



Метод определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров неоднородного потока на входе в компрессор авиационного ГТД

В. Н. Матвеев	доктор технических наук, профессор, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачева; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара; email: matveev.vn@ssau.ru
Д. В. Пестов	ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачева; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара; email: pestov.dv@ssau.ru
Е. Д. Гатаулина	ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачева; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара; email: gataullina.ed@ssau.ru
С. А. Мельников	ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачева; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара; email: melnikov.sa@ssau.ru

Для проведения анализа результатов замера параметров неоднородного потока на входе в компрессор разработан метод определения доверительных границ погрешностей этих параметров. Предложенный метод позволяет определять предельные погрешности полного абсолютного давления в различных точках замера, а также параметров, характеризующих пульсации и неравномерность потока на входе в компрессор. Отличительной особенностью разработанного метода является возможность учёта как неисключённых систематических, так и случайных погрешностей. Апробирование метода позволило рекомендовать количество замеров атмосферного давления в процессе испытания двигателя на одном режиме. Также удалось установить возможности уменьшения погрешности определения комплексного критерия, оценивающего неоднородность потока, при повышении класса точности средства измерения полного давления в различных точках сечения на входе в компрессор.

Ключевые слова: авиационный компрессор; неоднородный поток; погрешность измерения параметров; анализ эксперимента; входная неравномерность

Цитирование: Матвеев, В. Н. Метод определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров неоднородного потока на входе в компрессор авиационного ГТД / В. Н. Матвеев, Д. В. Пестов, Е. Д. Гатаулина, С. А. Мельников // Динамика и виброакустика. – 2025. – Т. 11, №2. – С. 97-110. DOI: 10.18287/2409-4579-2025-11-2-97-110

Введение

При производстве серийных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и двигателей после ремонта в рамках программы приёмосдаточных испытаний проводятся специальные испытания на подтверждение газодинамической устойчивости. Начиная с конца 70-х годов по рекомендации ЦИАМ такие испытания выполняются с имитацией неоднородного потока на входе в ГТД [1, 2].

Обычно создание неоднородного потока осуществляется с помощью специального входного коллектора с выдвижным щитком – интерцептором [1, 2, 3] (рисунок 1). Степень же неоднородности потока на входе в компрессор характеризуется комплексным критерием W (см. раздел 2 статьи), учитывающим структуру потока и величину возникающих в нём возмущений.

Двигатель считается прошедшим испытание на газодинамическую устойчивость, если на установленных в техническом задании (ТЗ) значениях режимных параметров и в условиях проведения испытаний компрессор ГТД не переходит на неустойчивые режимы работы. При этом под режимными параметрами понимаются приведённые частота вращения ротора $n_{пр}$ и расход воздуха $G_{впр}$. Под условиями проведения испытаний – высота выдвижения интерцептора $H_{инт}$ в проточную часть (ПЧ) входного коллектора, величины отборов воздуха от компрессора и мощности от вала двигателя на привод агрегатов [1, 2, 3].

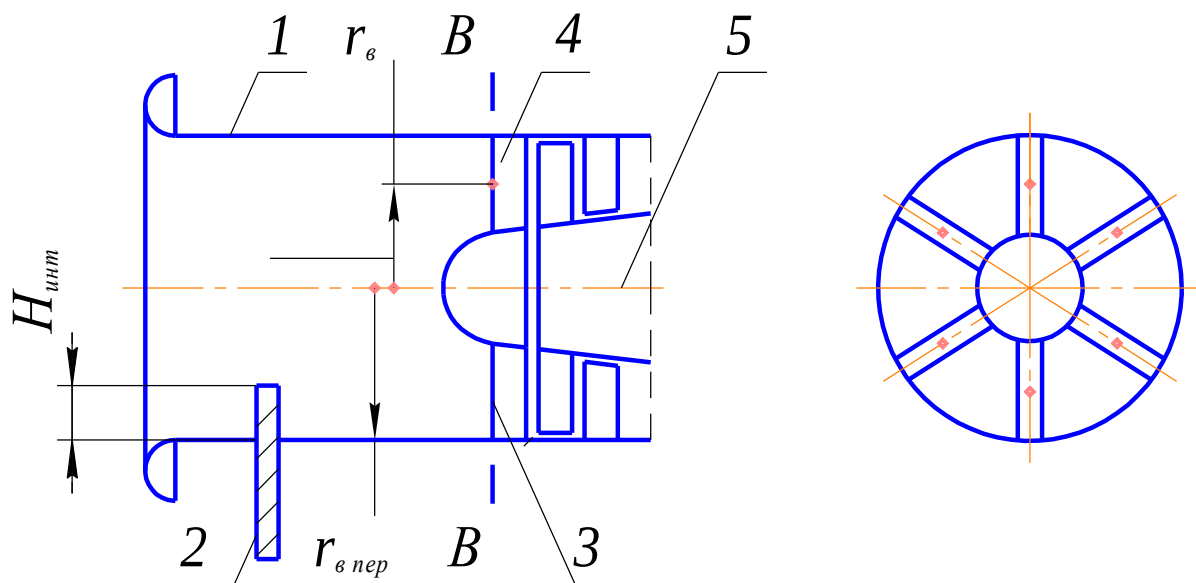


Рисунок 1 – Схема входного коллектора с интерцептором и заборами полного давления разреза:

1 – воздухозаборник; 2 – интерцептор; 3 – точки измерения полного давления;

4 – входной направляющий аппарат; 5 – компрессор

Если двигатель не выдерживает испытания на газодинамическую устойчивость [4, 5, 6, 7, 8], то разрабатываются мероприятия по выявлению и устранению причин этого явления. Традиционным способом борьбы с проблемой является замена части компрессорных лопаток. Для этого осуществляется несколько (4...6) переборок двигателя, на что уходит довольно много времени и средств. Поэтому в настоящее время имеется необходимость создания различных математических моделей (численных и статистических) компрессора, с помощью которых возможно было бы находить варианты модификации, которые позволяли бы обходиться одной - двумя переборками [9, 16].

При формировании таких математических моделей на этапе их валидации необходимо иметь достоверные экспериментальные данные по параметрам неоднородного потока на входе в компрессор с известными доверительными границами их погрешностей. А это представляет собой самостоятельную задачу, для решения которой необходим инструмент анализа результатов экспериментального определения параметров неоднородного потока, базирующийся на методе определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров. Разработка такого инструмента представляется актуальной и соответствует современным тенденциям повышения экономических показателей двигателей, находящихся в серийном производстве и эксплуатации.

Целью инструмента анализа результатов экспериментального определения параметров неоднородного потока является повышение эффективности доводки авиационных ГТД на газодинамическую устойчивость.

1 Схема входного коллектора с замером поля полного давления на входе в компрессор

Схема входного коллектора с выдвижным интерцептором, используемого при испытании серийных ГТД, представлена на рисунке 1. Входной коллектор устанавливается перед двигателем и в его состав входит воздухозаборник 1 с лемнискатным насадком и интерцептор 2 [1, 2].

В позициях 3 установлено во входных кромках входного направляющего аппарата (ВНА) 4 компрессора 5 шесть ($n = 6$) заборов воздуха для определения разницы между атмосферным давлением и полным давлением с помощью мановакуумметров. Заборы воздуха 3 расположены равномерно в окружном направлении в соответствии с рекомендациями ЦИАМ [1] в случае турбореактивного двигателя (ТРД) на относительном радиусе $\bar{r}_в = r_в / r_{в\text{пер}} = 0,9$ ($r_{в\text{пер}}$ – периферийный радиус на входе в ВНА), а в случае турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) – на относительном радиусе $\bar{r}_в = 0,6$.

На установившемся режиме работы двигателя в условиях проведения испытаний, установленных ТЗ, в каждой i -ой из n точек измерения полного давления 3 в течение периода времени испытания на одном режиме $\tau_{\text{реж}}$ снимается осциллограмма разности атмосферного и полного давлений (измеренное полное давление $p_{\text{изм}i}^* = f(\tau)$). Современные мановакуумметры позволяют производить измерения с предельной абсолютной (предельной неисключённой систематической) погрешностью $\theta(p_{\text{изм}}^*) = 50 \dots 150$ Па. В частности, использованный датчик давления - разрежения Метран-100-ДИВ-1341 имеет предел допускаемой основной погрешности 0,15% [10]. Одновременно в течение периода времени $\tau_{\text{реж}}$ измеряется l значений атмосферного давления p_H с предельной абсолютной погрешностью, обычно не превышающей $\theta(p_H) = 140$ Па [10].

2 Определение параметров неоднородного потока на основании первичных измерений

Обработка результатов измерений осуществляется в следующей последовательности (составлено в соответствии с рекомендациями [12]).

1. Осреднённое за период времени $\tau_{\text{реж}}$ атмосферное давление:

$$p_{H\text{ср}} = \sum_{j=1}^l p_{Hj} / l.$$

2. Осреднённое за период времени $\tau_{\text{реж}}$ максимальное измеренное полное давление в i -ой точке:

$$p_{\text{max изм ср } i}^* = \sum_{j=1}^{p_i} p_{\text{max изм } i j}^* / p_i ,$$

где $p_i = 900$ – количество замеренных максимумов давления в i -ой точке за период времени $\tau_{\text{реж}}$.

3. Осреднённое за период времени $\tau_{\text{реж}}$ минимальное измеренное полное давление в i -ой точке:

$$p_{\text{min изм ср } i}^* = \sum_{j=1}^{p_i} p_{\text{min изм } i j}^* / p_i ,$$

где p_i – количество замеренных минимумов давления в i -ой точке за период времени $\tau_{\text{реж}}$. Количество минимумов давления $p_{\text{изм } i}^*$ равно количеству максимумов этого давления.

4. Осреднённое за период времени $\tau_{\text{реж}}$ измеренное полное давление в i -ой точке измерения:

$$p_{\text{изм ср } i}^* = 0,5(p_{\text{max изм ср } i}^* + p_{\text{min изм ср } i}^*) .$$

5. Турбулентная пульсация потока максимальной интенсивности Δp_{max}^* является максимальной величиной в некоторой k -ой точке замера из всех значений $\Delta p_{\text{max } i}^* = p_{\text{max изм ср } i}^* - p_{\text{min изм ср } i}^*$:

$$\Delta p_{\text{max}}^* = \text{MAX}[\Delta p_{\text{max } i}^*] = \text{MAX}[p_{\text{max изм ср } i}^* - p_{\text{min изм ср } i}^*] = p_{\text{max изм ср } k}^* - p_{\text{min изм ср } k}^* .$$

6. Осреднённое за период времени $\tau_{\text{реж}}$ полное абсолютное давление в i -ой точке измерения:

$$p_{\text{абс ср } i}^* = p_{H \text{ ср}} - p_{\text{изм ср } i}^* = p_{H \text{ ср}} - 0,5(p_{\text{max изм ср } i}^* + p_{\text{min изм ср } i}^*) .$$

7. Параметр, оценивающий турбулентные пульсации потока максимальной интенсивности [1, 11]:

$$\varepsilon = \Delta p_{\text{max}}^* / p_{\text{абс ср } k}^* = (p_{\text{max разр ср } k}^* - p_{\text{min разр ср } k}^*) / p_{\text{абс ср } k}^* .$$

8. Максимальное давление на входе в компрессор на окружности радиуса r_b в некоторой точке m . $p_{\text{абс max}}^* = \text{MAX}[p_{\text{абс ср } i}^*] = p_{\text{абс ср } m}^*$ и минимальное давление на входе в компрессор на окружности радиуса r_b в некоторой точке r $p_{\text{абс min}}^* = \text{MIN}[p_{\text{абс ср } i}^*] = p_{\text{абс ср } r}^*$.

9. Среднемассовое абсолютное давление на входе в компрессор:

$$p_{\text{м абс ср}}^* = \sum_{i=1}^n p_{\text{абс ср } i}^* / n .$$

10. Параметр, оценивающий неравномерность потока на входе в компрессор [1, 11]:

$$\Delta \sigma = (p_{\text{абс max}}^* - p_{\text{абс min}}^*) / p_{\text{м абс ср}}^* .$$

11. Комплексный критерий W , учитывающий на входе в компрессор структуру потока и величину возникающих в нём возмущений [1, 11]: $W = \Delta \sigma + \rho \varepsilon$, где весовой коэффициент ρ для ТРД равен 1, а для ТРДД $\rho = 2$ [1].

3 Метод определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров

На основании приведённых выше формул в соответствии с ГОСТ Р 8.736-2011 [12] и Методическими рекомендациями МИ 2083-90 [13] находятся границы погрешностей измерений с учётом как систематических, так и случайных составляющих [14, 15, 17, 18].

1. Погрешности определения осреднённого по периоду времени $\tau_{\text{реж}}$ атмосферного давления

1.1. Среднеквадратическая погрешность определения атмосферного давления p_{Hcp} :

$$S(p_{\text{Hcp}}) = \sqrt{\left[\sum_{j=1}^l (p_{\text{H}j} - p_{\text{Hcp}})^2 \right] / [l(l-1)]}.$$

1.2. Доверительные границы случайной абсолютной погрешности атмосферного давления p_{Hcp} :

$$\varepsilon(p_{\text{Hcp}}) = t_q(p_{\text{H}}) S(p_{\text{Hcp}}),$$

где $t_q(p_{\text{H}})$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа l результатов измерения атмосферного давления.

1.3. Доверительные границы абсолютной и относительной погрешности определения осреднённого по времени $\tau_{\text{реж}}$ атмосферного давления p_{Hcp} :

$$\Delta(p_{\text{Hcp}}) = K_{\Sigma}(p_{\text{Hcp}}) \sqrt{S^2(p_{\text{Hcp}}) + \theta^2(p_{\text{H}})} / 3, \text{ Па и } \bar{\Delta}(p_{\text{Hcp}}) = [\Delta(p_{\text{Hcp}}) / p_{\text{Hcp}}] \cdot 100\%,$$

где $K_{\Sigma}(p_{\text{Hcp}}) = \frac{\varepsilon(p_{\text{Hcp}}) + \theta(p_{\text{H}})}{S(p_{\text{Hcp}}) + \theta(p_{\text{H}}) / \sqrt{3}}.$

2. Погрешности определения осреднённого по периоду времени $\tau_{\text{реж}}$ давления $p_{\text{max изм ср } i}^*$:

2.1. Среднеквадратическая погрешность определения давления $p_{\text{max изм ср } i}^*$:

$$S(p_{\text{max изм ср } i}^*) = \sqrt{\left[\sum_{j=1}^{p_i} (p_{\text{max изм } i j}^* - p_{\text{max изм ср } i}^*)^2 \right] / [p_i(p_i - 1)]}.$$

2.2. Доверительные границы случайной абсолютной погрешности давления $p_{\text{max изм ср } i}^*$:

$$\varepsilon(p_{\text{max изм ср } i}^*) = t_q(p_{\text{max изм ср } i}^*) S(p_{\text{max изм ср } i}^*),$$

где $t_q(p_{\text{max изм ср } i}^*)$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа p_i результатов замеров давления $p_{\text{max изм } i}^*$.

2.3. Доверительные границы абсолютной и относительной погрешности определения давления $p_{\text{max изм ср } i}^*$:

$$\Delta(p_{\text{max изм ср } i}^*) = K_{\Sigma}(p_{\text{max изм ср } i}^*) \sqrt{S^2(p_{\text{max изм ср } i}^*) + \theta^2(p_{\text{изм}}^*)} / 3, \text{ Па}$$

$$\text{и } \bar{\Delta}(p_{\text{max изм ср } i}^*) = [\Delta(p_{\text{max изм ср } i}^*) / p_{\text{max изм ср } i}^*] \cdot 100\%,$$

где $K_{\Sigma}(p_{\text{max изм ср } i}^*) = \frac{\varepsilon(p_{\text{max изм ср } i}^*) + \theta(p_{\text{изм}}^*)}{S(p_{\text{max изм ср } i}^*) + \theta(p_{\text{изм}}^*) / \sqrt{3}}.$

3. Погрешности определения осреднённого по периоду времени $\tau_{\text{реж}}$ давления $p_{\text{мин изм ср } i}^*$ находятся аналогично погрешностям давления $p_{\text{мах изм ср } i}^*$ с учётом одинакового количества замеренных максимумов и минимумов давления в i -ой точке.

4. Погрешности определения осреднённого по периоду времени $\tau_{\text{реж}}$ давления $p_{\text{изм ср } i}^*$.

4.1. Среднеквадратическая погрешность определения давления $p_{\text{изм ср } i}^*$:

$$S(p_{\text{изм ср } i}^*) = 0,5 \sqrt{S^2(p_{\text{мах изм ср } i}^*) + S^2(p_{\text{мин изм ср } i}^*)}.$$

4.2. Доверительные границы случайной абсолютной погрешности давления $p_{\text{изм ср } i}^*$:

$$\varepsilon(p_{\text{изм ср } i}^*) = t_q(p_{\text{изм ср } i}^*) S(p_{\text{изм ср } i}^*),$$

где $t_q(p_{\text{изм ср } i}^*)$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа степени свободы, которое определяется как [12]:

$$f_{\text{эф}}(p_{\text{изм ср } i}^*) = \frac{[S^2(p_{\text{мах изм ср } i}^*) + S^2(p_{\text{мин изм ср } i}^*)]^2 (p_i + 1)}{S^4(p_{\text{мах изм ср } i}^*) + S^4(p_{\text{мин изм ср } i}^*)} - 2$$

или, если считать, что $S(p_{\text{мах изм ср } i}^*) \approx S(p_{\text{мин изм ср } i}^*)$, то $f_{\text{эф}}(p_{\text{изм ср } i}^*) = 2p_i$.

4.3. Предельная неисключённая систематическая абсолютная погрешность определения давления $p_{\text{изм ср } i}^*$ [13]: $\theta(p_{\text{изм ср } i}^*) = 2\theta(p_{\text{изм}}^*)$.

4.4. Доверительные границы абсолютной и относительной погрешности определения давлений $p_{\text{изм ср } i}^*$:

$$\Delta(p_{\text{изм ср } i}^*) = K_{\Sigma}(p_{\text{изм ср } i}^*) \sqrt{S^2(p_{\text{изм ср } i}^*) + \theta^2(p_{\text{изм ср } i}^*)} / 3, \text{ Па}$$

$$\text{и } \bar{\Delta}(p_{\text{изм ср } i}^*) = [\Delta(p_{\text{изм ср } i}^*) / p_{\text{изм ср } i}^*] \cdot 100\%,$$

где $K_{\Sigma}(p_{\text{изм ср } i}^*) = \frac{\varepsilon(p_{\text{изм ср } i}^*) + \theta(p_{\text{изм ср } i}^*)}{S(p_{\text{изм ср } i}^*) + \theta(p_{\text{изм ср } i}^*) / \sqrt{3}}.$

5. Погрешности определения осреднённого по периоду времени $\tau_{\text{реж}}$ полного абсолютного давления воздуха в i -ой точке замера $p_{\text{абс ср } i}^*$.

5.1. Среднеквадратическая погрешность определения давления $p_{\text{абс ср } i}^*$:

$$S(p_{\text{абс ср } i}^*) = \sqrt{S^2(p_{\text{H ср}}^*) + S^2(p_{\text{изм ср } i}^*)}.$$

5.2. Доверительные границы случайной абсолютной погрешности давления $p_{\text{абс ср } i}^*$:

$$\varepsilon(p_{\text{абс ср } i}^*) = t_q(p_{\text{абс ср } i}^*) S(p_{\text{абс ср } i}^*),$$

где $t_q(p_{\text{абс ср } i}^*)$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа степени свободы $f_{\text{эф}}(p_{\text{абс ср } i}^*)$, которое находится как [6]:

$$f_{\text{эф}}(p_{\text{абс ср } i}^*) = \frac{[S^2(p_{\text{H ср}}^*) + S^2(p_{\text{изм ср } i}^*)]^2}{\frac{S^4(p_{\text{H ср}}^*)}{l+1} + \frac{S^4(p_{\text{изм ср } i}^*)}{f_{\text{эф}}(p_{\text{изм ср } i}^*) + 1}} - 2.$$

5.3. Предельная неисключённая систематическая абсолютная погрешность определения давления $p_{\text{абс ср } i}^*$:

$$\theta(p_{\text{абс ср } i}^*) = K \sqrt{\theta^2(p_H^*) + \theta^2(p_{\text{изм ср } i}^*)},$$

где коэффициент $K = 1,1$ [12] при доверительной вероятности 0,95.

5.4. Доверительные границы абсолютной и относительной погрешности определения давления $p_{\text{абс ср } i}^*$:

$$\Delta(p_{\text{абс ср } i}^*) = K_{\Sigma}(p_{\text{абс ср } i}^*) [\varepsilon(p_{\text{абс ср } i}^*) + \theta(p_{\text{абс ср } i}^*)], \text{ Па и } \bar{\Delta}(p_{\text{абс ср } i}^*) = [\Delta(p_{\text{абс ср } i}^*) / p_{\text{абс ср } i}^*] \cdot 100\%,$$

где коэффициент $K_{\Sigma}(p_{\text{абс ср } i}^*)$ зависит от значения доверительной вероятности и отношения $\theta(p_{\text{абс ср } i}^*) / S(p_{\text{абс ср } i}^*)$ и определяется в соответствии с таблицей на странице 4 Рекомендаций МИ 2083-90 [12].

6. Погрешности определения параметра ε , оценивающего турбулентные пульсации потока максимальной интенсивности в k -ой точке измерения.

6.1. Среднеквадратическая погрешность определения параметра ε :

$$S(\varepsilon) = \sqrt{\frac{S^2(p_{\text{мах изм ср } k}^*) + S^2(p_{\text{мин изм ср } k}^*)}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^2} + \frac{(p_{\text{мах изм ср } k}^* - p_{\text{мин изм ср } k}^*)^2 S^2(p_{\text{абс ср } k}^*)}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^4}}.$$

6.2. Доверительная граница случайной абсолютной погрешности параметра ε :

$$\varepsilon(\varepsilon) = t_q(\varepsilon) S(\varepsilon),$$

где $t_q(\varepsilon)$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа степени свободы $f_{\text{эф}}(\varepsilon)$, которое находится как [12]:

$$f_{\text{эф}}(\varepsilon) = \left[\frac{S^2(p_{\text{мах изм ср } k}^*) + S^2(p_{\text{мин изм ср } k}^*)}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^2} + \frac{(p_{\text{мах изм ср } k}^* - p_{\text{мин изм ср } k}^*)^2 S^2(p_{\text{абс ср } k}^*)}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^4} \right]^2 - 2.$$

$$\frac{S^4(p_{\text{мах изм ср } k}^*) + S^4(p_{\text{мин изм ср } k}^*)}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^4 (p_k + 1)} + \frac{(p_{\text{мах изм ср } k}^* - p_{\text{мин изм ср } k}^*)^4 S^4(p_{\text{абс ср } k}^*)}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^8 [f_{\text{эф}}(p_{\text{абс ср } k}^*) + 1]}$$

6.3. Предельная неисключённая систематическая абсолютная погрешность определения параметра ε :

$$\theta(\varepsilon) = K \sqrt{\frac{\theta^2(p_{\text{мах изм ср } k}^*) + \theta^2(p_{\text{мин изм ср } k}^*)}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^2} + \frac{(p_{\text{мах изм ср } k}^* - p_{\text{мин изм ср } k}^*)^2 \theta^2(p_{\text{абс ср } k}^*) / K^2}{(p_{\text{абс ср } k}^*)^4}},$$

где коэффициент $K = 1,1$ [12] при доверительной вероятности 0,95.

6.4. Доверительная граница абсолютной и относительной погрешности определения параметра ε :

$$\Delta(\varepsilon) = K_{\Sigma}(\varepsilon) [\varepsilon(\varepsilon) + \theta(\varepsilon)] \text{ и } \bar{\Delta}(\varepsilon) = [\Delta(\varepsilon) / \varepsilon] \cdot 100\%,$$

где коэффициент $K_{\Sigma}(\varepsilon)$ зависит от значения доверительной вероятности и отношения $\theta(\varepsilon) / S(\varepsilon)$ и определяется в соответствии с таблицей на странице 4 Рекомендаций МИ 2083-90 [12].

7. Абсолютные погрешности определения максимального полного давления на входе в компрессор на окружности радиуса r равны соответствующим погрешностям в m -ой точке замера:

$$S(p_{\text{абс max}}^*) = S(p_{\text{абс ср } m}^*); \quad \varepsilon(p_{\text{абс max}}^*) = \varepsilon(p_{\text{абс ср } m}^*); \quad \theta(p_{\text{абс max}}^*) = \theta(p_{\text{абс ср } m}^*)$$

$$\text{и } \Delta(p_{\text{абс max}}^*) = \Delta(p_{\text{абс ср } m}^*).$$

8. Абсолютные погрешности определения минимального полного давления на входе в компрессор на окружности радиуса r равны соответствующим погрешностям в r -ой точке замера:

$$S(p_{\text{абс min}}^*) = S(p_{\text{абс ср } r}^*); \quad \varepsilon(p_{\text{абс min}}^*) = \varepsilon(p_{\text{абс ср } r}^*); \quad \theta(p_{\text{абс min}}^*) = \theta(p_{\text{абс ср } r}^*)$$

$$\text{и } \Delta(p_{\text{абс min}}^*) = \Delta(p_{\text{абс ср } r}^*).$$

9. Погрешности определения среднемассового абсолютного полного давления на входе в компрессор $p_{\text{м абс ср}}^*$.

9.1. Среднеквадратическая погрешность определения давления $p_{\text{м абс ср}}^*$:

$$S(p_{\text{м абс ср}}^*) = \sqrt{\sum_{i=1}^n S^2(p_{\text{абс ср } i}^*)} / n.$$

9.2. Доверительные границы случайной абсолютной погрешности давления $p_{\text{м абс ср}}^*$:

$$\varepsilon(p_{\text{м абс ср}}^*) = t_q(p_{\text{м абс ср}}^*) S(p_{\text{м абс ср}}^*),$$

где $t_q(p_{\text{м абс ср}}^*)$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа степени свободы $f_{\text{эф}}(p_{\text{м абс ср}}^*)$, которое находится как [12]:

$$f_{\text{эф}}(p_{\text{м абс ср}}^*) = \frac{\left[\sum_{i=1}^n S^2(p_{\text{абс ср } i}^*) \right]^2}{\sum_{i=1}^n \frac{S^4(p_{\text{абс ср } i}^*)}{f_{\text{эф}}(p_{\text{абс ср } i}^*) + 1}} - 2.$$

9.3. Предельная неисключённая систематическая абсолютная погрешность определения давления $p_{\text{м абс ср}}^*$:

$$\theta(p_{\text{м абс ср}}^*) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \theta^2(p_{\text{абс ср } i}^*)} / n.$$

9.4. Доверительные границы абсолютной и относительной погрешности определения давления $p_{\text{м абс ср}}^*$:

$$\Delta(p_{\text{м абс ср}}^*) = K_{\Sigma}(p_{\text{м абс ср}}^*) \left[\varepsilon(p_{\text{м абс ср}}^*) + \theta(p_{\text{м абс ср}}^*) \right], \text{ Па}$$

$$\text{и } \bar{\Delta}(p_{\text{м абс ср}}^*) = \left[\Delta(p_{\text{м абс ср}}^*) / p_{\text{м абс ср}}^* \right] \cdot 100\%,$$

где коэффициент $K_{\Sigma}(p_{\text{м абс ср}}^*)$ зависит от значения доверительной вероятности и отношения $\theta(p_{\text{м абс ср}}^*) / S(p_{\text{м абс ср}}^*)$ и определяется в соответствии с таблицей на странице 4 Рекомендаций МИ 2083-90 [12].

10. Погрешности определения параметра $\Delta\sigma$, оценивающего неравномерность потока на входе в компрессор.

10.1. Среднеквадратическая погрешность определения параметра $\Delta\sigma$:

$$S(\Delta\sigma) = \sqrt{\frac{S^2(p_{\text{абс max}}^*) + S^2(p_{\text{абс min}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^2} + \frac{(p_{\text{абс max}}^* - p_{\text{абс min}}^*)^2 S^2(p_{\text{м абс ср}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^4}}.$$

10.2. Доверительные границы случайной абсолютной погрешности параметра $\Delta\sigma$:

$$\varepsilon(\Delta\sigma) = t_q(\Delta\sigma) S(\Delta\sigma),$$

где $t_q(\Delta\sigma)$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа степени свободы $f_{\text{эф}}(\Delta\sigma)$, которое находится как [12]:

$$f_{\text{эф}}(\Delta\sigma) = \frac{\left[\frac{S^2(p_{\text{абс max}}^*) + S^2(p_{\text{абс min}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^2} + \frac{(p_{\text{абс max}}^* - p_{\text{абс min}}^*)^2 S^2(p_{\text{м абс ср}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^4} \right]^2}{\frac{S^4(p_{\text{абс max}}^*) + S^4(p_{\text{абс min}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^4} + \frac{(p_{\text{абс max}}^* - p_{\text{абс min}}^*)^4 S^4(p_{\text{м абс ср}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^8} \left[f_{\text{эф}}(p_{\text{абс ср}}^*) + 1 \right] + \frac{(p_{\text{абс max}}^* - p_{\text{абс min}}^*)^4 S^4(p_{\text{м абс ср}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^8} \left[f_{\text{эф}}(p_{\text{м абс ср}}^*) + 1 \right]} - 2.$$

10.3. Предельная неисключённая систематическая абсолютная погрешность определения параметра $\Delta\sigma$:

$$\theta(\Delta\sigma) = \sqrt{\frac{\theta^2(p_{\text{абс max}}^*) + \theta^2(p_{\text{абс min}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^2} + \frac{(p_{\text{абс max}}^* - p_{\text{абс min}}^*)^2 \theta^2(p_{\text{м абс ср}}^*)}{(p_{\text{м абс ср}}^*)^4}}.$$

10.4. Доверительные границы абсолютной и относительной погрешности определения параметра $\Delta\sigma$:

$$\Delta(\Delta\sigma) = K_{\Sigma}(\Delta\sigma) [\varepsilon(\Delta\sigma) + \theta(\Delta\sigma)] \text{ и } \bar{\Delta}(\Delta\sigma) = [\Delta(\Delta\sigma)/\Delta\sigma] \cdot 100\%,$$

где коэффициент $K_{\Sigma}(\Delta\sigma)$ зависит от значения доверительной вероятности и отношения $\theta(\Delta\sigma)/S(\Delta\sigma)$ и определяется в соответствии с таблицей на странице 4 Рекомендаций МИ 2083-90 [12].

11. Погрешности определения комплексного критерия W , оценивающего неоднородность потока на входе в компрессор ТРДД.

11.1. Среднеквадратическая погрешность определения критерия W :

$$S(W) = \sqrt{S^2(\Delta\sigma) + 4S^2(\varepsilon)}.$$

11.2. Доверительные границы случайной абсолютной погрешности критерия W :

$$\varepsilon(W) = t_q(W) S(W),$$

где $t_q(W)$ – коэффициент Стьюдента, зависящий от значения доверительной вероятности и числа степени свободы $f_{\text{эф}}(W)$, которое находится как [6]:

$$f_{\text{эф}}(W) = \frac{\left[S^2(\Delta\sigma) + 4S^2(\varepsilon) \right]^2}{\frac{S^4(\Delta\sigma)}{f_{\text{эф}}(\Delta\sigma) + 1} + \frac{16S^4(\varepsilon)}{f_{\text{эф}}(\varepsilon) + 1}} - 2.$$

11.3. Предельная неисключённая систематическая абсолютная погрешность определения критерия W :

$$\theta(W) = \sqrt{\theta^2(\Delta\sigma) + 4\theta^2(\varepsilon)}.$$

11.4. Доверительные границы абсолютной и относительной погрешности определения критерия W :

$$\Delta(W) = K_{\Sigma}(W) [\varepsilon(W) + \theta(W)] \text{ и } \bar{\Delta}(W) = [\Delta(W)/W] \cdot 100\%,$$

где коэффициент $K_{\Sigma}(W)$ зависит от значения доверительной вероятности и отношения $\theta(W)/S(W)$ и определяется в соответствии с таблицей на странице 4 Рекомендаций МИ 2083-90 [12].

4 Апробирование разработанного метода

Целью апробирования разработанного метода, кроме определения погрешностей параметров неоднородного потока на входе в компрессор, являлось выяснение возможности и целесообразности их уменьшения за счёт:

- увеличения числа измерений атмосферного давления l и экстремальных значений полного давления разрежения p_i за период времени $\tau_{\text{реж}}$;

- уменьшения неисключённой систематической погрешности $\theta(p_{\text{разр}}^*)$ замера полного давления разрежения со 150 до 50 Па.

Расчётные исследования проводились при приведённых частоте вращения каскада низкого давления $n_{\text{пр.нд}} = 4800 \text{ мин}^{-1}$ и расходе воздуха на входе $G_{\text{в.пр}} = 240 \text{ кг/с}$, а также при $H_{\text{инт}} = 395 \text{ мм}$ без отборов воздуха от компрессора и дополнительной мощности от вала двигателя.

Расчёт доверительных границ относительной погрешности абсолютного полного давления $p_{\text{абс.ср.}i}^*$ и комплексного параметра W осуществлялся с помощью метода, представленного в разделе 3.

В случае $\theta(p_{\text{разр}}^*) = 150 \text{ Па}$ было установлено, что величина $\bar{\Delta}(p_{\text{абс.ср.}i}^*)$ уменьшалась с 1,3 до 0,5% при увеличении числа измерений атмосферного давления l от 2 до 4, после чего с увеличением числа измерений до 180 значение $\bar{\Delta}(p_{\text{абс.ср.}i}^*)$ практически оставалось постоянным. При этом доверительная граница относительной погрешности критерия $W - \bar{\Delta}(W)$ снижалась с 2,7 до 2,3% при увеличении l от 2 до 4, а после этого с ростом l до 180 тоже практически не изменялась.

Постоянство значений доверительных границ погрешностей $\bar{\Delta}(p_{\text{абс.ср.}i}^*)$ и $\bar{\Delta}(W)$ при $l > 4$ объясняется тем, что их величины в этом случае определяются практически только систематическими погрешностями $\theta(p_H) = 140 \text{ Па}$ и $\theta(p_{\text{изм}}^*) = 150 \text{ Па}$.

Таким образом, при проведении испытаний целесообразно на установившемся режиме в течение периода времени $\tau_{\text{реж}}$ замер атмосферного давления производить не менее четырёх раз. Это позволит снизить относительные погрешности определения давления $p_{\text{абс.ср.}i}^*$ на 0,8%, а критерия W – на 0,4%.

На установившемся режиме работы двигателя при определении давления $p_{\min \text{ изм } i}^*$ или давления $p_{\max \text{ изм } i}^*$ осуществляется порядка 900 замеров. В этих условиях для всех параметров неравномерного потока отношение систематических неисключённых погрешностей к соответствующим среднеквадратическим погрешностям θ/S оказывается больше 8 и поэтому, в соответствии с Методическими рекомендациями [12], предельные относительные погрешности равны неисключённым систематическим погрешностям. Поэтому число замеров давлений $p_{\text{изм } i}^*$, определяющее величины случайных погрешностей, не оказывает влияния на доверительные границы погрешностей интересующих параметров.

Уменьшение неисключённой систематической погрешности $\theta(p_{\text{изм}}^*)$ со 150 до 50 Па при $l=4$ приводит к незначительному уменьшению погрешности $\bar{\Delta}(p_{\text{абс ср } i}^*)$ с 0,5 до 0,3%, а погрешность $\bar{\Delta}(W)$ уменьшается с 2,3 до 1,3%.

Последнее представляет интерес в случаях исследования влияния отборов воздуха на самолётные нужды и мощности от ротора двигателя на положение границы устойчивой работы компрессора, которые при этом изменяются на небольшие величины порядка 2...3%.

Заключение

В настоящей статье предложен метод определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров неоднородного потока на входе в компрессор авиационного газотурбинного двигателя.

Этот метод позволяет определять предельные погрешности полного абсолютного давления в различных точках замера, а также погрешности параметров, характеризующих пульсации и неравномерность потока на входе в компрессор. Отличительной особенностью разработанного метода является возможность учёта как неисключённых систематических, так и случайных погрешностей.

Апробирование предложенного метода позволило установить целесообразное количество замеров атмосферного давления равное четырём в процессе испытания двигателя на одном режиме.

Кроме этого оказалось, что уменьшение неисключённой систематической погрешности замера давления разрежения на входе в компрессор со 150 до 50 Па позволяет снизить погрешность комплексного критерия W с 2,3 до 1,3%. Это целесообразно при исследовании влияния отборов воздуха и мощности от ротора двигателя на положение границы устойчивой работы компрессора.

Разработанный метод определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров позволит осуществлять валидацию математических моделей неоднородного потока на входе в компрессор.

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).

Список использованных источников

1. Григорьев, В. А. Испытания авиационных двигателей / В. А. Григорьев, С. П. Кузнецов, А. С. Гишваров, А. Н. Белоусов, С. К. Бочкарев, С. А. Ильинский, В. Т. Шепель. – Москва : Машиностроение, 2009. – 504 с.
2. ОСТ 1 01021-93. Стенды испытательные авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования. 18 с. Дата введения 01.07.1994.
3. Ланшин, А. И. Влияние неравномерности полного давления на входе в двигатель на его основные параметры при различных законах регулирования / А. И. Ланшин, Е. А. Хорева, Ю. А. Эрохи. // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30. – №3. – С. 85-91
4. Шульгин, А. Ф. Оценка влияния входной радиальной неравномерности потока на параметры двухконтурных двигателей / А. Ф. Шульгин, Ю. И. Павлов, Е. М. Таран // Авиационная промышленность. – 2012. – №2. – С. 24–28.
5. Gill, J. Experimental Investigation of Inlet Distortion on Compressor Stability in a Turbofan Engine / J. Gill et al // Journal of Turbomachinery. – 2022.
6. Анисимов, П. В. Влияние входной неравномерности на устойчивость компрессора ГТД / П. В. Анисимов, В. А. Скибин // Известия вузов. Авиационная техника. – 2022.
7. Клинский, Б. М. Исследование влияния неоднородности потока на входе на основные параметры авиационного газотурбинного двигателя в имитируемых высотно-скоростных условиях / Б. М. Клинский // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30, № 1. – С. 117-130. DOI: 10.34759/vst-2023-1-117-130.
8. Эрохи, Ю. А. Оценка влияния неравномерности полного давления входного потока на тягу авиационного турбореактивного двигателя / Ю. А. Эрохи, Е. А. Хорева // Авиационные двигатели и энергетические установки: Сб. научных трудов / Под ред. А.В. Луковникова. Москва : Изд-во ЦИАМ им. П. И. Баранова, 2020. – С. 83–88.
9. Popov, G. Estimation of the influence of the inlet nonuniformity on the performance of a fan of a turbofan engine / G. M. Popov, O. V. Baturin, Yu. D. Novikova, V. M. Zubanov // ASME 2019 Gas Turbine India Conference, GTINDIA 2019. – 2019. – Vol. 1.
10. BD Sensors Rus. Датчики давления и уровня [сайт]. <https://www.bdsensors.ru/products/davlenie/> (дата обращения 28.05.2025)
11. Фёдоров, Р. М. Характеристики осевых компрессоров [Текст] / Р. М. Фёдоров. – Воронеж: Издательско-полиграфический центр «Научная книга», 2015. – 220 с.
12. ГОСТ Р 8.736 – 2011. Измерения прямые многократные. Методы обработки результатов измерений. Основные положения. – Москва : Стандартинформ, 2013. – 27 с.
13. МИ 2083-90. Измерения косвенные. Определение результатов измерений и оценивание их погрешностей. – Москва : Стандартинформ, 1991. – 10 с.
14. Рабинович, С. Г. Погрешности измерений / С. Г. Рабинович. – Ленинград : Энергия, 1978. – 262 с.
15. Тойберт, П. Оценка точности результатов измерений / П. Тойберт ; пер. с нем. В. Н. Храменкова ; под ред. Е. И. Сычева. – Москва : Энергоатомиздат, 1988. – 88 с.
16. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / С. К. Бочкарёв, В. С. Кузьмичёв [и др.] ; под общ. ред. В. В. Кулагина. – Москва : Машиностроение, 2005. – 464 с.
17. Пестов, Д. В. Метод определения погрешности параметров как инструмент анализа технологий испытания компрессоров турбовальных двигателей [Текст] / Д. В. Пестов, Е. Д. Гатауллина, В. Н. Матвеев, Ю. Д. Новикова // Вестник УГАТУ. – 2024. – № 1(103), Т. 28, С. 109-119.
18. Матвеев, В. Н. Анализ экспериментального способа определения параметров потока и их погрешностей на входе в компрессор газотурбинного двигателя [Текст] / В. Н. Матвеев, Д. В. Пестов, Е. С. Горячкин, И. А. Кудряшов // Вестник УГАТУ. – 2023. – №1(99), Т. 27, С. 69-80.

Method for determining the confidence limits of errors in measured parameters of an inhomogeneous flow at the inlet of an aircraft gas turbine engine compressor

V. N. Matveev	Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines named after V. P. Lukachev; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; email: matveev.vn@ssau.ru
D. V. Pestov	Assistant Professor of Aircraft Engine Theory named after V. P. Lukachev; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; email: pestov.dv@ssau.ru
E. D. Gataullina	Assistant Professor of Aircraft Engine Theory named after V. P. Lukachev; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; email: gataullina.ed@ssau.ru
S. A. Melnikov	Assistant Professor of Aircraft Engine Theory named after V. P. Lukachev; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; email: melnikov.sa@ssau.ru

To analyze the results of measuring the parameters of the inhomogeneous flow at the compressor inlet, a method has been developed for determining the confidence limits of the errors of these parameters. The proposed method makes it possible to determine the marginal errors of the total absolute pressure at various measuring points, as well as parameters characterizing pulsations and uneven flow at the compressor inlet. A distinctive feature of the developed method is the ability to account for both non-excluded systematic and random errors. Testing the method allowed us to recommend the number of atmospheric pressure measurements during the engine test in one mode. It was also possible to establish the possibility of reducing the error in determining the complex criterion for evaluating the heterogeneity of the flow, while increasing the accuracy class of the full pressure measuring instrument at various points in the cross-section at the compressor inlet.

Keywords: aviation compressor; inhomogeneous flow; error in measuring parameters; experiment analysis; input unevenness

Citation: Matveev, V. N., Pestov, D. V., Gataullina, E. D. and Melnikov, S. A. (2025), "Method for determining the confidence limits of errors in measured parameters of an inhomogeneous flow at the inlet of an aircraft gas turbine engine compressor", *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*, vol. 11, no. 2, pp. 97-110. DOI: 10.18287/2409-4579-2025-11-2-97-110. (In Russian; abstract in English).

References

1. Grigoriev, V. A., Kuznetsov, S. P., Gishvarov, A. S., Belousov, A. N., Bochkarev, S. K., Ilyinsky, S. A. and Shepel, V. T. (2009), *Ispytaniya aviatsionnykh dvigateley* [Tests of aircraft engines], Mashinostroenie, Moscow, 504 p. (In Russian)
2. OST 1 01021-93 (1994), *Stendy ispytatel'nye aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley. Obshchie trebovaniya* [Test benches for aviation gas turbine engines. General requirements], 18 p. Date of introduction 07/01/1994. (In Russian)

3. Lanshin, A. I., Khoreva, E. A. and Ezrokhi, Yu. A. (2023), "Total pressure non-uniformity impact at the engine inlet on its basic parameters at various laws of regulation", *Aerospace MAI Journal*, vol. 30, No. 3, pp. 85-91. (In Russian)
4. Shulgin, A. F., Pavlov, Yu. I. and Taran, E. M. (2012), "Assessing the influence of input radial non-uniformity of the flow on bypass engine parameters", *Aviatsionnaya promyshlennost' [Aviation Industry]*, no. 2, pp. 24-28. (In Russian)
5. Gill, J. et al. (2022), "Experimental Investigation of Inlet Distortion on Compressor Stability in a Turbofan Engine", *Journal of Turbomachinery*.
6. Anisimov, P. V. and Skibin, V. A. (2022), "The influence of input unevenness on the stability of the GTE compressor", *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika [News of universities. Aviation equipment]*. (In Russian)
7. Klinsky, B. M. (2023), "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*, vol. 30. No. 1. pp. 117-130. DOI: 10.34759/vst-2023-1-117-130. (In Russian)
8. Ezrokhi, Yu. A. and Khoreva, E. A. (2020), "Assessment of the effect of the unevenness of the total inlet pressure on the thrust of an aviation turbojet engine", *Aviation engines and power plants: Collection of scientific works*, Edited by A. V. Lukovnikov, Publishing House of the P. I. Baranov CIAM, Moscow, pp. 83-88. (In Russian)
9. Popov, G. M., Baturin, O. V., Novikova, Yu. D. and Zubanov, V. M. (2019), "Estimation of the influence of the inlet nonuniformity on the performance of a fan of a turbofan engine", *ASME 2019 Gas Turbine India Conference, GTINDIA 2019*. – Vol. 1.
10. BD Sensors Rus. *Datchiki davleniya i urovnya [Pressure and level sensors]* [website]. <https://www.bdsensors.ru/products/davlenie/> (Accessed 28.05.2025). (In Russian)
11. Fedorov, R. M. (2015), *Kharakteristiki osevykh kompressorov [Characteristics of axial compressors]* [Text], Publishing and Printing Center "Scientific Book", Voronezh, 220 p. (In Russian)
12. GOST R 8.736 – 2011 (2013), *Izmereniya pryamyie mnogokratnye. Metody obrabotki rezul'tatov izmereniy. Osnovnye polozheniya [Direct multiple measurements. Methods of processing measurement results. The main provisions]*, Standartinform, Moscow, 27 p. (In Russian)
13. MI 2083-90 (1991), *Izmereniya kosvennyie. Opredelenie rezul'tatov izmereniy i otsenivanie ikh pogreshnostey [Indirect measurements. Determination of measurement results and estimation of their errors]*, Standartinform, Moscow, 10 p. (In Russian)
14. Rabinovich, S. G. (1978), *Measurement errors*, Energiya, Leningrad, 262 p. (In Russian)
15. Toibert, P. (1988), *Evaluation of the accuracy of measurement results*, translated from German by V. N. Khramenkov ; edited by E. I. Sychev, Energoatomizdat, Moscow, 88 p. (In Russian)
16. Bochkarev, S. K., Kuzmichev, V. S. [et al.] (2005), *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok: Kn. 3. Osnovnye problemy: nachal'nyy uroven' proektirovaniya, gazodinamicheskaya dovodka, spetsial'nye kharakteristiki i konversiya aviatsionnykh GTD [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants: Book 3. Basic problems: initial design level, gas dynamic refinement, special characteristics and conversion of aviation gas turbine engines]*, under the general editorship of V. V. Kulagin, Mashinostroenie Publ., Moscow, 464 p. (In Russian)
17. Pestov, D. V., Gataulina, E. D., Matveev, V. N. and Novikova, Yu. D. (2024), "Method for determining the error in parameters as a tool for analyzing the technologies of testing of turboshaft engine com-pressors", *VestnikUGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology)*, no. 1(103), vol. 28, pp. 109-119. (In Russian)
18. Matveev, V. N., Pestov, D. V., Goryachkin, E. S. and Kudryashov, I. A. (2023), "Analysis of an experimental method for determining parametersofflow and their errors at the compressor inlet of a gas turbine engine" [Text], *VestnikUGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology)*, № 1(99), Vol. 27, pp. 69-80. (In Russian)