

Научная статья
УДК 621.45.02(047.31)
DOI: 10.34759/vst-2023-1-117-130

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НЕОДНОРОДНОСТИ ПОТОКА НА ВХОДЕ НА ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ИМИТИРУЕМЫХ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ УСЛОВИЯХ

Борис Михайлович Клинский

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

Аннотация. Приведены некоторые результаты экспериментальных исследований по имитации неоднородности потока на входе в авиационный газотурбинный двигатель с помощью интерцепторов-сегментов, устанавливаемых во входном стендовом присоединенном трубопроводе при испытании двигателя в термобарокамере высотного стенда в имитируемых высотно-скоростных условиях. Представлены данные измерения имитируемых с помощью интерцепторов основных параметров неоднородности потока на входе двигателя в зависимости от приведенной плотности потока массы во входном устройстве $q(\lambda_{\text{пито}})$ или перед двигателем $q(\lambda_{\text{вх}})$:

- окружной неравномерности полного давления;
- радиальной неравномерности полного давления;
- интенсивности пульсаций полного давления;
- критерия неоднородности потока;
- коэффициента восстановления полного давления во входном устройстве.

Определены экспериментальным методом коэффициенты влияния критерия неоднородности потока на входе в двигатель на основные параметры испытанного авиационного газотурбинного двигателя для нескольких имитируемых высотно-скоростных условий при испытании в термобарокамере высотного стенда.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, термобарокамера, присоединенный входной трубопровод, интерцептор, неоднородность потока, окружная неравномерность, интенсивность пульсаций

Для цитирования: Клинский Б.М. Исследование влияния неоднородности потока на входе на основные параметры авиационного газотурбинного двигателя в имитируемых высотно-скоростных условиях // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 117–130. DOI: 10.34759/vst-2023-1-117-130

Original article

STUDYING THE FLOW NON-UNIFORMITY IMPACT AT THE INLET ON THE AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE BASIC PARAMETERS UNDER THE SIMULATED ALTITUDE-SPEED CONDITIONS

Boris M. Klinskii

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov (CIAM),
Moscow, Russia
bmkliniski@ciam.ru

Abstract. According to paragraph “33.65 Surge and Stall Characteristics” of the Aviation Regulations, part 33 (Aircraft Engine Airworthiness Standards) the following is stated. “It is required that while engine operation according to the Operation Manual the engine startup, power or thrust changing, power or thrust forcing, limit non-uniformity of the air flow at the engine inlet should not cause surging or flow separation, which might lead to the flame breaking, destruction of the structure, temperature rise or breaking the possibility of recovering power or thrust in any point of the operation modes range”. In this regard, the issues of simulating the required type and level of the flow non-uniformity at the inlet prior to the engine while bench testing to confirm sufficient margin of the gas-dynamic stability of the compressor and relatively trifle impact on the basic parameters of the engine vibration-strength characteristics, become up-to-date and of practical meaningfulness.

The field of velocities and pressures at the inlet of the engine as a part of the power plant is being determined by the aircraft flight conditions (altitude and flight Mach number, angles of attack and sideslip, etc.), the engine operation mode and the air intake design. In general, this field is non-uniform, and the flow prior to the engine is non-stationary. Thus, its imitation while bench testing of a gas turbine engine is a difficult technical task.

The following basic requirements are being imposed on the simulators of a non-uniform flow prior to the engine:

- the values of the total pressure coefficient σ_{in} , averaged over the channel section prior to the engine and the values of the parameters (criteria) of the non-uniform flow (the circumferential non-uniformity criteria of the total pressure and the total pressure pulsations intensity) behind the power plant air intake and simulator, should be the same;
- the simulator should generate a total pressure field prior to the engine, similar to the real field of total pressures behind the air intake at equal values of the reduced air mass flow through the engine.

The main reasons causing the uneven flow prior to the engine are associated with the local separation zones occurrence in the air intake duct, accompanied by the total pressure loss and an increase in the flow turbulence.

Various methods and technical means are employed in practice to reproduce characteristics of the uneven flow at the engine inlet. However, the main ones in practice are as follows:

- hydraulic grids with different density installing in the bench inlet device for the engine testing, which are employed in case of simulating a low level intensity of the pulsations full pressure prior to the engine (less than 2%);
- installing interceptors of various configurations in the bench inlet device prior to the engine inlet, which allow simulating a high level of flow non-uniformity, including the of pulsations intensity.

This article presents the main results of simulating the flow non-uniformity basic parameters at the engine inlet by two interceptor-segments with different values of the relative flow shading area depending on the value of the reduced mass flow density $q(\lambda)$.

The article presents also the experimentally obtained correction factors flow non-uniformity impact on the tested engine basic parameters.

Keywords: gas turbine engine, thermal pressure chamber, attached inlet pipeline, interceptor, flow non-uniformity, circumferential irregularity, pulsation intensity

For citation: Klinskii B.M. Studying the Flow Non-Uniformity Impact at the Inlet on the Aircraft Gas Turbine Engine Basic Parameters under the Simulated Altitude-Speed Conditions. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 117–130. DOI: 10.34759/vst-2023-1-117-130

Введение

Имитация высотно-скоростных условий, в том числе неоднородности потока на входе, при испытаниях авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) в термобарокамере (ТБК) высотного стенда позволяет обеспечить на раннем этапе доводки опытного ГТД оперативное выявление критических узлов двигателя и проводить по ним мероприятия, устраняющие обнаруженные дефекты [1–6]. Техническими средствами для имитации неоднородности потока, подобной условиям работы ГТД в составе силовой установки самолета, являются различного рода специальные стендовые устройства:

- затеняющие сетки для имитации стационарных полей неравномерности [7];
- интерцепторы различной конфигурации для воспроизведения неоднородности потока с интенсивностью пульсаций полного давления больше 2% [8–11];
- струйные воздушные имитаторы [8];
- самолетный воздухозаборник в стендовых условиях и при обдуве передней кромки воздухозаборника [5] и др.

Проведенные экспериментальные исследования позволили не только выявить основные закономерности влияния неоднородного потока на основные параметры и запасы газодинамической устойчивости ГТД, но и разработать расчетные методы учета влияния неоднородности потока на основные параметры авиационных ГТД [12–16].

Одной из главных задач стендовых официальных испытаний авиационных ГТД согласно [17] при «предельной неоднородности потока на входе в двигатель» является проверка достаточности газодинамической устойчивости компрессоров ГТД, проверка вибропрочностного и теплового состояния элементов конструкции ГТД и оценка влияния неоднородности потока на основные параметры двигателя.

Неоднородность потока на входе в ГТД [6, 18] принято оценивать:

- величиной окружной неравномерности полного давления

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = (1 - \sigma_0 / \sigma_{\text{вх.ср}}) \cdot 100\%$$

(где $\sigma_{\text{вх.ср}} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sigma_R d\varphi$ — среднее значение коэффициента восстановления полного давления перед входом в ГТД;

$$\sigma_0 = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sigma_R d\varphi$$
 — среднее значение коэффициента восстановления полного давления в зоне пониженного давления;

φ_1 и φ_2 — значения углов, между которыми заключена зона пониженного полного давления;

– и относительной величиной интенсивности пульсаций полного давления

$$\bar{\varepsilon} = \frac{\varepsilon}{P_0^*} = \frac{1}{P_0^*} \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (\bar{P}_{\text{ср}}^* - P^*)^2 dt} \cdot 100\%$$

(где T — интервал времени, в течение которого выполняется осреднение квадрата разности между средним значением полного и текущего значения полного давления в точке измерения, находящейся на относительном радиусе $R / R_{\text{КАН}} \approx 0,95$, $R_{\text{КАН}}$ — радиус сечения воздухоподводящего канала).

В качестве параметра, характеризующего максимальную величину неоднородности поля полного давления, используется интегральный критерий [18]

$$W = \Delta \bar{\sigma}_0 + \bar{\varepsilon}, \%$$

представляющий собой сумму величин окружной неравномерности $\Delta \bar{\sigma}_0$ и средней интенсивности пульсаций полного давления $\bar{\varepsilon}$. Максимальная величина критерия W нормируется для разных типов самолетных воздухозаборников.

При анализе экспериментальных данных также определяется величина радиальной неравномерности полного давления:

$$\Delta \bar{\sigma}_p = (1 - \sigma_{\varphi \text{ ср}} / \sigma_0) \times 100\%,$$

где $\sigma_{\varphi \text{ ср}}$ — среднее значение коэффициента восстановления полного давления в зоне, в пределах которой коэффициент полного давления σ_{φ} меньше σ_0 .

В настоящей работе с учетом повышенного уровня неоднородности для ее моделирования были использованы интерцепторы в виде пластинчатых интерцепторов-сегментов. При выборе интерцептора учитывают необходимость его работы без запираения по скорости звука потока, которая

при постоянной величине приведенной плотности потока массы на входе в двигатель $q(\lambda_{вх}) = \text{const}$ определяется относительной площадью интерцептора:

$$\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = F_{\text{ИНТЕРЦ}} / F_{\text{КАН}},$$

где $F_{\text{КАН}}$ — площадь проходного сечения воздухоподводящего канала.

Для получения воспроизводимости потока за интерцептором его устанавливают на расстоянии примерно двух калибров от входа в двигатель.

Для изменения соотношения величин $\epsilon / \Delta\sigma_0$ необходимо изменять величину относительной длины входного стендового канала $\bar{L} = L / D_{\text{КАН}}$ от места установки интерцептора до входа в двигатель.

Некоторые результаты исследований

Испытывался одноконтурный ГТД с осевым нерегулируемым компрессором. Испытания двигателя проводились в термобарокамере высотного стенда по схеме с присоединенным трубопроводом на входе. Имитация полетных условий производилась посредством поддержания на входе перед двигателем величин режимных параметров: полного давления $P^*_{вх}$ и температуры торможения потока $T^*_{вх}$, а в термобарокамере вне газовой струи из реактивного сопла — статического давления $P_{\text{ТБК}}$, соответствующих заданной высоте полета H и числу Маха полета $M_{\text{п}}$.

Дополнительно на ГТД были установлены:

1. Пятиточечная радиальная гребенка для измерения полного давления воздуха за компрессором — угловое положение соответствовало 4 ч — вид по полету.

2. Пятиточечная радиальная гребенка для замера температуры торможения потока воздуха за компрессором — угловое положение соответствовало 7 ч 30 мин — вид по полету.

Испытания двигателя велись без имитации отборов воздуха и отборов мощности.

Испытания ГТД с интерцептором с относительной площадью затенения $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,146$ (рис. 1) проводились:

— в стендовых условиях (далее по тексту это условия «А»);

— в имитируемых высотно-скоростных условиях (условия «В», число $M_{\text{п«В»}}$).

Испытания ГТД с интерцептором $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$ проводились:

— в стендовых условиях;

— в имитируемых высотно-скоростных условиях (далее по тексту условия «В», «С» и «D» при числах Маха $M_{\text{п«D»}} > M_{\text{п«С»}} > M_{\text{п«В»}}$).

Условия испытаний «В», «D», «С» обеспечивали критический режим работы реактивного сопла двигателя; при $H = 0, M = 0$ этому условию соответствовали режимы работы двигателя вблизи максимального.

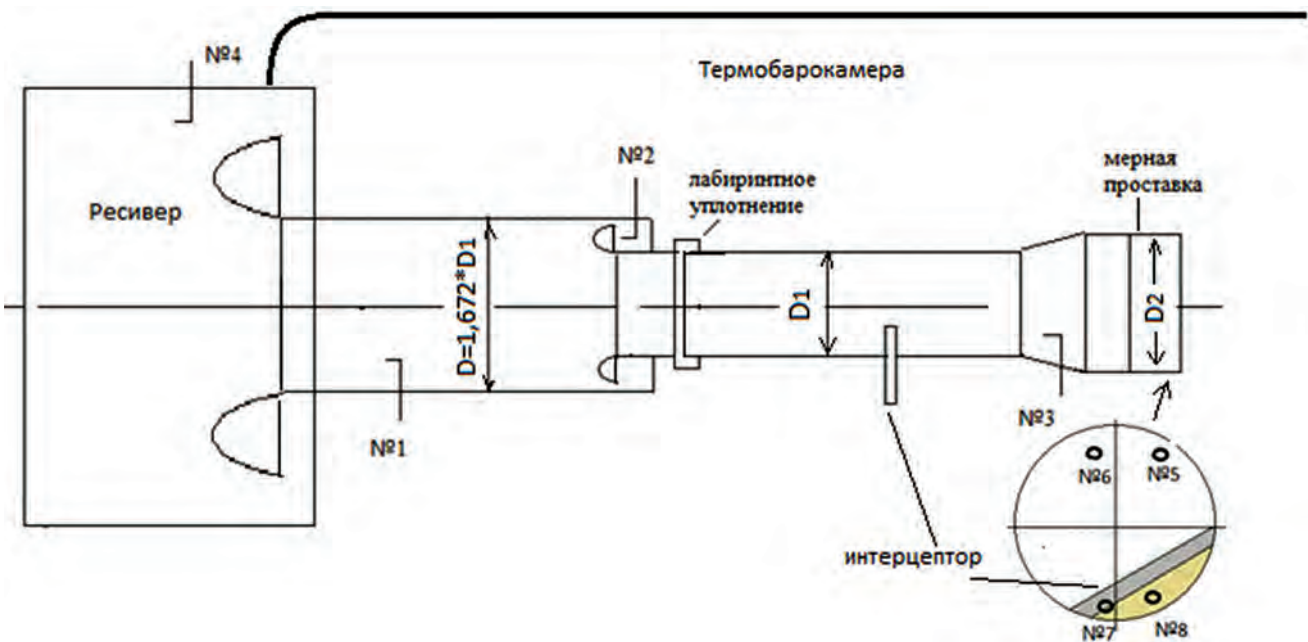


Рис. 1. Принципиальная схема входного стендового устройства, использованного для испытаний ГТД как в компоновке с «гладким входом», так и с установленными в присоединенном трубопроводе интерцепторами-сегментами. Номерами 1...8 обозначены приемники пульсаций полного давления

Подвижная часть входного присоединенного трубопровода (см. рис. 1) была скомпонована из шести цилиндрических проставок. В 1-й проставке с диаметром D_1 и относительной длиной $L/D_1 = 0,51$ находились лабиринтное уплотнение и приемники измерения статических давлений (четыре приемника), используемых для определения входного импульса потока в сечении лабиринтного уплотнения входного трубопровода, необходимого для определения тяги двигателя. К 1-й проставке крепилась 2-я проставка диаметром D_1 с $L/D_1 = 0,28$. В 3-й проставке с $L/D_1 = 0,83$ установлены три обогреваемых приемника воздушного давления типа ПВД-5 через 120° по окружности. В 4-й проставке с $L/D_1 = 0,83$ в мерном сечении установлены четыре приемника статических давлений P_m и четыре радиальные комбинированные термо-пневмогребенки по семь точек в каждой для измерения температуры торможения T_m^* и полного давления P_m^* , а также три радиальных 8-точечных гребенки полного давления в пограничном слое. По результатам указанных измерений в расходомерном коллекторе (РМК), выполненном с учетом требований в [19], при использовании «градуировочной схемы измерений давлений» определялся косвенным методом массовый расход воздуха:

$$G_B = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{1}{R_B \cdot T_m^*} P_m \int_{F_m} y(\lambda) dF}, \quad (1)$$

где k — показатель адиабаты воздуха; R_B — газовая постоянная воздуха; F_m — площадь проходного сечения в РМК; $y(\lambda)$ — газодинамическая функция [20].

В 5-й проставке с $L/D_1 = 0,83$ находились два сечения с установленными приемниками статических давлений (с тремя и четырьмя приемниками соответственно). В 6-й проставке с $L/D_1 = 0,53$ находились два сечения с установленными приемниками статических давлений (с четырьмя приемниками соответственно в каждом сечении). Между 5-й и 6-й проставками устанавливались интерцепторы в виде пластин-сегментов разной высоты (H_{\min} и H_{\max}). Угловое положение интерцепторов составляло $4...7$ ч или $10...1$ ч (вид по полету в направлении вращения по часовой стрелке). К 6-й проставке крепилась диффузорная проставка с относительной длиной, равной 1,0, с углом раскрытия на сторону $1,7$ градуса, к которой крепилась объектовая цилиндрическая проставка с относительным диаметром $\bar{D}_2 = (D_1 + \Delta)/D_1 = 1,06$ и относительной длиной, равной 0,5. В проставке по окружности с угловым шагом в 45° были установлены восемь 8-точечных радиальных пневмогребенок для измерения пол-

ного давления перед входом в двигатель. Величина полного давления перед двигателем определялась как средняя величина по площади:

$$P_{\text{ВХ.СР}}^* = \frac{1}{F_{\text{ВХ}}} \int_{F_{\text{ВХ}}} P^* dF \quad (2)$$

Таким образом, относительная величина отношения линейных размеров L/D_1 (где L — длина между сечением установки приемников воздушного давления типа ПВД-5 и сечением, где устанавливались интерцепторы) составляла 2,06 калибра, чтобы предотвратить возможную передачу возмущений в направлении против потока, создаваемых интерцепторами от места их установки в трубопроводе, и тем самым не повлиять на точность измерения массового расхода воздуха. Относительная величина, равная отношению линейного размера длины трубопровода $L_{\text{интер-вх}}$ к диаметру входного трубопровода D_1 между сечением, где устанавливались интерцепторы, и сечением перед входом в двигатель, составляла $L_{\text{интер-вх}}/D_1 \approx 2,1$. Подобное расстояние обеспечивало стабилизацию воспроизводимости величины неоднородности потока перед входом в ГТД и необходимое соотношение между величинами измеренной окружной неравномерности потока полного давления $\Delta \bar{\sigma}_0$ и интенсивностью динамических пульсаций полного давления $\bar{\epsilon}$.

Перед испытанием двигателя была выполнена градуировка входного трубопровода по коэффициенту расхода воздуха без двигателя с интерцептором $\bar{F}_{\text{интерц}} = 0,256$ и без интерцептора по отношению величин статического и полного давлений $\pi(\lambda_{\text{пито}}) = 1 - (\Delta P_{\text{пито}}/P_{\text{пито}}^*)$, измеренных с помощью обогреваемых самолетных приемников воздушного давления типа ПВД-5, для получения зависимости коэффициента расхода РМК вида:

$$\mu_{\text{пито}} = \frac{G_B}{G_{\text{В.пито}}} = f \left[1 - (\Delta P_{\text{пито}}/P_{\text{пито}}^*) \right], \quad (3)$$

где $G_{\text{В.пито}} = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{1}{R_B} \frac{P_{\text{пито}}^* \cdot q(\lambda_{\text{пито}})}{\sqrt{T_m^*}}$ — массовый расход воздуха по данным измерения приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{пито}})$ с помощью ПВД-5 (без учета изменения полного давления в пограничном слое).

Для измерения давлений в мерном сечении РМК и в объектовой проставке использовались первичные преобразователи давлений с погрешностью измерения $\pm 0,3\%$ от верхнего предела (ВП) диапазона измерения при уровне доверительной вероятности $P = 0,95$.

Массовый расход воздуха через двигатель определялся с использованием только «рабочей схемы

измерений давлений» в РМК с учетом коэффициента расхода воздуха вида (3) по формуле:

$$G_B = G_{B, \text{пито}} \cdot \mu_{\text{пито}}.$$

В процессе проведения испытаний ГТД проводился контроль величин интенсивности пульсаций динамических давлений в канале входного устройства (см. рис. 1). Все приемники полного давления датчиков динамического давления с акустическими волноводами длиной $L = 6$ м были установлены на относительном расстоянии $\bar{R} = 0,9$ от осевой линии трубопровода. Перед входом в двигатель два датчика пульсаций (№5 и №6) были установлены сверху за интерцептором (11...1,5 ч) и два датчика (№7 и №8) — снизу за интерцептором (при угловом положении между 4...7 ч).

В процессе обработки сигналов от датчиков определялась спектральная плотность мощности (СПМ) и среднеквадратичные уровни пульсации полных давлений. Нормируемый (относительный в %) параметр интенсивности пульсаций $\bar{\varepsilon} = \varepsilon / P_{\text{вх, ср}}^*$ определялся с учетом измерения средней величины полного давления (2) в мерной проставке (см. рис. 1) перед двигателем.

Сила от тяги двигателя передавалась на динамометрическую платформу стенда и измерялась с помощью тензометрического датчика силы с погрешностью измерения $\pm 0,3\%$ от верхнего предела измерения при уровне доверительной вероятности $P = 0,95$.

Массовый расход топлива через двигатель регистрировался с помощью турбинного преобразовате-

ля объемного расхода типа «ТПР» и электронного плотномера топлива с суммарной погрешностью измерения $\pm 0,3\%$ от верхнего предела диапазона измерения.

Частота вращения ротора двигателя оценивалась с помощью датчика типа ДЧВ-2500 с погрешностью не выше $\pm(0,1...0,2)\%$ от ВП.

Запуск двигателя производился с режима авторотации в условиях, близких к земным: $P_{\text{вх}}^* = 0,95 \cdot 10^5$ Па; $T_{\text{вх}}^* = 280$ К; $P_{\text{вх}}^* / P_{\text{тбк}}^* \approx 1,2$.

Все измерения режимных параметров и двигателя производились на установившихся режимах работы двигателя и стенда после установления равновесного теплового состояния элементов конструкции двигателя.

Результаты исследований

Перед началом испытаний ГТД были проведены продувки «гладкого трубопровода» без интерцепторов и без установленного в термобарокамере двигателя. При величине приведенного расхода воздуха $G_{\text{в, пр. макс}}$, соответствующей максимальному приведенному расходу через ГТД, уровни интенсивности пульсаций давления в ресивере стенда составили: $\bar{\varepsilon}_4 = 0,15\%$ (датчик №4, см. рис. 1); в части входного трубопровода диаметром D (датчик №1, см. рис. 1) $\bar{\varepsilon}_1 = 0,3\%$; $\bar{\varepsilon}_2 = 0,2\%$ — в полости (датчик №2). Измеренные четырьмя датчиками величины интенсивности пульсаций полных давлений в мерной проставке на входе в двигатель (см. рис. 1) изменяются от $\bar{\varepsilon}_{\text{ср}} = 0,7\%$ до 1,65% в зависимости от приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{пито}})$,

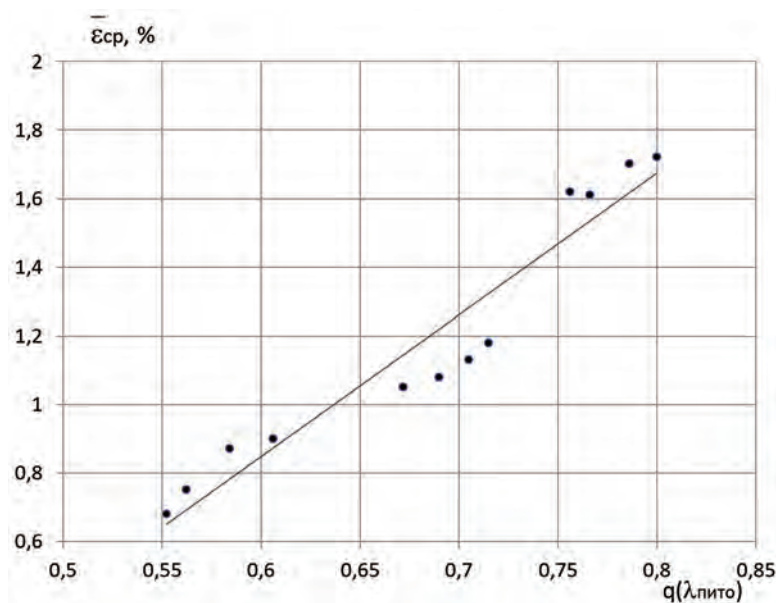


Рис. 2. Зависимость величины интенсивности пульсаций $\bar{\varepsilon}_{\text{ср}}$ «с гладким входом» в компоновке ТБК без установленного двигателя по данным измерений 4-х датчиков пульсаций (№5...8 — см. рис. 1) в объектовой проставке от величины приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{пито}})$

рис. 2. Параметр величины окружной неравномерности полного давления перед ГТД незначителен и равен $\Delta\bar{\sigma}_0 = (0,3...0,8)\%$, рис. 3.

Этот уровень нормируемых измеренных величин интенсивности пульсаций и окружной неравномерности при полученных значениях $q(\lambda_{\text{пито}})_{\text{max}}$ характерен для стандартных стендовых

устройств, выполненных с учетом требований в ОСТ 1 02555-85 [19].

Спектральный анализ плотности мощности пульсаций давлений показал, что спектр нормальный, случайный, в нем отсутствуют какие-либо интенсивные резонансные частоты. Отмечены были электрические помехи, кратные частоте

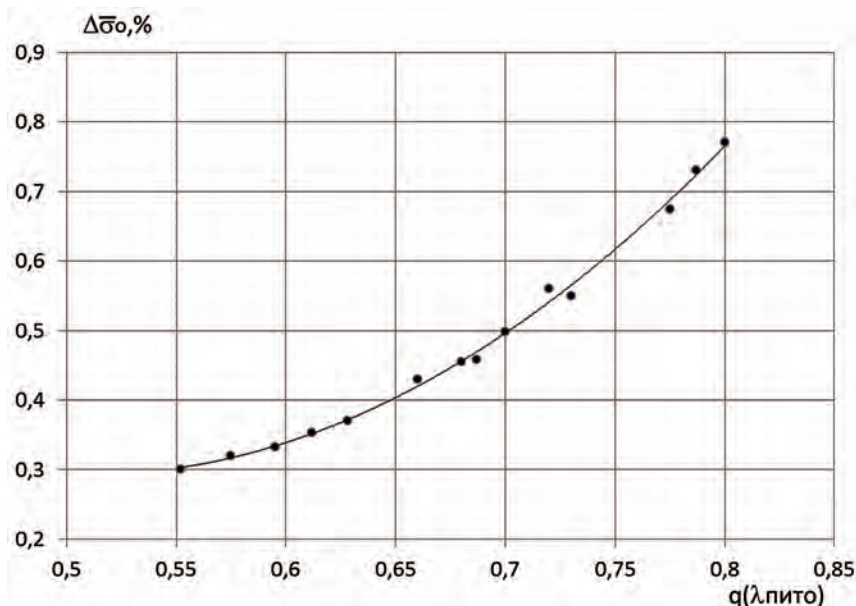


Рис. 3. Зависимость величины окружной неравномерности поля полного давления $\Delta\sigma_0$ «с гладким входом» в компоновке ТБК без установленного двигателя по измерениям 8-ми радиальных восьмиточечных гребенок полного давления от величины приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{пито}})$

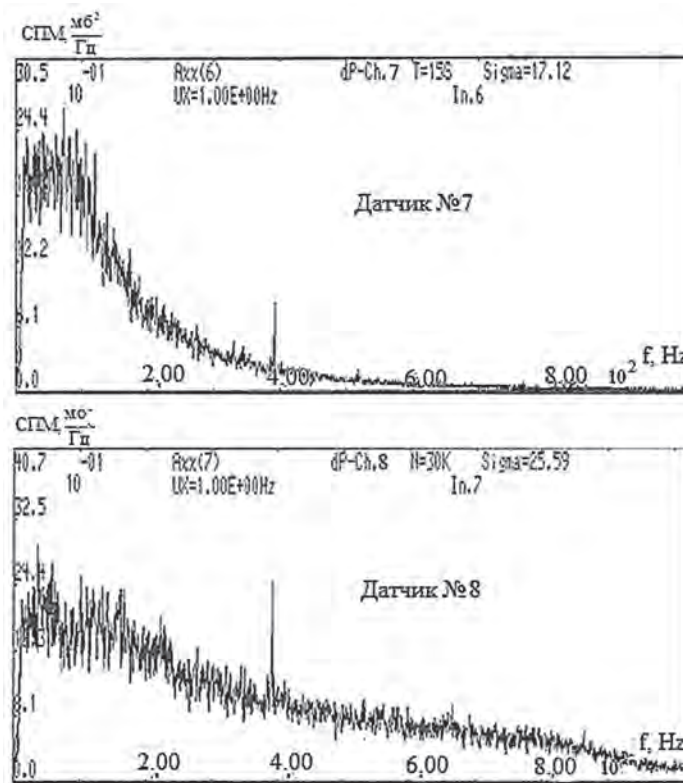


Рис. 4. Спектральная плотность мощности по измерениям пульсаций потока датчиками №7 и №8 (см. рис. 1) с интерцептором $\bar{F}_{\text{интерц}} = 0,256$

переменного тока ($f \approx 50$ Гц и 150 Гц) и $f \approx 400$ Гц от стендового электрического источника. Основная энергия спектра сосредоточена в диапазоне частот до 500 Гц. На рис. 4 показан пример спектральной мощности пульсаций по измерениям пульсаций датчиками №7 и №8 с установленным интерцептором $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$.

Анализ результатов исследований полей давлений и пульсаций во входном трубопроводе в компоновке с ГТД показал, что в компоновке «с гладким входом» (без интерцепторов) уровень относительной интенсивности пульсаций давления в сечении перед входом в двигатель, измеренный четырьмя пьезоэлектрическими датчиками (после диффузорной проставки с относительным диаметром $1,06$ и относительной длиной $1,0$) изменяется от $\bar{\epsilon}_{\text{СР}} = 0,7$ до $\bar{\epsilon}_{\text{СР}} = 1,65\%$ в зависимости от величины приведенной плотности потока массы во входном трубопроводе; величины параметра окружной неравномерности равны $\Delta\bar{\sigma}_0 \approx (0,3...0,8)\%$. Таким образом, полученные результаты продувок входного трубопровода без ГТД в ТБК практически совпали с данными продувок трубопровода с «гладким входом» без установленного ГТД в ТБК (табл. 1).

Таблица 1

Величины относительной интенсивности пульсаций $\bar{\epsilon}_{\text{СР}}$ и окружной неравномерности полного давления $\Delta\bar{\sigma}_0$ в зависимости от величины приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{ПНТО}})$ без установленного ГТД в ТБК

$q(\lambda_{\text{ПНТО}})$	0,55	0,6	0,7	0,8
$\Delta\bar{\sigma}_0, \%$	0,3	0,35	0,5	0,75
$\bar{\epsilon}_{\text{СР}}, \%$	0,7	0,9	1,2	1,65

Результаты исследований величин, характеризующих неоднородность потока на входе перед компрессором с «гладким входом», с установленными интерцепторами $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,146$ и $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$, приведены в табл. 2 и 3 и на рис. 5 и 6.

Согласно полученным данным максимальные величины критерия неоднородности потока как суммы величины окружной неравномерности и интенсивности пульсаций $W = \Delta\bar{\sigma}_0 + \bar{\epsilon}_{\text{СР}}$ на входе перед компрессором при работе с интерцептором $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,146$ составляют $W \approx 10\%$ на режиме $q(\lambda_{\text{ВХ}}) = q(\lambda_{\text{ПНТО}})/\sigma_{\text{ПНТО-ВХ}} \approx 0,809$, а для интерцептора $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$ $W \approx 14\%$ при плотности тока на входе $q(\lambda_{\text{ВХ}}) = 0,713$.

Границы возникновения критического режима течения на интерцепторах в условиях, которые для интерцептора с относительной площадью $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,146$ равны величине приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{ВХ}}) = (1 - \bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}})/\sigma_{\text{ВХ}} \approx 0,79$, а для интерцептора $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$ равны величине $q(\lambda_{\text{ВХ}}) \approx 0,725$, находятся практически вблизи максимально возможных полученных величин $q(\lambda_{\text{ВХ}})$ при испытании ГТД (см. табл. 2, 3). Наличие критического режима течения в проходном сечении интерцептора может уменьшить точность измерения давлений за этим сечением.

Было отмечено, что относительное изменение температуры торможения и полного давления воздуха за компрессором ГТД по величине и знаку по отношению к исходному значению, определенному

Таблица 2

Относительные величины интенсивности пульсаций $\bar{\epsilon}$ и окружной неравномерности полного давления $\Delta\bar{\sigma}_0$ и величины критерия неоднородности W потока на входе в ГТД в зависимости от величин приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{ПНТО}})/q(\lambda_{\text{ВХ}})$ с установленным интерцептором $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,146$

$q(\lambda_{\text{ПНТО}})/q(\lambda_{\text{ВХ}})$	0,609/0,6458	0,65/0,694	0,70/0,758	0,74/0,8086
$\Delta\bar{\sigma}_0, \%$	3,03	4...4,3	5,5...5,7	6,8...7,0
$\bar{\epsilon}_{\text{СР}}, \%$	2	2,2...2,3	2,7...3,0	2,7...3,2
$W, \%$	5,03	6,2...6,6	8,2...8,7	9,6...10,2
$\sigma_{\text{ВХ}}$	0,943	0,936	0,923	0,909

Таблица 3

Относительные величины интенсивности пульсаций $\bar{\epsilon}_{\text{СР}}$ и окружной неравномерности полного давления $\Delta\bar{\sigma}_0$ и величина критерия неоднородности W потока на входе в ГТД в зависимости от величин приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{\text{ПНТО}})/q(\lambda_{\text{ВХ}})$ с установленным интерцептором $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$

$q(\lambda_{\text{ПНТО}})/q(\lambda_{\text{ВХ}})$	0,52/0,571	0,56/0,627	0,6/0,686	0,625/0,713
$\Delta\bar{\sigma}_0, \%$	6,0	8,0	10,4	11...11,5
$\bar{\epsilon}_{\text{СР}}, \%$	2,2	2,6	3,0	3,2
$W, \%$	8,2	10,6	13,4	≈ 14
$\sigma_{\text{ВХ}}$	0,911	0,893	0,875	0,87

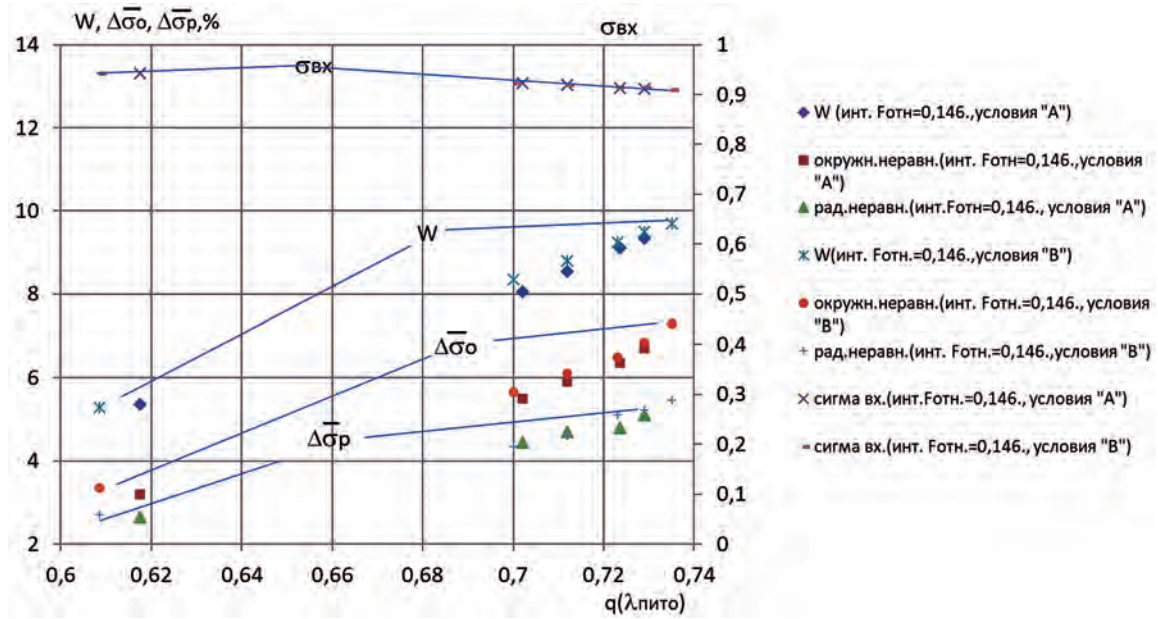


Рис. 5. Изменение величины критерия неоднородности потока W , окружной $\Delta\bar{\sigma}_0$ и радиальной неравномерности $\Delta\bar{\sigma}_r$, коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{вх}$ на входе в зависимости от приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{пито})$ при работе с интерцептором $\bar{F}_{интерцеп} = 0,146$ (условия испытаний: $M_{п.«А»}$ и условия $M_{п.«В»}$)

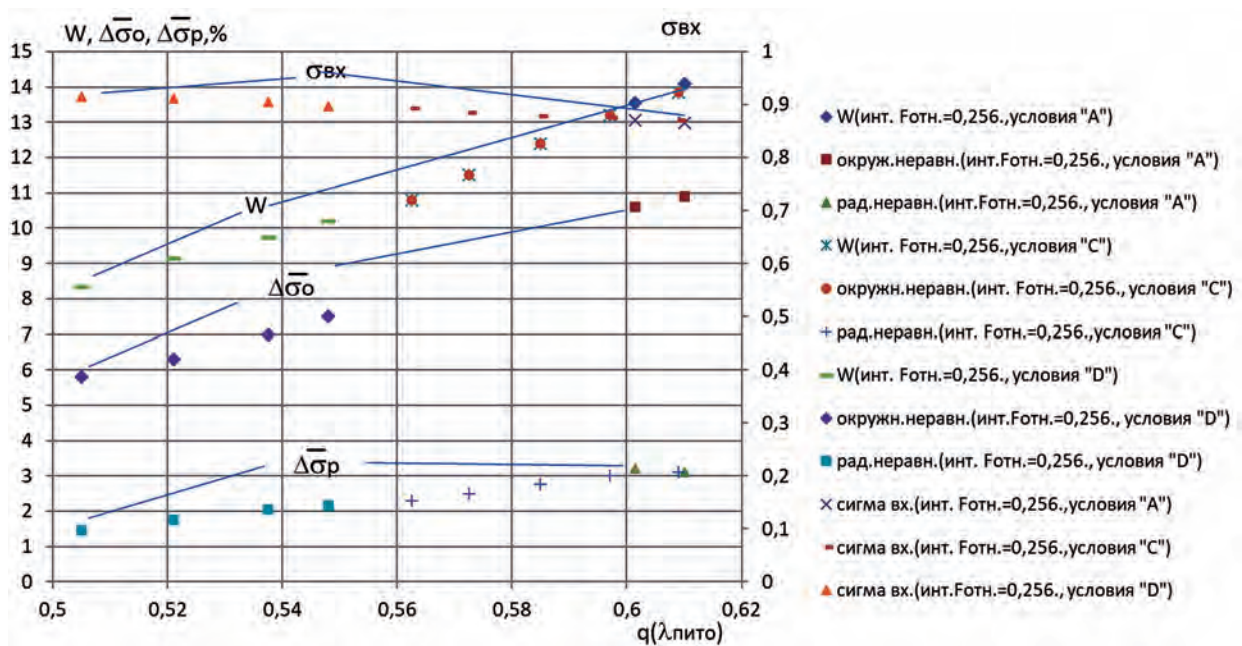


Рис. 6. Изменение величины критерия неоднородности потока W , окружной $\Delta\bar{\sigma}_0$ и радиальной неравномерности $\Delta\bar{\sigma}_r$, коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{вх}$ на входе в зависимости от приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{пито})$ при работе с интерцептором $\bar{F}_{интерцеп} = 0,256$ (условия испытаний: $M_{п.«А»}$, $M_{п.«С»}$, $M_{п.«D»}$)

«с гладким входом», в значительной мере зависит от углового положения интерцептора-сегмента во входном трубопроводе (рис. 7). Неучет этого может привести к погрешности в определении характеристик компрессора.

Так, адиабатический КПД компрессора определяется с помощью измеренных параметров по известной формуле:

$$\eta_k^* = \frac{i(T_{к.ад}^*) - i(T_{вх}^*)}{i(T_k^*) - i(T_{вх}^*)},$$

где T_k^* — измеренная величина температуры торможения воздуха за компрессором; $T_{вх}^*$ — измеренная величина температуры торможения воздуха на входе в компрессор; $T_{к.ад}^*$ — расчетное значение адиабатической величины температуры тормо-

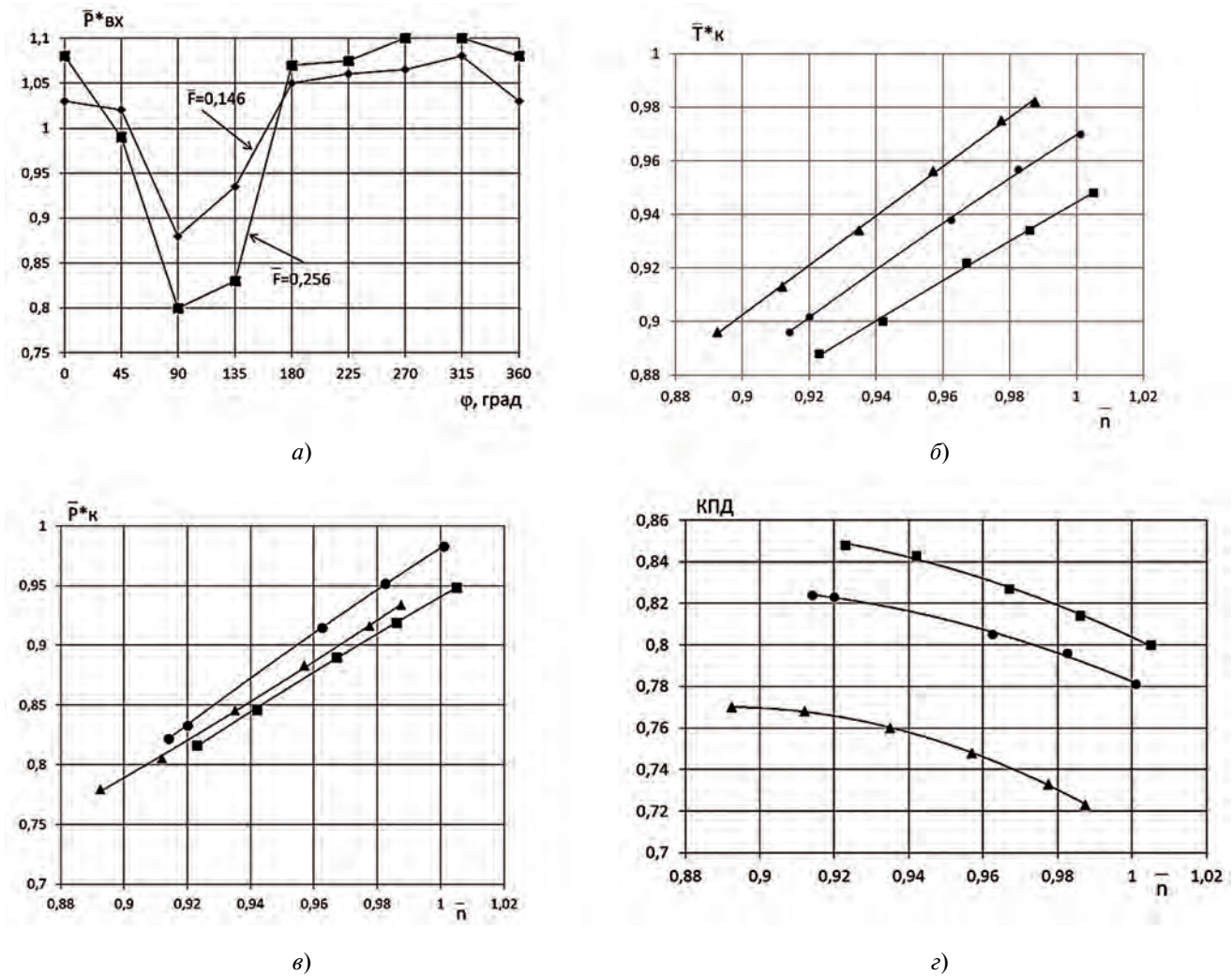


Рис. 7. Общий вид эпюры распределения полного давления по окружности перед входом в компрессор ГТД на режиме $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ при установке интерцептора $\bar{F}_{интерц} = 0,146$ (а); б, в, з — изменение параметров компрессора в зависимости от величины относительной приведенной частоты вращения ротора $\bar{n}_{пр}$: б — температура торможения \bar{T}_k^* ; в — полное давление \bar{P}_k^* ; з — КПД компрессора.

● — «гладкий вход»; ■ — $\bar{F}_{интерц} = 0,146$ (4...7 ч); ▲ — $\bar{F}_{интерц} = 0,146$ (10...1 ч)

жения воздуха за компрессором по измеренным значениям $T_{вх}^*$ и степени повышения давления в компрессоре π_k .

При угловом положении интерцептора площадью $\bar{F}_{интерц} = 0,146$, равном 4...7 ч, изменение КПД компрессора двигателя на режиме $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ (условия $M_{п.«в.»}$) составляет $\delta\eta_{к.ад}^* \approx +3\%$ относительно величины КПД, измеренного с «гладким входом», чему также соответствует относительное изменение $\delta T_k^* \approx -2,5\%$ и $\delta P_k^* \approx -3,9\%$. При перестановке этого же интерцептора $\bar{F}_{интерц} = 0,146$ в измененное угловое положение 10...1 ч изменение КПД компрессора по отношению к КПД, измеренному с «гладким входом» на указанном режиме работы при $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ (условия $M_{п.«в.»}$) составило $\delta\eta_{к.ад}^* \approx -8\%$, чему соответствовало относительное изменение величин $\delta T_k^* \approx +2,4\%$ и $\delta P_k^* \approx -2,6\%$.

Последнее замечание указывает на следующее:

— неоднородный поток при уровнях входной неоднородности $W \geq 10\%$ перед двигателем, проходящий через компрессор испытанного ГТД, в существенной мере не выравнивается в сечении на выходе из компрессора как по полному давлению, так и по температуре торможения;

— ограниченное препарирование выходного сечения компрессора, включающее одну радиальную 5-точечную гребенку с приемниками полных давлений и одну радиальную 5-точечную гребенку температуры торможения, недостаточно для точной и достоверной оценки основных параметров компрессора, включая оценку КПД компрессора.

С учетом фактической ширины зоны пониженного давления потока воздуха на входе в компрессор

за интерцепторами с площадью $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,146$ и $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$ (угловая протяженность зоны пониженного давления 120...160 градусов) требуется, чтобы количество устанавливаемых за компрессором радиальных многоточечных гребенок полного давления и температуры торможения было не менее 6...8 штук, а также включало шаговые гребенки.

В этой связи важно также отметить, что, как и ожидалось, изменение углового положения сегмента-интерцептора с 7...4 ч на 10...1 ч при сохранении режима работы $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ практически не повлияло на изменение основных приведенных к МСА [21] параметров с учетом фактической величины коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{\text{ВХ.СР}}$ основных параметров испытанного ГТД. То есть отмеченное на рис. 7,а изменение КПД компрессора в зависимости от углового положения интерцептора имеет кажущийся характер.

Так, измерение температуры торможения газа за турбиной ГТД проводилось с помощью штатного комплекта из 10 термопар. На рис. 8 показаны дроссельные зависимости двигателя, полученные в условиях $M_{\text{п«С»}}$ и $M_{\text{п«D»}}$ в компоновке с «гладким входом» и в компоновке с интерцептором. Изменение величин, характеризующих уровень неоднородности потока, от приведенной относительной частоты вращения ротора двигателя в диапазоне $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,69...0,83$ ($q(\lambda_{\text{ПИТО}}) = 0,51...0,61$) для интерцептора $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$ составило соответственно: $\sigma_{\text{ВХ.СР}} = 0,915...0,87$, $\Delta\bar{\sigma}_0 = 5,8...10,9\%$,

$\Delta\bar{\sigma}_p = 1,7...3\%$, $W = 8,4...14\%$. При этом из рис. 8 видно, что относительное отличие измеренной и приведенной к МСА температуры торможения газа за турбиной \bar{T}_T^* на режиме работы $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ в диапазоне $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,69...0,83$ как «с гладким входом», так и с интерцептором $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$ в условиях $M_{\text{п«С»}}$ и $M_{\text{п«D»}}$ практически отсутствует.

Относительное изменение температуры торможения газа за турбиной ГТД в зависимости от независимых режимных параметров и параметров характеристик узлов выполненного двигателя для проверенных условий можно представить в виде

$$\delta T_T^* = 2,53\delta n - 2,23\delta F_{CA} + 1,73\delta A_{CA} - 1,11\delta\eta_K^* - 0,83\delta\sigma_{KC} - 1,42\delta\eta_T^* + 0,87\delta G_{\text{В.ОТБ}} + 0,81\delta G_{\text{В.ПР}},$$

где F_{CA} — площадь минимального сечения соплового аппарата турбины; A_{CA} — пропускная способность турбины; η_K^* — КПД компрессора; σ_{KC} — коэффициент полного давления в камере сгорания; η_T^* — КПД турбины; $G_{\text{В.ОТБ}}$ — отбираемый от компрессора воздух; $G_{\text{В.ПР}}$ — изменение расхода воздуха вдоль линии рабочих режимов. При $\delta G_{\text{В.ОТБ}} = 0$, $\delta n = 0$ и $\delta T_T^* = 0$ очевидно, что $\delta\eta_K^* = \delta\eta_T^* \approx 0$.

В табл. 4 приведены основные результаты экспериментальных исследований по определению коэффициентов влияния неоднородности потока воздуха W на входе на основные параметры испытанного ГТД.

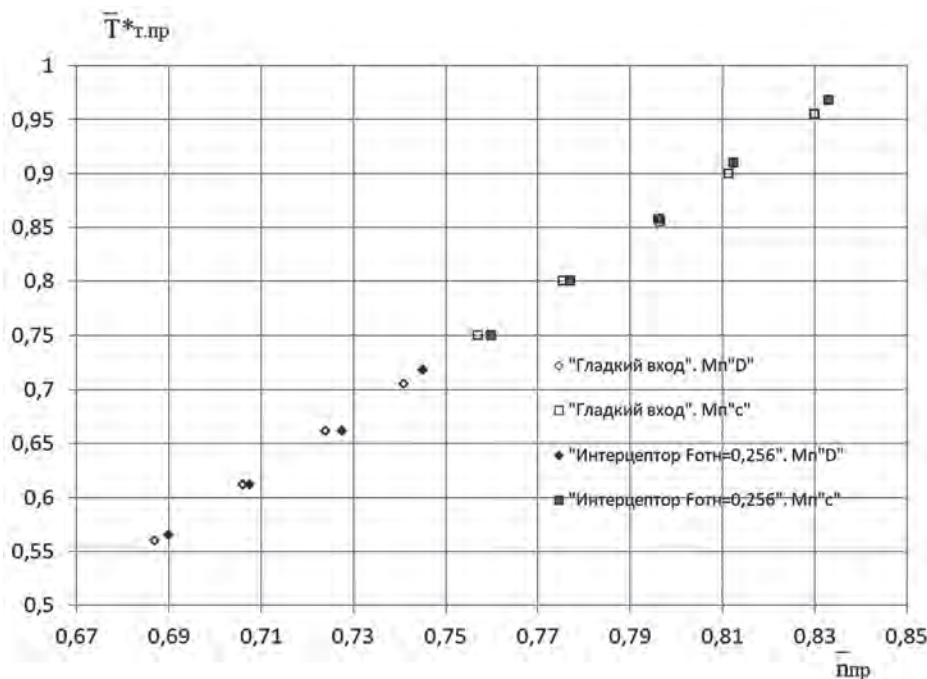


Рис. 8. Изменение приведенной относительной величины температуры торможения газа за турбиной \bar{T}_T^* ГТД в зависимости от величины относительной приведенной частоты вращения ротора двигателя $\bar{n}_{\text{пр}}$ в компоновке входного устройства как «с гладким входом», так и с интерцептором $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = 0,256$ при числах Маха полета $M_{\text{п«С»}}$ и $M_{\text{п«D»}}$.

Таблица 4

Результаты определения коэффициентов влияния неоднородности потока воздуха W на входе на основные параметры испытанного ГТД

Условия испытаний по величине числа $M_{пр}$	Частота вращения ротора, $n_{изм}$	$\frac{\delta R_V}{\Delta W}, 1/\%$	$\frac{\delta C_R}{\Delta W}, 1/\%$	$\frac{\delta G_B}{\Delta W}, 1/\%$	Относительная площадь интерцептора-сегмента
Условия «В» $M_{прВ} > M_{прА}$	$n_{«В»}$	-0,0023	≈ 0	-0,0035	$\bar{F}_{интерц} = 0,146$
Условия «С» $M_{прС} > M_{прВ}$	$n_{«С»}$	-0,0055	+0,0036	-0,004	$\bar{F}_{интерц} = 0,256$
Условия «D» $M_{прD} > M_{прС}$	$n_{«D»}$	-0,078	+0,0038	-0,0038	$\bar{F}_{интерц} = 0,256$

Упрощенные формулы приведения основных параметров к заданным высотно-скоростным условиям при $\pi_C^* \geq \pi_{C,кр}^*$, с помощью которых можно учесть влияние величины неоднородности потока $W_{зад}$ на основные параметры ГТД, при постоянной приведенной частоте вращения ротора двигателя $n_{пр} = n / \sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot R_B \cdot T_{ВХ}^*} = idem$ (где k — показатель адиабаты; R_B — газовая постоянная воздуха) и при температуре торможения $T_{ВХ}^* = idem$, влагосодержании воздуха $d=0$ и условном числе Рейнольдса $Re \geq Re_{кр}$, можно записать следующим образом [21]:

$$N_{пр.i} = N_{пр0.i} \left[1 + \left(\frac{\delta N_{пр0.i}}{\delta W} \right) \delta W \right] = N_{пр0.i} \left[1 + \left(\frac{N_{пр.i} - N_{пр0.i}}{N_{пр0.i}} \frac{1}{\Delta W} \right) \delta W \right],$$

где $N_{пр0.i}$ — приведенное значение параметра N_i к заданным условиям по обычной формуле приведения; $\frac{\delta N_{пр0.i}}{\delta W} = \frac{N_{пр.i} - N_{пр0.i}}{N_{пр0.i}} \frac{1}{W - W_0}, 1/\%$ — коэффициент влияния критерия неоднородности потока W на приведенный к МСА $N_{пр.i}$ параметр двигателя; $\delta W = W_{зад} - W_0, \%$ — относительное изменение критерия неоднородности потока W между заданной величиной $W_{зад}$ (%) и исходным уровнем неоднородности потока W_0 (%) в компоновке с «гладким входом».

Выводы

1. Проведены экспериментальные исследования одноконтурного одновального ГТД с осевым компрессором, установленного в термобарокамере высотного стенда по схеме с присоединенным трубопроводом как в компоновке «с гладким входом», так и в компоновке с интерцепторами-сегментами с относительной площадью затенения

проходного сечения $\bar{F}_{интерц} = 0,146$ и $\bar{F}_{интерц} = 0,256$ соответственно, установленными на расстоянии $L \approx 2,1 \cdot D_{трубопровод}$ от входа в компрессор двигателя для создания требуемой величины используемого критерия неоднородности потока $W = \Delta \bar{\sigma}_0 + \bar{\epsilon}$.

2. Результаты исследований параметров неоднородного потока во входном присоединенном трубопроводе показали:

- величины окружной неравномерности, интенсивности пульсаций полного давления и критерия неоднородности потока при выбранной постоянной величине площади интерцептора-сегмента $F_{интерц} = const$ до наступления критического режима течения потока в интерцепторе зависят исключительно от величины приведенной плотности потока массы $q(\lambda_{пито})$ или $q(\lambda_{вх}) \approx q(\lambda_{пито})/\sigma_{вх}$;

- величины интенсивности пульсаций полного давления в сечении перед входом в двигатель после диффузорной проставки (см. рис. 1) с относительным диаметром 1,06 и относительной длиной 1,0 изменяются от $\bar{\epsilon}_{ср} = 0,7$ до $\bar{\epsilon}_{ср} = 1,65\%$ в зависимости от величины приведенной плотности потока массы во входном трубопроводе $q(\lambda_{пито}) = 0,55...0,8$ как в компоновке «с гладким входом» и с установленным в ТБК двигателем, так и в компоновке с входным трубопроводом без двигателя; величины параметра окружной неравномерности равны соответственно $\Delta \bar{\sigma}_0 \approx (0,3...0,8)\%$;

- измеренная структура потока на входе в двигатель характерна для течения за интерцептором-сегментом, для интерцепторов с относительной площадью затенения $\bar{F}_{интерц} = 0,146$ и $\bar{F}_{интерц} = 0,256$. Максимальные величины неоднородности потока воздуха на входе в виде критерия $W = \Delta \bar{\sigma}_0 + \bar{\epsilon}_{ср}$ составили соответственно 10% (соотношение $\bar{\epsilon}_{ср} / \Delta \bar{\sigma}_0 \approx 0,43$) при $q(\lambda_{вх}) = 0,809$ и 14% (соотношение $\bar{\epsilon}_{ср} / \Delta \bar{\sigma}_0 \approx 0,3$) при $q(\lambda_{вх}) = 0,713$.

3. Установлено, что при единичном препарировании сечения на выходе из компрессора ГТД приемниками полного давления P_K^* и температуры торможения T_K^* угловое перемещение интерцептора $\bar{F}_{\text{ИНТЕРЦ}} = \text{const}$ на $\approx 60^\circ$ привело к заметному отличию приведенных величин $P_{K,\text{ПР}}^*$ и $T_{K,\text{ПР}}^*$ на режиме $n_{\text{ПР}} = \text{const}$ от значений, измеренных в исходном положении интерцептора. Это обстоятельство подтверждает недостаточное выравнивание параметров потока в окружном направлении на выходе из компрессора. Поэтому для получения достоверной и точной оценки эффективности работы узлов авиационного ГТД в условиях неоднородного потока на входе следует обеспечить достаточное препарирование характерных проходных сечений газоздушного тракта ГТД приемниками полного давления и температуры торможения.

4. Экспериментальным методом определены поправочные коэффициенты влияния $\frac{\delta R_V}{\Delta W}$, $\frac{\delta C_R}{\Delta W}$, $\frac{\delta G_B}{\Delta W}$ критерия неоднородности потока W на входе на основные параметры авиационного ГТД ($\delta R_V, \delta C_R, \delta G_B$) на режиме работы $n_{\text{ПР}} = \text{idem}$ для трех сымитированных условий полета по числу $M_{\text{П}}$ при сверхкритическом отношении давлений в реактивном сопле $\pi_C^* \geq \pi_{C,\text{КР}}^*$, позволяющие уточнить расчетные высотно-скоростные характеристики данного типа ГТД на влияние неоднородности потока на входе.

Список источников

1. Скибин В.А. Современные методы и оборудование для испытаний воздушно-реактивных двигателей. — М.: Изд-во МАТИ, 2000. С. 56–67.
2. Научный вклад в создание авиационных двигателей: ЦИАМ, 1980–2000: В 2 кн. / Под ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. — М.: Машиностроение, 2000. Кн. 2. С. 404–411.
3. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Янко А.К. Теория авиационных двигателей: Теория лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1983. С. 125–135.
4. Долголенко Г.П., Дедеш В.Т., Леут А.П. и др. Летные испытания специальных устройств и систем силовых установок самолетов и вертолетов. — М.: Машиностроение, 1984. — 125 с.
5. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. С. 136–140.
6. Арандт Ю.М., Гельмедов Ф.Ш. Исследование структуры возмущенного потока во входном канале и проточной части компрессора ГТД и причин потери газодинамической устойчивости при включении реверса тяги в системе силовых установок самолета // Труды ЦИАМ №839 «Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД»: Сб. статей. — М.: ЦИАМ, 1979. С. 88–111.
7. Лобурев А.В., Чугунов В.К. Влияние окружной и радиальной неравномерности поля полного давления перед входом в двухвальный ГТД на его основные параметры // Труды ЦИАМ №747 «Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД». — М.: ЦИАМ, 1977. С. 256–274.
8. Боровик В.О., Ланда Б.Ш. Методы экспериментальной оценки запасов устойчивой работы компрессора // Труды ЦИАМ №839 «Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД». — М.: ЦИАМ, 1979. С. 78–87.
9. Азарков Б.П., Захаров Н.Н., Клинский Б.М. и др. Сравнение результатов моделирования входной неоднородности потока перед ГТД с помощью модельного и натурального интерцептора // Труды ЦИАМ №1361 «Совершенствование методов и средств испытаний авиационных ГТД и газогенераторов». — М.: Перо, 2019. С. 233–244.
10. Захаров Н.Н., Клинский Б.М., Семерняк Л.И. Совершенствование методов и средств имитации неоднородности потока на входе в экспериментальный газогенератор // Труды ЦИАМ №1343 «Авиационные двигатели и силовые установки». — М.: Торус-Пресс, 2010. С. 482–489.
11. Машиностроение. Энциклопедия / Под ред. В.А. Скибина. Т. 4–21. Авиационные двигатели. Кн. 3. — М.: Машиностроение, 2010. С. 280–285.
12. Воробьева Н.Г., Краснов С.Е. Влияние согласования каскадов компрессора авиационного ГТД на устойчивость его работы в неоднородном поле давления на входе // Техника воздушного флота. 2011. Т. LXXXV. № 4(705). С. 33–42.
13. Краснов С.Е. Математическое моделирование процессов нарушения устойчивости течения в ГТД // Авиационные двигатели. 2021. № 4(13). С. 85–101. DOI: 10.54349/26586061_2021_4_85
14. Арутюнов Г.С., Воробьева Н.Г., Клинский Б.М., Краснов С.Е. Методология расчетных исследований влияния внешних возмущений на эксплуатационные характеристики короткоресурсного ТРД на этапе НИР // Техника воздушного флота. 1993. №2–3. С. 36–42.
15. Эрохи Ю.А., Хорева Е.А. Оценка влияния неоднородности входного потока воздуха на тягу газотурбинного двухконтурного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 99–108.
16. Эрохи Ю.А., Хорева Е.А., Кизеев И.С. Определение тяги авиационного газотурбинного двигателя со смешением потоков в полете при условии неравномерности полного давления на входе в двигатель // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 46–51.
17. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила. Ч. 33. Нормы летной годности. п.33.65. Помпажные и срывные характеристики. — М.: Авиаздат, 2018. — 37 с.

18. Афанасьев В.А., Жигунов М.М., Ланшин А.И. и др. Экспериментальная отработка и сертификационные испытания авиационных двигателей. — М.: Изд-во МАИ, 2021. С. 184–189.
19. ОСТ 1 02555-85. Система измерения расхода воздуха с коллектором на входе авиационных ГТД при стендовых испытаниях. Общие требования. — М.: Отраслевой стандарт, 1985. — 14 с.
20. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1967. С. 217–242.
21. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. — М.: Изд-во стандартов, 2004. — 181 с.
9. Agarkov B.P., Zakharov N.N., Klinskii B.M. et al. *Trudy TsIAM No. 1361 "Sovershenstvovanie metodov i sredstv ispytaniy aviatsionnykh GTD i gazogeneratorov"*. *Sbornik statei*, Moscow, Pero, 2019, pp. 233–244.
10. Zakharov N.N., Klinskii B.M., Semernyak L.I. *Trudy TsIAM No. 1343 "Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki"*. *Sbornik statei*, Moscow, Torus-Press, 2010, pp. 482–489.
11. Skibin V.A. (ed.) *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. 4–21. Aviatsionnye dvigateli. Kn. 3* (Mechanical engineering. Encyclopedia. Vol. 4–21. Aircraft engines. Book 3), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 280–285.
12. Vorob'eva N.G., Krasnov S.E. *Tekhnika vozdušnogo flota*, 2011, vol. LXXXV, no. 4(705), pp. 33–42.
13. Krasnov S.E. *Aviatsionnye dvigateli*, 2021, no. 4(13), pp. 85–101. DOI: 10.54349/26586061_2021_4_85
14. Arutyunov G.S., Vorob'eva N.G., Klinskii B.M., Krasnov S.E. *Tekhnika vozdušnogo flota*, 1993, no. 2–3, pp. 36–42.
15. Ezrokhi Y.A., Khoreva E.A. Estimation of inlet airflow non-uniformity effect on turbofan thrust. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 99–108.
16. Ezrokhi Y.A., Khoreva E.A., Kizeev I. S. Determining the thrust of an aircraft gas turbine engine with flows mixing under condition of non-uniformity of total pressure at the engine inlet. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 46–51.
17. *Mezhgosudarstvennyi aviatsionnyi komitet. Aviatsionnye pravila. Chast' 33. Normy letnoi godnosti. p. 33.65. Pompažnyye i sryvnyye kharakteristiki* (Interstate Aviation Committee. Aviation regulations. Part 33. Standards of airworthiness, p. 33.65 Surge and stall characteristics), Moscow, Aviaizdat, 2018, 37 p.
18. Afanas'ev V.A., Zhigunov M.M., Lanshin A.I. et al. *Ekspierimental'naya otrabotka i sertifikatsionnye ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei* (Experimental testing and certification tests of aircraft engines), Moscow, MAI, 2021, pp. 184–189.
19. *Sistema izmereniya raskhoda vozdukhha s kollektorom na vkhode aviatsionnykh GTD pri stendovykh ispytaniyakh. Obshchie trebovaniya. OST 1 02555-85* (An airflow measurement system with a collector at the entrance of an aviation gas turbine engine during bench tests. General requirements. OST 1 02555-85), Moscow, Industry Standard, 1985, 14 p.
20. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* (Applied gas dynamics), Moscow, Nauka, 1967, pp. 217–242.
21. *Atmosfera standartnaya. Parametry. GOST 4401-81* (Standard atmosphere. Parameters, State Standard 4401-81), Moscow, Standarty, 2004, 181 p.

References

1. Skibin V.A. *Sovremennyye metody i oborudovanie dlya ispytaniy vozdušno-reaktivnykh dvigatelei* (State-of-the-Art Methods and Equipment for Air-Jet Engines Testing), Moscow, MATI, 2000, pp. 56–67.
2. Skibin V.A., Solonin V.I. (eds.) *Nauchnyi vklad v sozdanie aviatsionnykh dvigatelei: TsIAM, 1980–2000. V 2 kn.* (Scientific contribution to the aircraft engines creation: CIAM, 1980–2000. In two books), Moscow, Mashinostroenie, 2000. Book 2, pp. 404–411.
3. Kazandzhan P.K., Tikhonov N.D., Yanko A.K. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei. Teoriya lopatochnykh mashin* (Theory of aircraft engines: Theory of impeller machines), Moscow, Mashinostroenie, 1983, pp. 125–135.
4. Dolgolenko G.P., Dedesh V.T., Leut A.P. et al. *Letnyye ispytaniya spetsial'nykh ustroystv i sistem silovykh ustanovok samoletov i vertoletov* (Flight tests of special devices and systems of aircraft and helicopter power plants), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 125 p.
5. Litvinov Yu.A., Borovik V.O. *Kharakteristiki i ekspluatatsionnyye svoystva aviatsionnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (Characteristics and operational properties of aviation turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, pp. 136–140.
6. Arandt Yu.M., Gel'medov F.Sh. *Trudy TsIAM No. 839 "Nekotorye voprosy rascheta i eksperimental'nogo issledovaniya vysotno-skorostnykh kharakteristik GTD"*. *Sbornik statei*, Moscow, TsIAM, 1979, pp. 88–111.
7. Loburev A.V., Chugunov V.K. *Trudy TsIAM No. 747 "Nekotorye voprosy rascheta i eksperimental'nogo issledovaniya vysotno-skorostnykh kharakteristik GTD"*. *Sbornik statei*, Moscow, TsIAM, 1977, pp. 256–274.
8. Borovik V.O., Landa B.Sh. *Trudy TsIAM No. 839 "Nekotorye voprosy rascheta i eksperimental'nogo issledovaniya vysotno-skorostnykh kharakteristik GTD"*. *Sbornik statei*, Moscow, TsIAM, 1979, pp. 78–87.

Статья поступила в редакцию 24.11.2022; одобрена после рецензирования 01.12.2022; принята к публикации 15.12.2022.

The article was submitted on 24.11.2022; approved after reviewing on 01.12.2022; accepted for publication on 15.12.2022.