{ВУ}} + \Delta R_{\text{ПАР}};$$

— в термобарокамере (ТБК) аттестованного высотного стенда в компоновке с механически отсоединенным от входного устройства лемнискатным насадком при отключенной технологической вентиляции в ТБК ( $\Delta R_{\text{ПАР}} = 0$ ) — формула (2).

Из рассмотрения рис. 6 следует, что в режиме  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$  работы ТРДД стендовая приведенная тяга, измеренная в закрытом боксе аттестованного испытательного стенда и в ТБК аттестованного высотного стенда по схеме с присоединенным трубопроводом, удовлетворительно совпадают. Максимальная разница приведенных величин стендовой тяги на двух стендах не превышает  $\pm 0,5\%$ .

Рассмотренный выше пример также подтверждает возможность использования аттестованного высотного стенда при проведении испытаний ТРДД большой степени двухконтурности по схеме с присоединенным трубопроводом на входе («с отсоединенной лемнискатой») в имитируемых стендовых условиях  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$  для определения величины аэродинамической силы этого же экземпляра ТРДД в неаттестованном (закрытом) боксе стенда на основе анализа результатов межстендовых сравнительных испытаний. Для этого необходимо предварительно устранить неисключенные систематические погрешности независимых измеряемых основных параметров, чтобы за счет этого и применения многократности опросов измерительных каналов стендовой АИИС обеспечить уменьшение смещения результатов измерений и величин среднеквадратических отклонений измерений. На заданном режиме  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$  работы ТРДД приведенная величина аэродинамической силы как поправки к стендовой тяге ТРДД в боксе

$$\Delta R_{\text{АС пр}} = R_{0 \text{ дв.пр(ТБК)}} - R_{\text{дв.пр(БОКС)}},$$

где  $R_{0 \text{ дв.пр(ТБК)}}$  — приведенная величина стендовой тяги (14) в ТБК высотного стенда (при ус-

ловии  $p_{\text{Б}} = p_{\text{ТБК}}$  и  $\Delta R_{\text{ПАР}} = 0$  за счет отключения технологической вентиляции внутри ТБК из-за большой степени двухконтурности ТРДД);

$R_{\text{дв.пр(БОКС)}}$  — приведенная величина стендовой тяги (17) в аэродинамически неаттестованном боксе испытательного стенда без учета поправок  $\Delta R_{\text{ВУ пр}}$  и  $\Delta R_{\text{ПАР пр}}$ .

### Режимы работы ТРДД при проведении градуировки для определения величины аэродинамической силы для ТРДД большой степени двухконтурности в боксе испытательного стенда

Определение приведенной величины входного импульса как поправки к приведенной силе от тяги ТРДД большой степени двухконтурности с раздельными контурами при испытаниях в закрытом боксе испытательного стенда по методу подсоединенной и отсоединенной лемнискаты производится путем снятия градуировочной дроссельной характеристики выбранного типа двигателя и утвержденной компоновки двигателя в боксе.

Измерение основных параметров двигателя в боксе аттестованного испытательного стенда должно производиться измерительными системами (сила от тяги, массовый расход воздуха, массовый расход топлива и др.), имеющими свидетельства об их метрологической аттестации, и приборами, имеющими свидетельства об их метрологической поверке. Погрешности применяемых средств измерения должны соответствовать требованиям ОСТ 1 01021-93.

Снятие характеристик двигателя производится без отборов воздуха на самолетные нужды и загрузки самолетных агрегатов. Режимы работы двигателя должны устанавливаться согласно действующей инструкции по его эксплуатации.

Установка двигателя в боксе испытательного стенда производится согласно действующей инструкции по эксплуатации двигателя и принятой компоновке:

— установка ТРДД по схеме с механически подсоединенной лемнискатой;

— установка ТРДД по схеме с механически отсоединенной лемнискатой.

Для проведения испытаний необходимо выполнить подготовку испытательного оборудования бокса испытательного стенда и двигателя к запуску, запустить двигатель и прогреть его согласно инструкции по эксплуатации. Произвес-



ти снятие дроссельной характеристики на установившихся режимах работы без остановки двигателя в каждой компоновке с механически подсоединенной лемнискойой и при механически отсоединенной лемнискойой при изменении режимов работы двигателя в диапазоне «земной малый газ» ... «взлетный режим».

По результатам градуировки определяется поправочный коэффициент пересчета стендовой приведенной тяги ТРДД, измеренной в компоновке с механически подсоединенным лемнискатным насадком, на величину стендовой приведенной тяги ТРДД с учетом величины аэродинамической силы в виде зависимости (20).

### Выводы

1. Разработана методика определения приведенной величины аэродинамической силы как поправки к приведенной силе от тяги двигателя, измеренной с помощью стендовой силоизмерительной системы, в (закрытом) боксе испытательного стенда по результатам сравнения результатов стендовых испытаний ТРДД большой степени двухконтурности с отдельными контурами в условиях  $H = 0$ ,  $M_{п} = 0$  в двух компоновках входного стендового устройства:

- испытания ТРДД в боксе в компоновке с механически подсоединенной лемнискойой;
- испытания ТРДД в боксе в компоновке с механически отсоединенной лемнискойой.

Определение приведенной величины аэродинамической силы выбранного типа ТРДД производится на установившихся режимах работы двигателя при постоянной приведенной величине  $n_{в.пр} = \text{const}$  в условиях  $H = 0$ ,  $M_{п} = 0$  в (закрытом) боксе испытательного стенда в компоновке с механически подсоединенной лемнискойой (определяется стендовая приведенная тяга  $R_{дв.пр}$  (17) без учета входного импульса  $\Delta R_{ВУ}$  и аэродинамического сопротивления  $\Delta R_{ПАР}$ ), применяемой при приемо-сдаточных стендовых испытаниях, и в компоновке с механически отсоединенной с помощью лабиринтного уплотнения лемнискойой (определяется стендовая приведенная тяга  $R_{0 дв.пр}$  (14) с учетом входного импульса в сечении лабиринтного уплотнения входного стендового устройства и с учетом аэродинамического сопротивления  $\Delta R_{ПАР}$ ) с присоединенным трубопроводом на входе, применяемой при аэродинамической градуировке бокса стенда, как разницы:

$$\Delta R_{АС пр} = R_{0 дв.пр} - R_{дв.пр}.$$

2. Предложена форма представления результатов градуировки относительной величины приведенной аэродинамической силы как поправки к силе от тяги ТРДД в виде градуировочной зависимости (20):

$$K_{\Delta R_{АС}} = \frac{\Delta R_{АС пр}}{R_{дв.пр}} = f_3(n_{в.пр})$$

в (закрытом) боксе испытательного стенда, и показана возможность по использованию градуировочной зависимости для уточнения величины стендовой тяги  $R_{дв.пр}$  при проведении приемо-сдаточных испытаний серийных двигателей в компоновке с механически подсоединенной лемнискойой.

3. Представлены результаты оценки погрешности измерений величины аэродинамической силы, определяемой из результатов сравнения величин приведенной стендовой тяги ТРДД по методу механически подсоединенной и механически отсоединенной лемнискойой посредством выполнения специальной градуировки в боксе испытательного стенда. Для стендовой градуировки рекомендовано исключение систематических погрешностей из результатов измерений независимых параметров, чтобы за счет этого и применения многократности опросов измерительных каналов стендовой АИИС обеспечить уменьшение смещения результатов измерений и величин среднеквадратических отклонений [21] измеряемых средних значений параметров  $\bar{x}_i$  как

$$\sigma_{\bar{x}} = \sigma_x / \sqrt{n_{изм}}.$$

4. На примере показанного удовлетворительного результата сравнения величин приведенной стендовой тяги одного ТРДД большой степени двухконтурности с отдельными контурами на режиме  $n_{в.пр} = \text{const}$  в аттестованном (закрытом) боксе испытательного стенда в компоновке с механически подсоединенной лемнискойой и в ТБК аттестованного высотного стенда в компоновке с механически отсоединенной лемнискойой в условиях  $H = 0$ ,  $M_{п} = 0$  (см. рис. 6) показана возможность использования при необходимости аттестованного высотного стенда для проведения градуировки аэродинамически неаттестованного бокса испытательного стенда с целью определения приведенной величины аэродинамической силы для выбранного типа ТРДД на режиме  $n_{в.пр} = \text{const}$  как поправки к величине приведенной стендовой тяги в боксе:

$$\Delta R_{АС пр} = R_{0 дв.пр(ТБК)} - R_{дв.пр(БОКС)},$$

где  $R_{0\text{дв.пр(ТБК)}}$  — приведенная величина стендовой тяги (14) в ТБК высотного стенда (при условии  $p_B = p_{\text{ТБК}}$  и  $\Delta R_{\text{ПАР}} = 0$  за счет отключения технологической вентиляции внутри ТБК из-за большой степени двухконтурности ТРДД);

$R_{\text{дв.пр(БОКС)}}$  — приведенная величина стендовой тяги (17) в аэродинамически неаттестованном боксе испытательного стенда без учета поправок  $\Delta R_{\text{ВУ пр}}$  и  $\Delta R_{\text{ПАР пр}}$ .

### Список источников

- ОСТ 1 01021-93. Стенды испытательные авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования. — М.: ФГУП НИИСУ, 1993. — 18 с.
- ОСТ 1 02781-2004. Сила аэродинамическая при испытаниях газотурбинных двигателей на наземных закрытых стендах. — М.: ФГУП НИИСУ, 2004. — 12 с.
- Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. С. 155-156.
- Марчуков У.Ю., Онищик И.И., Рutowский Б.Б. и др. Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: Изд-во МАИ, 2004. — 334 с.
- Тимошин А.Н., Максимов Е.А. Влияние аэродинамики наземных стендов на измеряемое усилие тяги при испытаниях ГТД // Труды ЦИАМ. 1978. №787, 16 с.
- Боровик В.О. (ред.). Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД // Труды ЦИАМ. 1973. № 602. С. 4-44.
- Свищев Г.П. (гл. ред.) Авиация: Энциклопедия. — М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. — 736 с.
- Фролов К.В. (гл. ред.) Машиностроение. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. — М.: Машиностроение, 2010. С. 638-644.
- Клинский Б.М., Рыбко В.А. Способ испытания газотурбинного двигателя. Патент RU 2252406 С1. Бюл. № 14, 20.05.2005.
- Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Гишваров А.С. и др. Испытания авиационных двигателей: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 2009. — 502 с.
- Деменченков В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л. и др. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
- Kern P.R.A., Paynter G.C., Dvorak F.A., Clark D.R. A review of the status of the application of computational fluid dynamics (CFD) to the installation/integration of turbofans and turboprops in subsonic aircraft // 20th Joint Propulsion Conference (11-13 June 1984, Cincinnati, OH, USA). DOI: 10.2514/6.1984-1333
- Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. Aircraft Engine Design. — American institute of aeronautics and astronautics & Ast; 2nd edition. 2002. — 679 p.
- Медяков О.Е. Использование математической модели опытного двигателя при стендовых испытаниях в режиме реального времени // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. №5. С. 81-88.
- Медяков О.Е. Контроль кондиционности измерений при стендовых испытаниях опытных авиационных двигателей с применением информационно-измерительной системы // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. №4. С.86-93.
- Скибин В.А., Солонин В.И., Иванов М.Я. (ред.) ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности — М.: ЦИАМ, 2005. С. 375-404.
- Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М.О. Штейнберга. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1992. — 672 с.
- Клинский Б.М. Способ испытания газотурбинного двигателя. Патент RU 2702443 С1. Бюл. №28, 08.10.2019.
- Клинский Б.М. Определение аэродинамической силы в закрытом боксе стенда для испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности // Авиационные двигатели. 2021. № 1(10). С. 81-93.
- ГОСТ Р ИСО 5725-1-2002. Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Ч. 1. Основные положения и определения. — М.: Стандартинформ, 2009. — 24 с.
- МИ 2083-90. Государственная система обеспечения единства измерений. Измерения косвенные. Определение результатов измерений и оценивание их погрешностей. — М.: Комитет стандартизации и метрологии, 1991. — 10 с.

### References

- Stendy ispytatel'nye aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei. Obshchie trebovaniya. OST 1 01021-93 (Test-benches for aviation gas turbine engines. General requirements. OST 1 01021-93), Moscow, FGUP NIISU, 1993, 18 p.
- Sila aerodinamicheskaya pri ispytaniyakh gazoturbinnnykh dvigatelei na nazemnykh zakrytykh stendakh. OST 1 02781-2004 (Aerodynamic force in gas turbine engines testing on closed ground test-benches. OST 1 02781-2004), Moscow, FGUP NIISU, 2004, 12 p.

3. Litvinov Yu.A., Borovik V.O. *Kharakteristiki i ekspluatatsionnye svoystva aviatsionnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (Characteristics and operational properties of aviation turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, pp. 155-156.
4. Marchukov U.Yu., Onishchik I.I., Rutovskii B.B. et al. *Ispytaniya i obespechenie nadezhnosti aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Testing and reliability ensuring of aircraft engines and power plants), Moscow, MAI, 2004, 334 p.
5. Timoshin A.N., Maksimov E.A. *Trudy TsIAM*, 1978, no. 787, 16 p.
6. Borovik V.O. (ed). *Trudy TsIAM*, 1973, no. 602, pp. 4-44.
7. Svishchev G.P. (ed) *Aviatsiya. Entsiklopediya* (Aviation. Encyclopedia), Moscow, Bol'shaya Rossiiskaya entsiklopediya, 1994, 736 p.
8. Frolov K.V. (ed) *Mashinostroenie. Tom IV-21. Samolety i vertolety. Kniga 3. Aviatsionnye dvigateli* (Mechanical engineering. Vol. IV-21. Aircraft and helicopters. Book 3. Aircraft engines), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 638-644.
9. Klinskii B.M., Rybko V.A. *Patent RU 2252406 C1*, 20.05.2005.
10. Grigor'ev V.A., Kuznetsov S.P., Gishvarov A.S. et al. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei* (Tests of aircraft engines), Moscow, Mashinostroenie, 2009, 502 p.
11. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L. et al. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (Theory of double-flow turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
12. Kern P.R.A., Paynter G.C., Dvorak F.A., Clark D.R. A review of the status of the application of computational fluid dynamics (CFD) to the installation/integration of turbofans and turboprops in subsonic aircraft. *20th Joint Propulsion Conference (11-13 June 1984, Cincinnati, OH, USA)*. DOI: 10.2514/6.1984-1333
13. Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. *Aircraft Engine Design*. American institute of aeronautics and astronautics & Ast, 2nd edition, 2002, 679 p.
14. Medyakov O.E. The use of mathematical model of an experienced engine the bench tests in the real-time mode. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 81-88.
15. Medyakov O. E. Control conditional measurements in bench tests of gas-turbine engine using the information-measuring system. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 86-93.
16. Skibin V.A., Solonin V.I., Ivanov M.Ya. (ed) *TsIAM 2001-2005. Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti* (CIAM 2001-2005. The main results of scientific and technical activity), Moscow, TsIAM, 2005, pp. 375-404.
17. Idel'chik I.E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* (Handbook of hydraulic resistances), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 672 p.
18. Klinskii B.M. *Patent RU 2702443 C1*, 08.10.2019.
19. Klinskii B.M. *Aviatsionnye dvigateli*, 2021, no. 1(10), pp. 81-93.
20. *Tochnost' (pravil'nost' i pretsizionnost') metodov i rezul'tatov izmerenii. Chast' 1. Osnovnye polozheniya i opredeleniya. State Standard R ISO 5725-1-2002* (Accuracy (trueness and precision) of measurement methods and results. Part 1. General principles and definitions. State Standard R ISO 5725-1-2002), Moscow, Standartinform, 2009, 24 p.
21. *Gosudarstvennaya sistema obespecheniya edinstva izmerenii. Izmereniya kosvennye. Opredelenie rezul'tatov izmerenii i otsenivanie ikh pogreshnostei. MI 2083-90* (State system for ensuring uniformity of measurements. Indirect measurements. Determination of measurement results and estimation of their errors. MI 2083-90), Moscow, Komitet standartizatsii i metrologii, 1991, 10 p.

Статья поступила в редакцию 12.10.2021; одобрена после рецензирования 18.10.2021; принята к публикации 18.10.2021.

The article was submitted on 12.10.2021; approved after reviewing on 18.10.2021; accepted for publication on 18.10.2021.