

Научная статья
УДК 621.452.322-225:536.7
DOI: 10.34759/vst-2022-3-143-157

О ВЛИЯНИИ ПРИТОКА ТЕПЛОТЫ К ПОТОКУ ВОЗДУХА НА ИЗМЕНЕНИЕ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЕРЕД ВХОДОМ В ДВУХКОНТУРНЫЙ ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ В ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ ПО СХЕМЕ С ПРИСОЕДИНЕННЫМ ТРУБОПРОВОДОМ

Борис Михайлович Клинский

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

Аннотация. Показано, что при притоке теплоты (или отводе теплоты) к дозвуковому потоку воздуха на входе в двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД), установленный в термобарокамере (ТБК) высотного стенда по схеме с присоединенным трубопроводом при испытаниях в высотно-скоростных и климатических условиях образуется тепловой пограничный слой, приводящий к изменению режимных параметров (полного давления $p_{ВХ}^*$ и температуры торможения $T_{ВХ}^*$) на входе в ТРДД и к их отличию от соответствующих величин p_M^* и T_M^* , измеренных согласно ОСТ 102555-85 [5] на относительном расстоянии от входного сечения не менее $L_{M-M+ВХ-ВХ}/D_M \geq 1,5$.

Неучет притока теплоты (или отвода теплоты) применительно к ТРДД большой степени двухконтурности с пониженной степенью повышения давления в вентиляторе может стать причиной погрешностей в оценке основных данных ТРДД, и в частности коэффициента полезного действия вентилятора, а также приведенных к международной стандартной атмосфере (МСА) основных параметров ТРДД.

Влияние притока (или отвода) теплоты на режимные параметры потока может также иметь место в боксах испытательных стендов с подогревом на входе в газотурбинный двигатель (ГТД), а также на компрессорном стенде для испытаний автономных низконапорных вентиляторов и компрессоров низкого давления в условиях подогрева или захлаживания воздуха на входе.

Предложена методика определения режимных параметров потока воздуха на входе в ТРДД при притоке теплоты (или отводе теплоты) на участке от мерного сечения в расходомерном коллекторе до сечения в присоединенном трубопроводе перед входом в двигатель.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, термобарокамера, бокс испытательного стенда, компрессорный испытательный стенд, присоединенный входной трубопровод, расходомерный коллектор

Для цитирования: Клинский Б.М. О влиянии притока теплоты к потоку воздуха на изменение режимных параметров перед входом в двухконтурный турбореактивный двигатель при испытаниях в термобарокамере по схеме с присоединенным трубопроводом // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 143-157. DOI: 10.34759/vst-2022-3-143-157

Original article

ON THE HEAT INLEAK INTO THE AIRFLOW IMPACT ON THE MODE PARAMETERS CHANGING PRIOR TO THE INLET TO THE BYPASS TURBOJET ENGINE WHILE TESTS IN THE THERMAL PRESSURE CHAMBER BY THE SCHEME WITH THE ATTACHED PIPELINE

Boris M. Klinskii

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

Abstract

The most common scheme of bench tests of an aviation gas turbine engine in the test stand box or on an open test stand is a layout, which includes a test-bench input device with a lemniscate headpiece.

When the turbofan engine testing in the thermal pressure chamber, an inlet connected pipeline or inlet device with a lemniscate headpiece (testing scheme “with a baffle”) is being employed. Such inlet devices include a flow rate metering manifold for measuring air mass flow rate, which measuring section is set at a relative distance of not less than 1.5 gauge (L/D) from the inlet to the tested turbofan engine according to the requirements of the Industry Standard OST 1 02555-85.

When conducting turbofan engine tests in the thermal pressure chamber of the high-altitude test bench under both climatic and altitude-velocity conditions by the scheme with the connected pipeline at the inlet, as well as at the autonomous low-pressure fan testing on the compressor test bench with the air heating or cooling at the inlet, the heat inleak forming to the subsonic flow at the turbofan engine inlet (or its removal) is possible.

The process of the flow energy additional increase (decrease) while heat input (removal) leads the thermal boundary layer forming in the in the cross section of the mass air flow meter and at the engine inlet. It leads as well to the change of regime parameters values (total pressure p_{IN}^* and total temperature T_{IN}^*) at the inlet to the turbofan and to their certain difference from the corresponding values of p_M^* and T_M^* , measured according to the OST 102555-85 from the inlet section into the air flow manifold at a relative distance of at least $L_{M-M+IN-IN}/D_M \geq 1,5$.

However, for the turbofan engine with high bypass ratio, mode parameters measuring in front of the engine (p_{IN}^* (Pa), T_{IN}^* (K)) is difficult to ensure under bench conditions for a number of reasons:

- due to the absence of fan inlet guide vanes for a low-pressure fan of a turbofan engine, which might be employed for measuring values of (p_{IN}^* , T_{IN}^*);
- owing to the possibility of resonance stresses occurrence in the fan working blades while installing radial chasers for p_{IN}^* , T_{IN}^* measuring nearby in front of them in the inlet bench channel.

Neglecting accounting for the heat inleak (or heat removal) as applied to the turbofan engine with the large degree of bypass and reduced fan pressure rise degree may, in some cases, lead to noticeable errors in the turbofan engine basic data estimation. It relates, in particular, to the fan efficiency value, as well as the values of the turbofan basic parameters reduced to the international standard atmosphere.

The article recounts the technique for determining the values of regime parameters of breaking temperature T_{IN}^* and total pressure p_{IN}^* directly at the inlet of the turbofan engine of high degree of bypass. This technique accounts for the heat inleak (removal) to the airflow in the pipeline, attached to the engine in the section between the measuring section in the flow manifold and the section prior the engine inlet, by reference to the condition of mass air flow rate value preserving $G_{AIR,M} = G_{AIR,IN}$ and accounting for heat line of ΔE in the total flow energy value of $E_{IN} = E_M + \Delta E$ at the turbofan inlet.

The article presents the examples of the heat supply effect (or heat removal) on the nature of the thermal boundary layer changes in the flow measuring section of the inlet pipeline by the results of tests of turbofan

engine under thermal vacuum chamber in the altitude-speed conditions. The example of estimating the value of the heat flux to the airflow and the corresponding change in the main regime parameters at the inlet to the turbofan engine of high bypass ratio is recounted.

Keywords: bypass turbofan engine, thermal PRESSURE chamber, test bench box, compressor test bench, attached inlet pipeline, flow rate metering collector

For citation: Klinskii B.M. On the Heat Inleak into the Airflow Impact on the Mode Parameters Changing Prior to the Inlet to the Bypass Turbojet Engine while Tests in the Thermal Pressure Chamber by the Scheme with the Attached Pipeline. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 143-157. DOI: 10.34759/vst-2022-3-143-157

Введение

При анализе результатов стендовых испытаний ТРДД большой степени двухконтурности [1, 2] в термобарокамере (ТБК) [3, 4] высотного стенда по схеме с присоединенным трубопроводом делается допущение о том, что энергия потока воздуха во входном воздухоподводящем трубопроводе с расходомерным коллектором (РМК) [5] остается неизменной, поскольку гидравлические потери трения потока превращаются в соответствующее тепло трения [6]. Силы трения в движущемся газе — внутренние силы — приводят к диссипации энергии направленного движения газа, что проявляется в уменьшении полного давления газа по длине канала входного трубопровода. Трение уменьшает кинетическую энергию потока. Однако на такую же величину увеличивается энтальпия потока, поскольку работа, совершаемая газом для преодоления этих сил, переходит в эквивалентную ей теплоту трения, поступающую обратно в поток газа. Поэтому на практике температура торможения потока воздуха, измеренная в расходомерном коллекторе (РМК) на условном относительном расстоянии $L/D_M \geq 1,5 \dots 2$ (калибров) от входа в двигатель согласно [5], и его энтальпия принимаются постоянными по всей длине воздухоподводящего канала.

При испытаниях авиационных ТРДД в ТБК по схеме с присоединенным трубопроводом в высотном-скоростных условиях и в боксе испытательного стенда [1, 2] с подогревом воздуха на входе в двигатель, а также при испытаниях автономных компрессоров с подогревом или с захлаживанием воздуха на входе на узловом компрессорном стенде в ряде случаев возникает процесс притока (отвода) теплоты к потоку воздуха из-за отличия температуры торможения потока воздуха в воздухоподводящем устройстве от температуры воздуха, окружающего воздуховод в

ТБК или в боксе. В работе [6] для канала цилиндрической формы, названного «тепловым соплом», было показано, что без трения подвод теплоты к каналу приводит к увеличению температуры торможения ($dT^* > 0$) и скорости потока газа, а отвод теплоты — к уменьшению температуры торможения ($dT^* < 0$) и скорости дозвукового потока. Было также показано [6], что при подводе теплоты в дозвуковой части «теплого сопла» полное давление в потоке уменьшается ($dp^* < 0$).

В связи отмеченным выше, при стендовых испытаниях ТРДД в ТБК в высотном-скоростных условиях целесообразно обеспечить измерение полного давления и температуры торможения потока не только в мерном сечении РМК (p_M^*, T_M^*), но и непосредственно перед входом в двигатель ($p_{ВХ}^*, T_{ВХ}^*$).

Однако для ТРДД большой степени двухконтурности измерение режимных параметров перед двигателем в стендовых условиях обеспечить затруднительно по ряду причин:

— из-за отсутствия входного направляющего аппарата у низконапорных вентиляторов основных современных ТРДД большой степени двухконтурности, который мог быть использован для измерения величин ($p_{ВХ}^*, T_{ВХ}^*$) [7];

— в связи с возможностью возникновения резонансных напряжений в рабочих лопатках вентилятора в случае установки во входном стендовом канале вблизи лопаток многопоясных измерительных гребенок [7, 8].

В настоящей работе был проведен анализ результатов испытаний ТРДД большой степени двухконтурности в ТБК высотного стенда по схеме с присоединенным трубопроводом на вхо-

де, включающим РМК, в имитируемых высотно-скоростных условиях [1, 2] при наличии притока (отвода) теплоты к дозвуковому потоку во входном присоединенном стендовом трубопроводе двигателя с целью определения фактических значений температуры торможения потока $T_{ВХ}^*$ и полного давления $p_{ВХ}^*$ перед входом в двигатель.

Испытания ТРДД большой степени двухконтурности проводились в термобарокамере высотного стенда (рис. 1) по схеме с присоединенным трубопроводом на входе. Входное стендовое устройство включает неподвижную часть присоединенного трубопровода 1, лабиринтное уплотнение 2, подвижную часть присоединенного трубопровода с РМК 3, изготовленного из конструкционной стали с толщиной стенки 10 мм, накладную термопару снаружи корпуса РМК 4, ТРДД 5, ресивер стенда 6, термобарокамеру 7, стендовый газодв 8.

Выходная часть подвижного трубопровода состыкована с входным фланцем ТРДД и герметизирована с помощью специального термостойкого резинового кольцевого уплотнения.

РМК выполнен с учетом требований отраслевого стандарта ОСТ 102555-85 [5]:

- измерение температуры торможения и полного давления потока выполнялось с помощью трех радиальных комбинированных 16-точечных термопневмогребенок [9], установленных через 120° в окружном направлении, и с помощью трех радиальных восьмиточечных пневмогребенок полного давления в пограничном слое, установленных в сечении М-М РМК согласно [5] на расстоянии двух калибров от входа в ТРДД;
- полное давление в потенциальной части потока в мерном сечении М-М (рис. 1) измерялось с помощью обогреваемых приемников воздушного давления типа ПВД-5 [10];
- измерение статического давления для определения расхода массового воздуха производи-

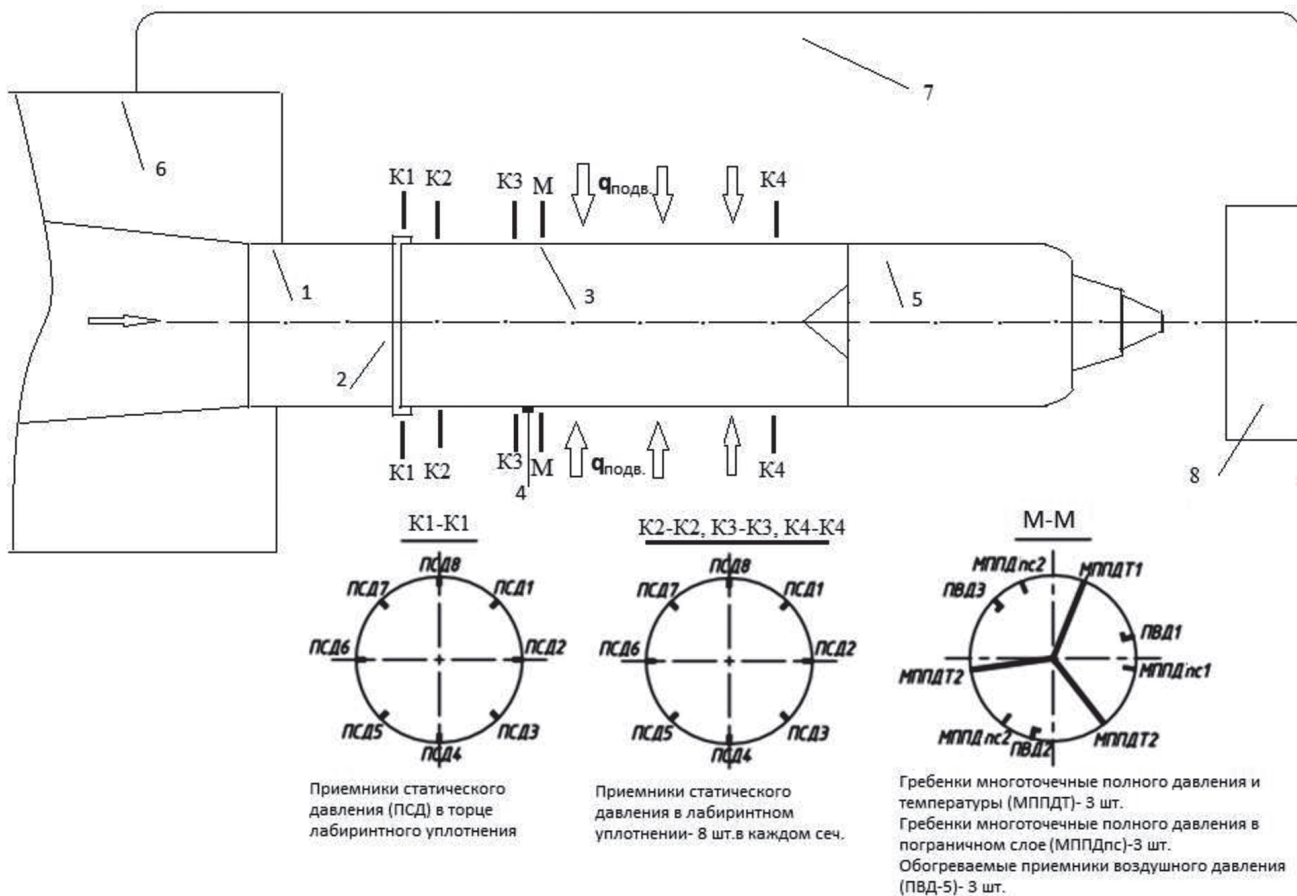


Рис. 1. Схема воздухоподводящего устройства ТРДД в ТБК высотного стенда. Препарирование РМК и лабиринтного уплотнения. Пример притока теплоты из ТБК к конструкции входного трубопровода в условиях испытаний $H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$

лось в сечении К3-К3 РМК с помощью восьми приемников, размещенных на внутренней стенке трубопровода на расстоянии $L/D_M \approx 0,1$ [5] от сечения М-М в направлении по полету;

— измерение статического давления для определения входного импульса в лабиринтном уплотнении проводилось с помощью восьми приемников, установленных в торцевом сечении К1-К1 и в сечении К2-К2 на внутренней поверхности входного присоединенного трубопровода;

— статическое давление в сечении К4-К4 на относительном расстоянии $L/D_M = 0,5$ от входа в ТРДД измерялось для возможности приведения параметров ТРДД к МСА [11];

— температура наружного корпуса РМК измерялась вблизи сечения М-М РМК с помощью накладной термопары (ТЭП) 4, прикрытой снаружи фольгой.

Имитация высотно-скоростных условий [3, 4, 12, 13] производилась посредством поддержания на входе в двигатель осредненных значений полного давления $P_{K4(BX)}^*$ с учетом гидравлических потерь от сечения М-М до сечения К4-К4 и температуры торможения потока $T_{K4(BX)}^*$, принимаемой равной среднеарифметическому значению температуры $T_{M,СРЕД}^*$ в сечении М-М (см. рис. 1), соответствующих номинальной высоте полета $H_{НОМ}$ и числу Маха полета $M_{П,НОМ}$, а вне струи газов из реактивных сопел ТРДД — статического давления в ТБК согласно номинальной высоте полета $H_{НОМ}$ [11].

Поток воздуха из ресивера 6 стенда (рис. 1) направлялся в присоединенный трубопровод (позиции 1 и 3) и далее на вход в испытуемый ТРДД 5.

Измерения основных параметров ТРДД и режимных параметров во входном присоединенном трубопроводе производились на установившихся режимах работы двигателя и оборудования стенда после стабилизации теплового состояния элементов конструкции двигателя.

Отметим, что одним из важнейших измеряемых режимных параметров при стендовых испытаниях ТРД и ТРДД является температура торможения потока на входе в испытуемый двигатель, которая необходима для определения:

— массового расхода воздуха, проходящего через двигатель;

— приведенной частоты вращения роторов двигателя;

— приведенных параметров двигателя (массового расхода топлива, массового расхода воздуха, температуры торможения в характерных сечениях газозадушного тракта двигателя и др.).

Результаты исследований

На рис. 2 показаны эпюры распределения температуры воздуха по радиусу трех радиальных заводских 16-точечных гребенок измерения температуры торможения T_M^* в РМК трубопровода перед запуском ТРДД большой степенью двухконтурности.

Схема расположения гребенок для измерения полного давления и температуры торможения потока в РМУ представлена на рис. 2.

Из представленных на рис. 2 данных следует, что на неработающем стенде при отсутствии массового расхода воздуха в РМК вблизи внутреннего корпуса РМК максимальное различие в температуре воздуха на периферии трех радиальных гребенок достигает $t_M = 2...2,3^\circ\text{C}$, и его невозможно объяснить погрешностью измерения температуры с помощью термоэлектрических преобразователей температуры типа термопара хромель-алюмель (ТХА; международное обозначение «К») 2-го разряда согласно ГОСТ Р 8.585-2001 [14]), поскольку:

— полученное изменение температуры воздуха по радиусу (рис. 2) для каждой радиальной гребенки имеет вид отдельной функциональной зависимости;

— в центре РМК значения температуры воздуха по результатам измерений температуры воздуха тремя гребенками примерно одинаковы.

Полученное различие температуры воздуха (рис. 2) и вида эпюр температуры на периферии трех радиальных гребенок в сечении М-М (см. рис. 1) РМК могут быть объяснены влиянием силы Архимеда, из-за чего более нагретый воздух находится в верхней части РМК — 1-я гребенка МППД1 (см. рис. 2) ($t_{M,МАКС} = 12,6^\circ\text{C}$), а более холодный воздух в нижней части РМК — вторая гребенка МППД1 ($t_{M,МИН} = 9,8^\circ\text{C}$). Третья гребенка находится между верхней и нижней частями сечения РМК, и значения измеренной ею температуры воздуха вдоль радиуса примерно одинаковы и равны $t_{M,СРЕД} \approx 11,6^\circ\text{C}$. Температура наружной стенки РМК составила примерно $t_{СТ.НАР} = 10^\circ\text{C}$.

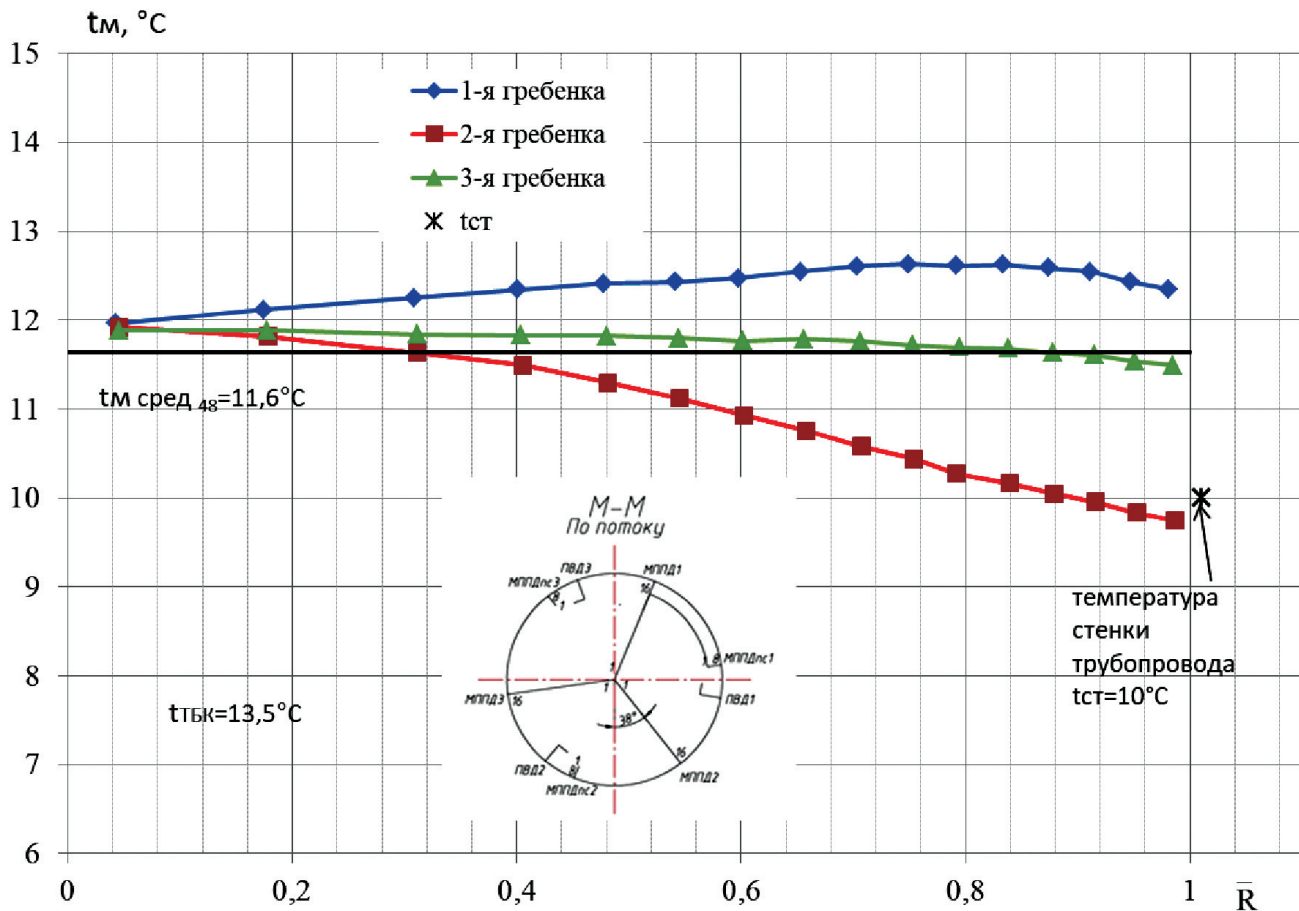


Рис. 2. Эпюры распределения температуры воздуха по радиусу трех радиальных заводских 16-точечных комбинированных ($\rho_M^* - T_M^*$) гребенок в РМК трубопровода перед запуском ТРДД (без подачи массового расхода воздуха на вход в ТРДД)

Графические данные, представленные на рис. 2, могут соответствовать свободному конвективному характеру поперечной циркуляции воздуха, когда силы вязкости значительно меньше подъемных сил [17].

При испытаниях ТРДД в условиях $H = 11$ км, $M_{II} = 0,8$ в периферийной пристеночной зоне РМК при значениях коэффициента приведенной скорости потока в РМК $\lambda_M = 0,446$ и $\lambda_M = 0,486$ отличие значений температуры торможения t_M^* от среднеарифметического значения $t_{M,ср}^*$ по показаниям трех радиальных гребенок составляет примерно $+4^\circ\text{C}$ (рис. 3 и 4). По сравнению с первоначальным распределением температуры по радиусу трех 16-точечных радиальных комбинированных пневмотермогребенок максимальное значение температуры торможения показывает гребенка №2, минимальное – гребенка №1 и среднее значение – гребенка №2. Отмеченное изменение характера распределения температу-

ры торможения по трем гребенками при работе ТРДД связано с турбулентным характером течения потока воздуха в трубопроводе. Значения условного числа Рейнольдса для указанных на рис. 3 и 4 режимов течения $Re_D \approx 7 \cdot 10^7$, т. е. соответствуют турбулентному режиму течения [15].

Поле равных температур торможения в «ядре» потока (см. рис. 2 и 3) в мерном сечении РМК занимает примерно 37% суммарной площади проходного сечения РМК.

В диапазоне изменения относительного радиуса трубопровода в РМК $\bar{R} = 0,63 \dots 0,94$ имеет место окружающая неравномерность температуры торможения потока до $\Delta t_M^* = 4^\circ\text{C}$, измеренной с помощью трех радиальных гребенок. Таким образом, при $\bar{R} = 0,63 \dots 0,94$ в мерном сечении РМК по имеющимся измерениям температуры торможения окружающая неравномерность критической скорости звука достигает 0,8%.

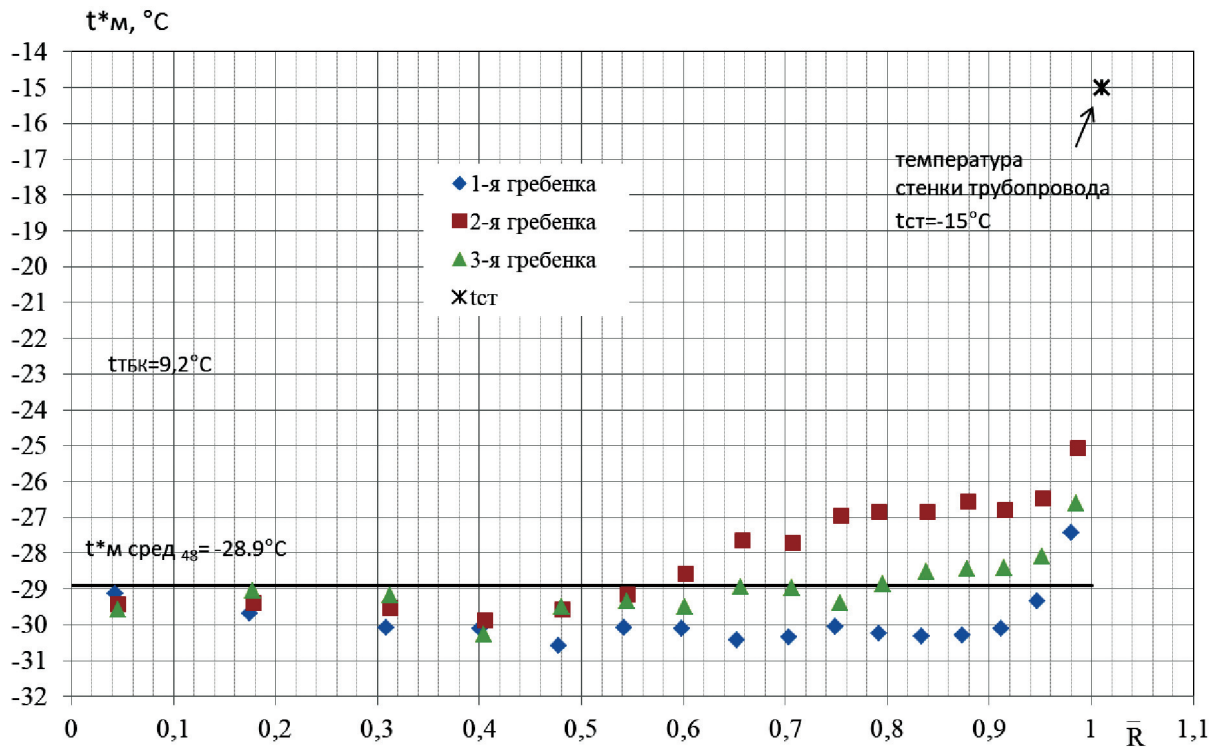


Рис. 3. Эпюры распределения температуры торможения потока t_M^* ($^{\circ}\text{C}$) по радиусу трех радиальных заводских 16-точечных комбинированных ($p_M^* - T_M^*$) гребенок в РМК трубопровода с тепловым пограничным слоем $dT_M^*/dR_{\text{ТПС}} > 0$ в условиях $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$ при испытаниях ТРДД при коэффициенте приведенной скорости потока в РМК $\lambda_M = 0,446$

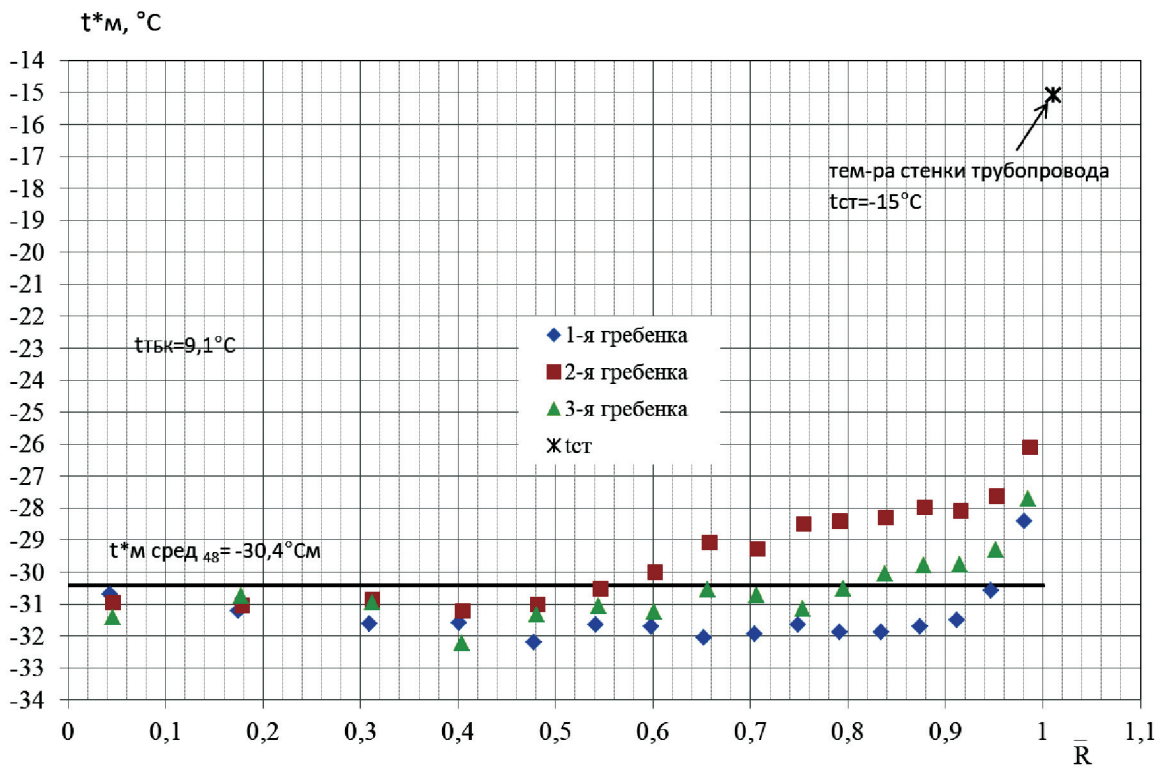


Рис. 4. Эпюры распределения температуры торможения потока t_M^* ($^{\circ}\text{C}$) по радиусу трех радиальных заводских 16-точечных комбинированных ($p_M^* - T_M^*$) гребенок в РМК трубопровода с тепловым пограничным слоем $dT_M^*/dR_{\text{ТПС}} > 0$ в условиях $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$ при испытаниях ТРДД при коэффициенте приведенной скорости потока в РМК $\lambda_M = 0,486$

Непосредственно над внутренней поверхностью корпуса трубопровода в сечении РМК (см. рис. 3 и 4), при относительном радиусе проходного сечения трубопровода в РМК $\bar{R} \geq 0,94$, имеется тепловой пограничный слой (ТПС) [16–19].

В работе [18] было показано, что толщина теплового пограничного слоя $\delta_{\text{ТПС}}$ примерно равна толщине динамического пограничного слоя $\delta_{\text{дин}}$, поскольку отношение этих величин равно примерно отношению $1/\sqrt{\text{Pr}}$. При критерии Прандтля $\text{Pr} \approx 0,7 \dots 1$ для двухатомных газов имеет место примерное равенство толщин динамического и теплового пограничных слоев $\delta_{\text{дин}} \approx \delta_{\text{ТПС}}$. По данным настоящих испытаний относительная толщина ТПС в проверенных условиях и режимах работы ТРДД составляет

$$\bar{\delta}_{\text{ТПС}} = \delta_{\text{ТПС}} / R_{\text{М}} \approx 0,05,$$

где $\delta_{\text{ТПС}}$ — толщина теплового пограничного слоя; $R_{\text{М}}$ — радиус проходного сечения М-М в РМК (см. рис.1).

В проверенных условиях $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$ на установившихся режимах работы двигателя поток воздуха в тепловом пограничном слое (при притоке теплоты) при относительном радиусе трубопровода $\bar{R} = 0,98$ имеет более высокую температуру торможения по сравнению со средним арифметическим значением $t_{\text{М.СРЕД}}^*$ — на $+4^\circ\text{C}$, вследствие чего на периферии мерного сечения критическая скорость звука потока больше, а плотность воздуха меньше, чем вне зоны теплового пограничного слоя. В случае сохранения указанной неравномерности температуры торможения потока до входа в вентилятор ТРДД, находящийся на расстоянии двух калибров от РМК, может иметь место соответствующее рассогласование приведенной частоты вращения ротора вентилятора при постоянной частоте вращения ротора $n_{\text{в}} = \text{const}$ по высоте пера рабочей лопадки в зоне теплового пограничного слоя с учетом растекания потока вокруг входного кока. При постоянной частоте вращения ротора вентилятора $n_{\text{в}} = \text{const}$ на периферии рабочей лопадки вентилятора рассогласование по приведенной частоте вращения ротора может составить $\delta n_{\text{в.пр}} \approx -(0,5 \dots 0,8)\%$, в результате чего умень-

шится степень повышения давления $\pi_{\text{в}}^*$ в вентиляторе и степень двухконтурности m ТРДД.

Тепловой пограничный слой возникает из-за перепада температуры потока воздуха во входном трубопроводе $T_{\text{М}}^* \approx 244,5$ К и температуры воздуха $T_{\text{ТБК}} \approx 283$ К в ТБК снаружи РМК, вследствие чего происходит приток теплоты из ТБК к внешней поверхности корпуса присоединенного трубопровода. В указанных условиях и на режимах работы ТРДД температура наружной стенки трубопровода $t_{\text{ТР.НАР}}$ РМК на $14 \dots 15^\circ\text{C}$ выше $t_{\text{М.СРЕД}}^*$ и составляет -15°C (см. рис. 3 и 4).

Следует отметить, что в диапазоне изменения $R_{\text{М}} = 0,985 \dots 1$ в сечении М-М РМК (см. рис. 1), который соответствует кольцевой площади в 2,9% от суммарной площади проходного сечения в РМК, из-за отсутствия средств измерения температуры торможения потока и максимальной величины градиента температуры $dT_{\text{М}}^*/dR$ фактическое значение температуры торможения потока в сечении РМК должно быть несколько выше среднего значения $t_{\text{М.СРЕД}}^*$, полученного по данным измерений.

Наоборот, при повышении температуры торможения потока $t_{\text{М}}^*$ в РМК при перестройке режимных параметров с условий испытаний $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$ к стендовым условиям $H = 0$, $M_{\text{п}} = 0$ (рис. 5, режим «полетный малый газ») замечен пониженный уровень температуры торможения потока на $-(4 \dots 5)^\circ\text{C}$ в тепловом пограничном слое вблизи внутренней поверхности РМК по сравнению с $t_{\text{М.СР}}^*$ из-за отвода теплоты при значении приведенного коэффициента скорости потока $\lambda_{\text{М}} = 0,158$. При этом относительная толщина теплового пограничного слоя увеличилась до $\bar{\delta}_{\text{ТПС}} = 10\%$, т.е. значительно больше, чем в случае притока теплоты (см. рис. 3 и 4). Смена направления теплотока привела к понижению температуры торможения потока $t_{\text{М}}^*$ в периферийной части рабочих лопаток вентилятора. В случае сохранения полученной температурной неравномерности до входа в двигатель это обстоятельство могло явиться причиной увеличения приведенной частоты вращения ротора вентилятора в периферийной части лопатки на $\delta n_{\text{в.пр}} \approx +(0,5 \dots 1)\%$ от среднего значе-

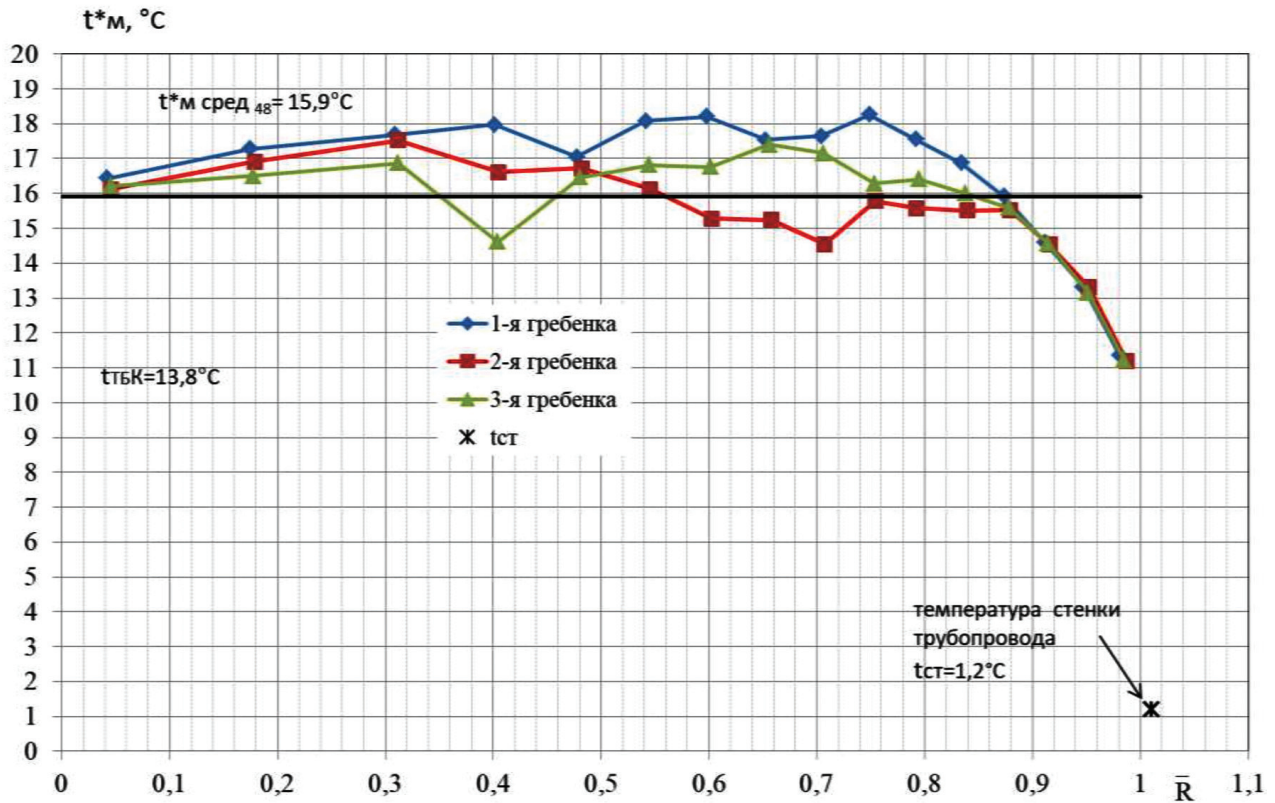


Рис. 5. Эпюры распределения температуры торможения потока t^*_M (°C) по радиусу трех радиальных заводских 16-точечных комбинированных ($p^*_M - T^*_M$) гребенок в РМК трубопровода с тепловым пограничным слоем $dT^*_M/dR_{ТПС} > 0$ на режиме работы стенда и двигателя («земной малый газ») при переходе из условий $H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$ к стендовым условиям $H = 0$, $M = 0$ при значении коэффициента приведенной скорости потока в РМК $\lambda_M = 0,158$

ния температуры $t^*_{M,СР}$ и некоторого увеличения плотности воздуха на периферии рабочей лопатки, а также степени двухконтурности ТРДД. На этом переходном режиме работы стенда и ТРДД в приведенных условиях температура наружной стенки РМК составляет всего 1,2 °C, что на 15 °C меньше $t^*_{M,СР}$ и на 12,6 °C меньше температуры воздуха в ТБК (см. рис. 5). Для трех показанных выше примеров испытаний ТРДД (см. рис. 3, 4 и 5) становится важным вопрос о корректном приведении параметров ТРДД к стандартным условиям при наличии притока (отвода) теплоты к потоку воздуха.

Образование теплового пограничного слоя в периферийной зоне лопаток вентилятора существенно для схемы климатических испытаний с присоединенным трубопроводом, когда температура воздуха в ТБК составляет 10...30 °C. В закрытом боксе испытательного стенда или на открытом стенде и при испытаниях в ТБК по схе-

ме с присоединенным трубопроводом в условиях, когда имеет место равенство $t^*_M \approx t_{БОКС}$, этим явлением можно пренебречь. Для обоснования этого на рис. 6 приведена эпюра с распределением температуры торможения в РМК при проведении испытаний ТРДД в ТБК высотного стенда в условиях $H = 0$, $M_{п} = 0$, когда температура стенки трубопровода составила 21 °C, температура потока $t^*_{M,СР} = 17,2$ °C, температура в ТБК $t_{ТБК} = 29$ °C (см. рис. 6). Как видно из рис. 6, при значении коэффициента приведенной скорости потока $\lambda_M = 0,289$ тепловой пограничный слой в сечении РМК практически отсутствует.

Отмеченное при испытаниях ТРДД большой степени двухконтурности в термобарокамере высотного стенда в условиях $H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$ наличие теплового пограничного слоя в периферийной зоне РМК с повышенной по сравнению с $t^*_{M,СР}$ температурой до +(3...4) °C или +(1,2...1,6)% может явиться причиной погрешно-

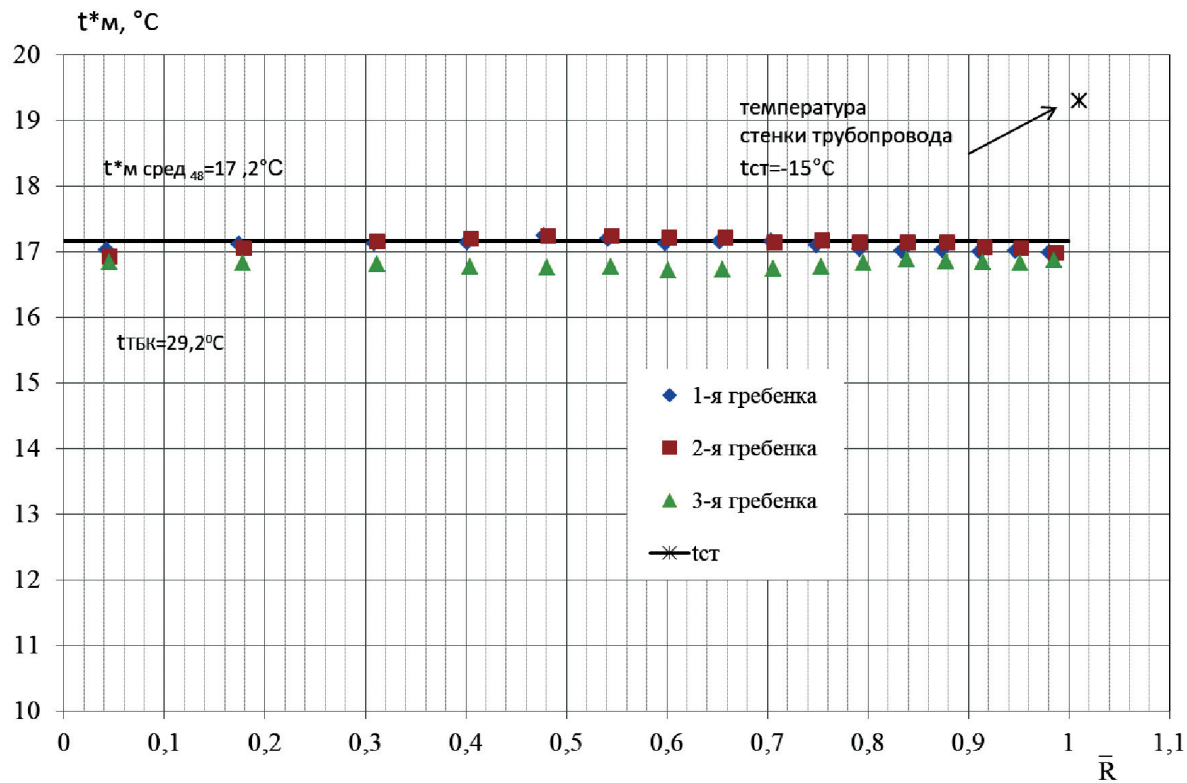


Рис. 6. Эпюры распределения температуры торможения потока t_M^* (°C) по радиусу трех радиальных заводских 16-точечных комбинированных ($p_M^* - T_M^*$) гребенок в РМК трубопровода без теплового пограничного слоя $dT_M^*/dR_{ГПК} \approx 0$ в условиях $H = 0$, $M_{П} = 0$ при величине коэффициента приведенной скорости потока $\lambda_M = 0,289$

сти оценки КПД низконапорного вентилятора, приведенной частоты вращения ротора вентилятора $n_{в.пр}$, приведенного массового расхода воздуха через вентилятор $G_{в.пр}$ и др.

Для этого оценим приток теплоты на единицу длины использованного входного трубопровода при испытании ТРДД в условиях $H = 11$ км, $M_{П} = 0,8$ [16, 17]:

$$q = \frac{\pi(T_{ГР.НАР} - T_M^*)}{\frac{1}{\alpha \cdot D_M} + \frac{1}{2 \cdot \lambda_{ГР}} \ln\left(\frac{D_{ГР.НАР}}{D_M}\right)}, \quad (1)$$

где $T_{ГР.НАР}$ — измеренная температура наружной стенки входного трубопровода; T_M^* — температура торможения потока, измеренная в РМК (сечение М-М) присоединенного трубопровода; α — коэффициент теплоотдачи воздуха через внутреннюю поверхность трубопровода; $D_{ГР.НАР}$ — наружный диаметр присоединенного трубопровода; D_M — внутренний диаметр присоединенно-

го трубопровода в РМК; $\lambda_{ГР}$ — коэффициент теплопроводности материала трубопровода.

Коэффициент теплоотдачи воздуха через внутреннюю поверхность трубопровода может быть определен с учетом обобщенной зависимости [17]

$$Nu = 0,021 \cdot Re_{D_M}^{0,8} \cdot Pr_{T_{В.СТ}}^{0,43} \cdot \left(\frac{Pr_{T_{М.СРЕД}}}{Pr_{T_{В.СТ}}}\right)^{0,25} \cdot \varepsilon_L, \quad (2)$$

где $Pr_{T_{М.СРЕД}}$ — критерий Прандтля (для двухатомного воздуха $Pr \approx 0,71$) при температуре торможения $T_{М.СРЕД}^*$ ($Pr_{T_{В.СТ}}^*$ — при температуре воздуха вблизи стенки);

ε_L — коэффициент, учитывающий среднее значение коэффициента теплопередачи в зависимости от относительной длины (числа калибров) от начального участка воздухопровода L/D [17]).

На основе зависимости (2) может быть определен коэффициент теплоотдачи потока воздуха в трубе:

$$\alpha = \frac{\text{Nu} \cdot \lambda_B}{D_M} = \lambda_B 0,021 \text{Re}_{D_M}^{0,8} \text{Pr}_{T_{B,M}^*}^{0,43} \left(\frac{\text{Pr}_{T_{B,M}^*}}{\text{Pr}_{T_{B,Cr}^*}} \right)^{0,25} \frac{1}{D_M^{0,2}} \varepsilon_L, \quad (3)$$

где λ_B — коэффициент теплопроводности воздуха; $\text{Re}_{D_M} = \frac{\rho_B \cdot V_M \cdot D_M}{\mu_B}$ — критерий Рейнольдса; ρ_B — плотность воздуха; μ_B — коэффициент динамической вязкости воздуха; V_M — скорость потока в присоединенном трубопроводе.

Коэффициент теплоотдачи воздуха через внутреннюю поверхность трубопровода может быть определен по упрощенной формуле:

$$\alpha = 3,2 \cdot \left(\frac{G_B}{F_M} \right)^{0,8} \frac{1}{D_M^{0,2}} \cdot \varepsilon_L, \quad (4)$$

где G_B — массовый расход воздуха, измеренный в РМК по результатам измерений полного давления p_M^* , температуры торможения T_M^* и площади проходного сечения F_M в РМК; F_M — площадь проходного сечения присоединенного трубопровода на участке между РМК и входом в двигатель (вентилятор).

Приток теплоты на единицу длины входного трубопровода при испытании ТРДД в условиях $H = 11$ км, $M_{II} = 0,8$ на крейсерском режиме составил (1):

$$q = \frac{\pi \cdot (258 - 244,5)}{\frac{1}{76,5 \cdot D_{\text{ТР.ВН}}} + \frac{1}{2 \cdot 52} \ln(1,01)} \approx 6103 \text{ Вт/м},$$

где $T_{\text{ТР.НАР}}$ — измеренная температура наружной стенки трубопровода, К.

Примечание. При $T_M^* > T_{\text{ТР.НАР}}$ по формуле (1) можно определить величину отвода теплоты от потока воздуха во входном трубопроводе на единицу длины входного трубопровода.

В указанной компоновке входного трубопровода общий приток теплоты к потоку воздуха на длине трубопровода $L_{\text{М-К4}}$ равен $\Delta E = 24412$ Вт.

При проведении стендовых испытаний ТРДД влияние притока теплоты к воздушному потоку или отвода теплоты на значения температуры торможения и полного давления потока перед входом в двигатель (вентилятор) в методиках об-

работки результатов не учитывается. Однако, как показали проведенные расчеты, при испытаниях ТРДД большой степени двухконтурности и низконапорного вентилятора ($\pi_B^* \approx 1,5$) в ТБК или в боксе испытательного стенда с подогревом воздуха на входе, а также на компрессорном стенде при испытаниях автономного вентилятора с подогревом или с захлаживанием воздуха неучет указанного явления может в ряде случаев привести к дополнительной погрешности в определении основных параметров ТРДД, и в частности адиабатического КПД вентилятора, из-за методической погрешности в определении температуры торможения перед вентилятором ТРДД.

Для низконапорного ТРДД с большой степенью двухконтурности выражение для определения адиабатического КПД вентилятора при допущении о постоянстве теплоемкости воздуха $C_{\text{PB}} = \text{const}$ можно записать как

$$\eta_{\text{В.АД}}^* = \frac{T_{\text{ВХ}}^* \left(\pi_B^{*\frac{K-1}{K}} - 1 \right)}{\left(T_B^* - T_{\text{ВХ}}^* \right)}, \quad (5)$$

где $T_{\text{ВХ}}^*$ — температура торможения потока на входе в вентилятор; T_B^* — температура торможения потока на выходе из вентилятора;

$\pi_B^* = \frac{p_B^*}{p_M^* \cdot \sigma_{\text{М-ВХ}}}$ — степень повышения давления в вентиляторе; p_M^* — полное давление в сечении

М-М РМК (см. рис. 1); p_B^* — полное давление за вентилятором ТРДД; $\sigma_{\text{М-ВХ}}$ — коэффициент полного давления во входном трубопроводе на участке между сечениями М-М и К4-К4 (см. рис. 1).

Выполним линеаризацию уравнения (5):

$$\delta \eta_{\text{В.АД}}^* = \left(1 + \frac{T_{\text{ВХ}}^*}{T_B^* - T_{\text{ВХ}}^*} \right) \delta T_{\text{ВХ}}^* - \left(\frac{T_{\text{ВХ}}^*}{T_B^* - T_{\text{ВХ}}^*} \right) \delta T_B^* + \frac{0,286 \cdot \pi_B^*}{\pi_B^{*0,286} - 1} \delta \pi_B^*. \quad (6)$$

Соответственно уравнение (6) можно представить как

$$\eta_{\text{В.АД}}^* = K_1 \cdot \delta T_{\text{ВХ}}^* - K_2 \cdot \delta T_B^* + K_3 \cdot \delta \pi_B^*. \quad (7)$$

При заданных значениях $\pi_B^* = 1,5$ и $\eta_{В.АД}^* = 0,90$ можно определить значения коэффициентов влияния K_1, K_2, K_3 , входящих в уравнение (7):

$$K_1 = \frac{\partial \eta_{В.АД}^*}{\partial T_{ВХ}^*} \frac{T_{ВХ}^*}{\eta_{В.АД}^*} = 8,319;$$

$$K_2 = \frac{\partial \eta_{В.АД}^*}{\partial T_B^*} \frac{T_B^*}{\eta_{В.АД}^*} = 7,319;$$

$$K_3 = \frac{\partial \eta_{В.АД}^*}{\partial \pi_B^*} \frac{\pi_B^*}{\eta_{В.АД}^*} = 3,489.$$

Из рассмотрения рис. 7, на котором представлены зависимости коэффициентов влияния K_1 и K_2 от степени повышения давления π_B^* , видно, что значения коэффициентов влияния K_1 и K_2 при $\pi_B^* < 3$ резко увеличиваются, что может усложнить получение точной оценки адиабатического КПД вентилятора по данным измерений параметров при принятом допущении $T_M^* = T_{ВХ}^*$ и $p_{ВХ}^* = p_M^* \sigma_{М-ВХ}$, т. е. при неучете притока (отвода) теплоты.

Оценим приток теплоты к дозвуковому потоку воздуха во входном стендовом устройстве двигателя на основе полученных данных испытаний

ТРДД большой степени двухконтурности в ТБК на высотном стенде по схеме с присоединенным трубопроводом на входе в условиях $H = 11$ км, $M_{II} = 0,8$.

Полученное выше значение притока теплоты $q = 6103$ Вт/м увеличит полную энергию потока воздуха на длине входного трубопровода от сечения М-М до сечения К4-К4 (см. рис. 1)

$$\Delta E = G_B \cdot C_{PB} \cdot \Delta T_{ВХ}^* = 24412 \text{ Вт/(Дж/с)}, \quad (8)$$

вследствие чего произойдет увеличение температуры торможения потока воздуха перед входом в ТРДД:

$$\Delta T_{ВХ}^* = \frac{\Delta E}{G_B \cdot C_{PB}} = 0,14 \text{ К.}$$

Относительное увеличение фактической температуры торможения потока воздуха на входе в ТРДД составит

$$\delta T_{ВХ}^* = \left(\frac{\Delta T_{ВХ}^*}{T_M^*} \right) \cdot 100 = \left(\frac{0,14}{244,5} \right) \cdot 100 = +0,058\%.$$

При учете влияния притока теплоты к потоку воздуха может увеличиться фактическое значение адиабатического КПД низконапорного вентилятора ТРДД на $\delta \eta_{В.АД}^* = K_1 \cdot \delta T_{ВХ}^* = +0,5\%$, уменьшится фактическая приведенная частота

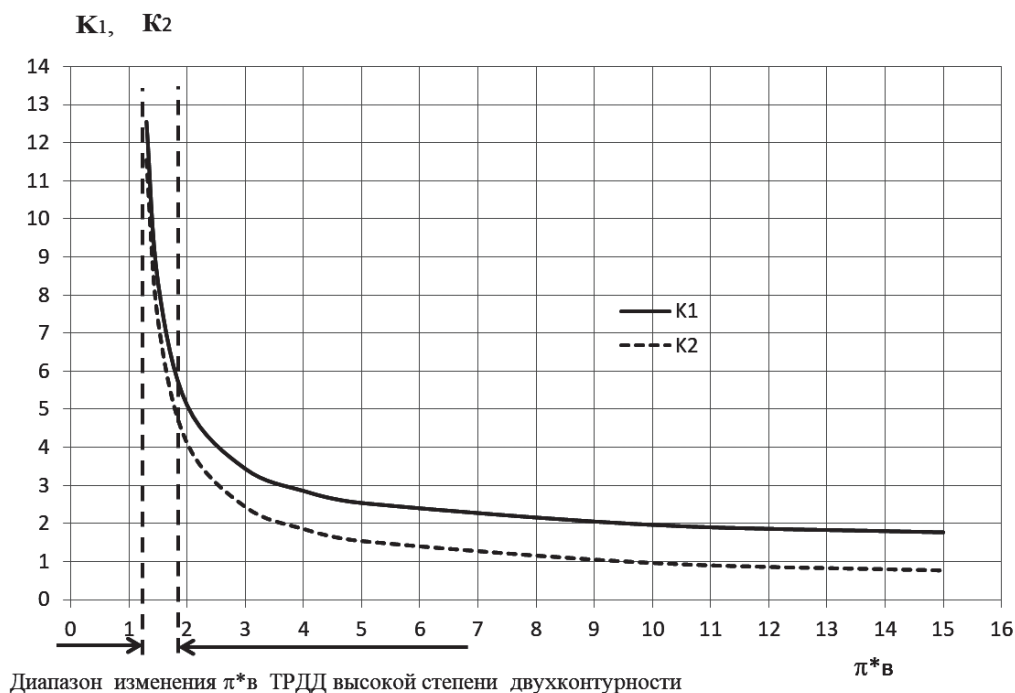


Рис. 7. Изменение значений коэффициентов влияния K_1, K_2 в зависимости от степени повышения давления π_B^* в вентиляторе ($\eta_{В.АД}^* = 0,9$)

вращения ротора вентилятора $\delta n_{В.ПР} = -0,03\%$ и увеличиться фактический массовый приведенный расход воздуха $\delta G_{В.ПР} = +0,03\%$.

В случае неучета влияния притока тепла для указанных условий испытаний ТРДД будет получена уменьшенная на $\delta \eta_{В.АД}^* = -0,5\%$ оценка КПД вентилятора. Следует отметить, что полученная методическая погрешность определения КПД вентилятора сопоставима с эффективностью проводимых мероприятий при доводке опытного ТРДД.

Для оценки коэффициента потерь полного давления, вызванных гидравлическими потерями и «тепловым сопротивлением» при притоке теплоты (или отводе) на участке между сечениями М-М и ВХ-ВХ (К4-К4) входного трубопровода, необходимо определить газодинамическую функции [15] в сечении ВХ-ВХ (К4-К4) входного трубопровода (см. рис. 1) из уравнения сохранения расхода и энергии по формуле

$$y(\lambda_{ВХ(К4)}) = G_B \frac{\sqrt{T_M^* + \Delta T_{ВХ(К4)}}}{p_{ВХ} \cdot F_{ВХ(К4)}} \sqrt{R_B} \left(\sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \right)^{-1}, \quad (9)$$

где $p_{ВХ}$ — измеренное статическое давление в сечении К4-К4 (см. рис. 1); $F_{ВХ(К4)}$ — площадь проходного сечения К4-К4 (см. рис. 1).

По величине $y(\lambda_{ВХ(К4)})$ (9) может быть определен коэффициент приведенной скорости $\lambda_{ВХ}$ и полное давление $p_{ВХ(К4)}^*$ в сечении ВХ-ВХ (К4-К4) входного трубопровода (см. рис. 1) с учетом гидравлических потерь и «теплового сопротивления» перед входом в двигатель по формуле:

$$p_{ВХ(К4)}^* = p_{ВХ(К4)} / \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{ВХ(К4)}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (10)$$

Отмеченный выше уровень температурной окружающей неравномерности в мерном сечении

РМК $\frac{T_{М.МАКС}^* - T_{М.МИН}^+}{T_{М.СРЕД}^*}$ вне теплового пограничного слоя недостаточен, чтобы оказать заметное влияние на запасы газодинамической устойчивости вентилятора ТРДД [20]. Однако из-за

возможного рассогласования работы периферийной части рабочих лопаток вентилятора и подпорных ступеней компрессора низкого давления на переходных режимах работы двигателя, например при отводе тепла (см. рис. 6), необходим учет притока (отвода) тепла на запасы газодинамической устойчивости.

Определять температуру торможения потока в РМК с учетом наличия теплового пограничного слоя следует исходя из условия сохранения в потоке одинакового расхода воздуха и полной энергии, а не как среднее арифметическое значение измеренных значений температуры.

Чтобы уменьшить влияние притока (отвода) тепла к дозвуковому потоку воздуха при испытаниях ТРДД с присоединенным трубопроводом на входе целесообразно применять соответствующий теплоизоляционный материал для наружной поверхности входного воздухоподводящего трубопровода с РМК для устранения теплового пограничного слоя на установившихся режимах работы ТРДД и стенда. Также необходимо измерение температуры торможения потока непосредственно вблизи входа в ТРДД с помощью малогабаритных приемников с учетом обеспечения их безотрывного обтекания как в радиальном, так и в окружном направлении потока.

Выводы

1. На основе анализа результатов измерения распределения температуры торможения потока воздуха в мерном сечении расходомерного коллектора (РМК) и температуры конструкции наружной стенки РМК в составе стендовой компоновки присоединенного трубопровода по данным испытаний ТРДД в термобарокамере высотного стенда в имитируемых высотно-скоростных условиях установлено:

1.1. При турбулентном характере течения потока во входном трубопроводе (число $Re_D = 7 \cdot 10^7$) вид распределения эпюры температуры торможения в мерном сечении РМК (см. рис. 3–6), в том числе в пристеночной зоне, зависит как от исходной стендовой неравномерности температуры потока, так и от наличия притока (отвода) теплоты к потоку воздуха.

1.2. При испытаниях ТРДД в условиях $H = 11$ км, $M_{П} = 0,8$ в РМК в компоновке с присоединенным трубопроводом на режимах «ПМГ»...«крейсерский» из-за перепада между температурой торможения охлажденного до $t_{М.СРЕД}^* = -29^\circ\text{C}$ потока воздуха и температурой

воздуха $t_{\text{ТБК}} \approx 9^\circ\text{C}$ в ТБК на внутренней стенке корпуса РМК образуется тепловой пограничный слой с относительной толщиной $\bar{\delta}_{\text{ТПС}} = \delta_{\text{ТПС}} / R_{\text{М}} \approx 0,05$. Вид распределения температуры торможения в тепловом пограничном слое потока зависит от величины и знака градиента изменения температуры: $dT_{\text{М}}^*/dR_{\text{ТПС}} > 0$ — при притоке теплоты (см. рис. 3 и 4), $dT_{\text{М}}^*/dR_{\text{ТПС}} < 0$ — при отводе теплоты (см. рис. 5) и $dT_{\text{М}}^*/dR_{\text{ТПС}} = 0$ — тепловой пограничный слой не образуется при отсутствии притока (отвода) теплоты (см. рис. 6).

1.3. В случае сохранения измеренной по данным испытаний ТРДД в условиях $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$ неравномерности температуры торможения потока воздуха в РМК

$$\Delta t_{\text{РМК}} = t_{\text{ТПС}}^* - t_{\text{М.СРЕД}}^* = +4^\circ\text{C}$$

в тепловом пограничном слое перед входом в ТРДД, находящимся на расстоянии двух калибров от РМК, при поддержании постоянной частоты вращения ротора вентилятора $n_{\text{в}} = \text{const}$ на периферии рабочей лопатки вентилятора может произойти уменьшение приведенной частоты вращения ротора $\delta n_{\text{в.пр}}$ до $-(0,5 \dots 0,8)\%$, уменьшение плотности воздуха и степени повышения давления $\pi_{\text{в}}^*$ в вентиляторе, а также уменьшение степени двухконтурности двигателя.

2. Предложена методика определения режимных параметров температуры торможения $T_{\text{ВХ}}^*$ и полного давления $p_{\text{ВХ}}^*$ непосредственно на входе в ТРДД большой степени двухконтурности при учете притока (отвода) теплоты к воздушному потоку в присоединенном к двигателю трубопроводе на участке между мерным сечением М-М в РМК (см. рис. 1) и сечением перед входом в двигатель ВХ-ВХ (К4-К4) при сохранении массового расхода воздуха $G_{\text{В,М}} = G_{\text{В,ВХ}}$ и учете теплоподвода в полной энергии потока на входе в ТРДД. При учете притока теплоты извне к потоку воздуха во входном стендовом устройстве по данным испытаний ТРДД большой степени двухконтурности с низконапорным вентилятором ($\pi_{\text{в}}^* = 1,5$) в условиях $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$ поправка к значению КПД вентилятора составила

$$\delta \eta_{\text{В.АД}}^* = K_1 \cdot \delta T_{\text{ВХ(К4)}}^* = +0,5\% .$$

То есть при неучете притока тепла методическая погрешность определения КПД вентилятора ($\delta \eta_{\text{В.АД}}^* = -0,5\%$) сопоставима с эффективностью проводимых при доводке ТРДД мероприятий.

Библиографический список

- ГОСТ 23851-79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения. — М.: Издательство стандартов, 1980. — 100 с.
- ОСТ 1 02525-84. Испытания авиационных газотурбинных двигателей. Термины и определения. — М.: ФГУП НИИСУ, 1985. — 10 с.
- Григорьев В.А., Гвишаров А.С. (ред.). Испытания авиационных двигателей: Учебник. — 2-е изд., доп. — М.: Инновационное машиностроение, 2019. — 541 с.
- Совершенствование методов и средств испытаний авиационных ГТД и гаогенераторов // Труды ЦИАМ: Сб. статей №1361. М.: Перо, 2019. 254 с.
- ОСТ 102555-85. Система измерения расхода воздуха с коллектором на входе авиационных ГТД при стендовых испытаниях. Общие требования. — М.: ФГУП НИИСУ, 1988. — 14 с.
- Вулис Л.А. Термодинамика газовых потоков. — М.; Л.: Госэнергоиздат, 1950. — С. 52-58.
- Казаджан П.К., Тихонов Н.Д., Янко А.К. Теория авиационных двигателей: Учебник. — М.: Машиностроение, 1983. — 222 с.
- Коровин Б.Б. Летные исследования в обеспечение вибрационной надежности лопаток КНД авиационных ГТД // Двигатели. 2012. № 4(82). С. 12-14.
- Пешехонов Н.Ф. Альбом приборов измерения давления, температуры и направления потока в компрессорах. — М.: ЦИАМ, 1992. — 52 с.
- Ефимов П.И. Авиационные приборы: Учеб. пособие. — Ульяновск: УлГЛУ, 2018. С. 94-96.
- ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. — М.: Стандарты, 1981. — 180 с.
- Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. С. 150-156.
- 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
- ГОСТ Р 8.585-2001. Государственная система обеспечения единства измерений. ТЕРМОПАРЫ. Номинальные статические характеристики преобразования. — М.: Стандартинформ, 2010. — 81 с.

15. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика: В 2 ч. — 5-е изд., перераб. и доп. — М.: Наука, 1991. — Ч. 1. С. 276-282.
16. *Крейт Ф., Блэк У.* Основы теплопередачи / Пер. с англ. под ред. Н.А. Анфимова. — М.: Мир, 1983. — 512 с.
17. *Мухеев А.А., Мухеева И.М.* Основы теплопередачи. — 2-е изд., стер. — М.: Энергия, 1977. — 344 с.
18. *Борисенко А.И.* Газовая динамика двигателей: Учеб. пособие. — М.: Оборонгиз, 1962. — С. 397-403.
19. *Хилькевич В.Я.* Влияние температурной неравномерности входного потока на характеристики сопла // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 4. С. 27-31.
20. *Soeder R.H. and Mehalic C.M.* Effect of Combined Pressure and Temperature Distortion Orientation on High-bypass-ratio Turbofan Engine Stability, NASA TM-83771, 1984. — 37 p.

References

1. *Dvigateli gazoturbinnye aviatsionnye. Terminy i opredeleniya. GOST 23851-79* (Avia gas turbine engine. Terms and definitions, State Standard 23851-79), Moscow, Standarty, 1980, 100 p.
2. *Ispytaniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei. Terminy i opredeleniya. OST 1 02525-84* (Tests of aviation gas turbine engines. Terms and definitions. Industry Standard 1 02525-84), Moscow, FGUP NIISU, 1985, 10 p.
3. Grigor'ev V.A., Gvisharov A.S. (ed) *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei* (Tests of aviation gas turbine engines), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2019, 541 p.
4. *Sovershenstvovanie metodov i sredstv ispytaniya aviatsionnykh GTD i gaogeneratorov. Sbornik statei*, Trudy TsIAM, no. 1361, Moscow, Pero, 2019, 254 p.
5. *Sistema izmereniya raskhoda vozdukha s kollektorom na vkhode aviatsionnykh GTD pri stendovykh ispytaniyakh. Obshchie trebovaniya. OST 102555-85* (An air flow measurement system with a collector at the entrance of an aviation gas turbine engine during bench tests. General requirements. Industry Standard 102555-85 Moscow, FGUP NIISU, 1988, 14 p.
6. Vulis L.A. *Termodinamika gazovykh potokov* (Thermodynamics of gas flows), Moscow, Leningrad, Gosenergoizdat, 1950, pp. 52-58.
7. Kazadzhan P.K., Tikhonov N.D., Yanko A.K. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei* (Theory of aircraft engines), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 222 p.
8. Korovin B.B. *Dvigateli*, 2012, no. 4(82), pp. 12-14.
9. Peshekhonov N.F. *Al'bom priborov izmereniya davleniya, temperatury i napravleniya potoka v kompressorakh* (Album of instruments for measuring pressure, temperature and flow direction in compressors), Moscow, TsIAM, 1992, 52 p.
10. Efimov P.I. *Aviatsionnye pribory* (Aviation devices), Ulyanovsk, UIGLU, 2018, pp. 94-96.
11. *Atmosfera standartnaya. Parametry. GOST 4401-81* (Standart atmosphere. Parameters. State Standard 4401-81), Moscow, Standarty, 1981, 180 p.
12. 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. 150-156.
13. 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
14. *Gosudarstvennaya sistema obespecheniya edinstva izmerenii. TERMOPARY. Nominal'nye staticheskie kharakteristiki preobrazovaniya. GOST R 8.585-2001* (State system for ensuring the uniformity of measurements. Thermocouples. Nominal static characteristics of conversion. State Standard R 8.585-2001), Moscow, Standartinform, 2010, 81 p.
15. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika v 2 ch.* (Applied gas dynamics: In 2 parts), Moscow, Nauka, 1991. Part 1, pp. 276-282.
16. Kreith F., Black W.Z. *Basic heat transfer*, New York, Harper & Row, 1980, 556 p.
17. Mikheev A.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* (Fundamentals of heat transfer), Moscow, Energiya, 1977, 344 p.
18. Borisenko A.I. *Gazovaya dinamika dvigatelei* (Gas dynamics of engines), Moscow, Oborongiz, 1962, pp. 397-403.
19. Hilkevich V.Ya. An influence of temperature non-uniformity for input stream on a nozzle performances. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 4, pp. 27-31.
20. Soeder R.H. and Mehalic C.M. *Effect of Combined Pressure and Temperature Distortion Orientation on High-bypass-ratio Turbofan Engine Stability*, NASA TM-83771, 1984, 37 p.

Статья поступила в редакцию 04.07.2022; одобрена после рецензирования 28.07.2022; принята к публикации 28.07.2022.

The article was submitted on 04.07.2022; approved after reviewing on 28.07.2022; accepted for publication on 28.07.2022.