

УДК 621.432

СПОСОБ ОЦЕНКИ АДЕКВАТНОСТИ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОЛЯ ПАРАМЕТРОВ НЕРАВНОМЕРНОГО ПОТОКА НА ВХОДЕ В ВЕНТИЛЯТОР ТРДД ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ

Д.В. ПЕСТОВ¹, Е.С. ГОРЯЧКИН², В.Н. МАТВЕЕВ³, И.А. КУДРЯШОВ⁴

¹ denispestov@list.ru, ² goriachkin.e.s@gmail.com, ³valeriy2008@rambler.ru, ⁴ ivan.kudryash1337@gmail.com

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет им. ак. С.П. Королева», г. Самара, Россия

Поступила в редакцию 31.07.2023

Аннотация. Представлен способ оценки адекватности результатов численного моделирования поля параметров неравномерного потока экспериментальным данным, базирующийся на сравнении значений расчетного и табличного критерия Фишера. Рассмотрен пример применения разработанного способа для определения предельных допустимых отклонений от экспериментальных данных результатов расчета полей полного и статического давлений, приведенной и абсолютной скоростей. Для этого примера установлено, что в качестве значений допустимых относительных предельных отклонений можно принять: для полного давления $\pm 0,19\%$, для статического давления $\pm 0,26\%$, для приведенной скорости потока $\pm 2,33\%$ и для абсолютной скорости потока $\pm 2,35\%$.

Ключевые слова: вентилятор, неравномерный поток, численное моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Реальный поток воздуха на входе в вентилятор турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) всегда имеет некоторую неравномерность параметров в радиальном и окружном направлении, а также является нестационарным. Причины этого указаны в таких источниках, как [1] и [2], и обусловлены при полете самолета большими углами атаки и скольжения, а также атмосферной турбулентностью.

Неравномерность потока и пульсации его параметров приводят к преждевременному появлению срывов потока с лопаток вентилятора и компрессора, уменьшению запаса газодинамической устойчивости. Поэтому при доводке и сдаче двигателей в эксплуатацию выполняются специальные испытания ТРДД с различным уровнем неравномерности потока на входе в вентилятор для подтверждения устойчивости его работы. При этом различный уровень неравномерности поля параметров на входе в вентилятор обычно обеспечивается с помощью интерцептора на входе двигателя, выдвигаемого в проточную часть на различную высоту.

В настоящее время при модернизации существующих и разработке перспективных ТРДД широко применяются методы численного моделирования рабочего процесса двигателей в целом и многоступенчатых компрессоров в частности. Это позволяет существенно сократить количество доводочных испытаний, а, следовательно, время и финансовые средства. В этой связи целесообразно использовать указанные методы и для моделирования работы двигателя с неравномерным потоком на входе в вентилятор, частично заменив этим специальные испытания ТРДД для подтверждения его газодинамической устойчивости.

Однако такой подход требует разработки надежного метода формирования численных моделей рабочего процесса вентилятора совместно с основным компрессором двигателя при неравномерном и нестационарном потоке на его входе. Создание такого метода является довольно сложной задачей, включающей в себя следующие подзадачи:

- разработку способа формирования численной модели неравномерного и нестационарного потока на входе в вентилятор и проведение его валидации по экспериментальным данным;
- разработку способа формирования численной модели рабочего процесса вентилятора совместно с компрессором и определения их характеристик при условии неравномерного и нестационарного потока на входе в вентилятор.

В настоящей статье в рамках первой подзадачи рассматривается вопрос разработки способа оценки адекватности результатов численного моделирования поля неравномерного потока на входе в вентилятор ТРДД результатам испытаний.

СПОСОБ ОЦЕНКИ АДЕКВАТНОСТИ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОЛЯ НЕРАВНОМЕРНОГО ПОТОКА РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ

Исходными данными для этого способа являются следующие параметры на входе в вентилятор:

1. Результаты экспериментального определения полей статического $p_{i\varepsilon}$ и полного $p^*_{i\varepsilon}$ давлений, полной температуры $T^*_{i\varepsilon}$, абсолютной $c_{i\varepsilon}$ и приведенной $\lambda_{i\varepsilon}$ скоростей потока.
2. Предельные относительные погрешности измерения и экспериментального определения перечисленных в п.1 параметров: $\delta p_{i\varepsilon}$, $\delta p^*_{i\varepsilon}$, $\delta T^*_{i\varepsilon}$, $\delta c_{i\varepsilon}$ и $\delta \lambda_{i\varepsilon}$.
3. Результаты расчета с помощью сформированной численной модели неравномерного потока значений его параметров по п.1 (p_{ip} , p^*_{ip} , T^*_{ip} , c_{ip} и λ_{ip}) в точках измерения этих параметров при проведении испытаний.

Оценку адекватности результатов расчета экспериментальным данным предлагается проводить в каждой точке измерений с помощью критерия Фишера F . Результаты расчета считаются адекватными эксперименту в случае, если расчетное значение критерия Фишера F_p не будет превосходить его критического табличного значения F_T [3], то есть если будет выполняться условие $F_p \leq F_T$ (при доверительной вероятности $P = 0,95$).

Полагая, что расчетное поле каждого интересующего параметра Π_{ji} получено в виде расчетных точек (т.е. p_{ip} , p^*_{ip} , T^*_{ip} , c_{ip} и λ_{ip}) без использования уравнения регрессии, остаточную дисперсию j -ого параметра $\sigma^2_{остj}$ [3], обусловленную неадекватностью численной модели, для любой i -ой точки поля параметров можно вычислить по формуле:

$$\sigma^2_{остj} = \frac{1}{n_j - 1} \sum_{i=1}^{n_j} (\Pi_{ji\varepsilon} - \Pi_{jip})^2 \quad (1)$$

где n_j – число точек поля параметра Π_j , а индексы ε и p относятся соответственно к экспериментальному и расчетному значению этого параметра.

Остаточной дисперсии $\sigma^2_{остj}$, характеризующей разброс результатов расчета относительно экспериментальных данных, соответствует число степеней свободы $k_{j=n_j-1}$.

Учитывая выражение (1), расчетное значение критерия Фишера F_p для каждой точки поля параметра Π_j будет равно

$$F_{pji} = \frac{\sigma^2_{остj}}{\sigma^2_{ji\varepsilon}} \quad (2)$$

где $\sigma_{ji\varepsilon}$ – среднеквадратическая погрешность экспериментального определения i -ой точки поля параметра Π_j .

Дисперсию σ_{ji} можно найти как $\sigma_{ji} = (\Pi_{ji} \delta \Pi_{ji} / 300)^2$, где $\delta \Pi_{ji}$ – предельная относительная погрешность (в процентах) экспериментального определения значения i -ой точки поля параметра Π_j .

Число степеней свободы k_{2j} , соответствующее дисперсиям σ_{ji}^2 , предлагается принимать равным бесконечности ∞ , так как величины σ_{ji} находятся на основании предельных относительных погрешностей экспериментального определения значений параметра Π_j .

Применяя условие равенства значений расчетного и критического табличного критерия Фишера, можно найти для каждой точки поля интересующего параметра наибольшее допустимое относительное отклонение $\delta \Pi_{ji \text{ доп}}$ расчетной величины параметра Π_j от соответствующего экспериментального значения по формуле:

$$\delta \Pi_{ji \text{ доп}} = \delta \Pi_{ji} \sqrt{F_{\tau}} \quad (3)$$

ПРИМЕР ПРИМЕНЕНИЯ РАЗРАБОТАННОГО СПОСОБА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ ДОПУСТИМЫХ ОТКЛОНЕНИЙ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОТ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

Далее для примера рассмотрено определение значений наибольших допустимых относительных отклонений полного $\delta p_{i \text{ доп}}^*$ и статического $\delta p_{i \text{ доп}}$ давлений, приведенной $\delta \alpha_{i \text{ доп}}$ и абсолютной $\delta C_{i \text{ доп}}$ скоростей неравномерного потока на входе вентилятора на взлетном режиме.

Неравномерное поле параметров потока было сформировано с помощью выдвижного интерцептора, установленного на входе в двигатель (см. рис. 1). Схема расположения 30 точек определения параметров потока в шести лопатках входного направляющего аппарата (ВНА) представлена также на рис. 1.

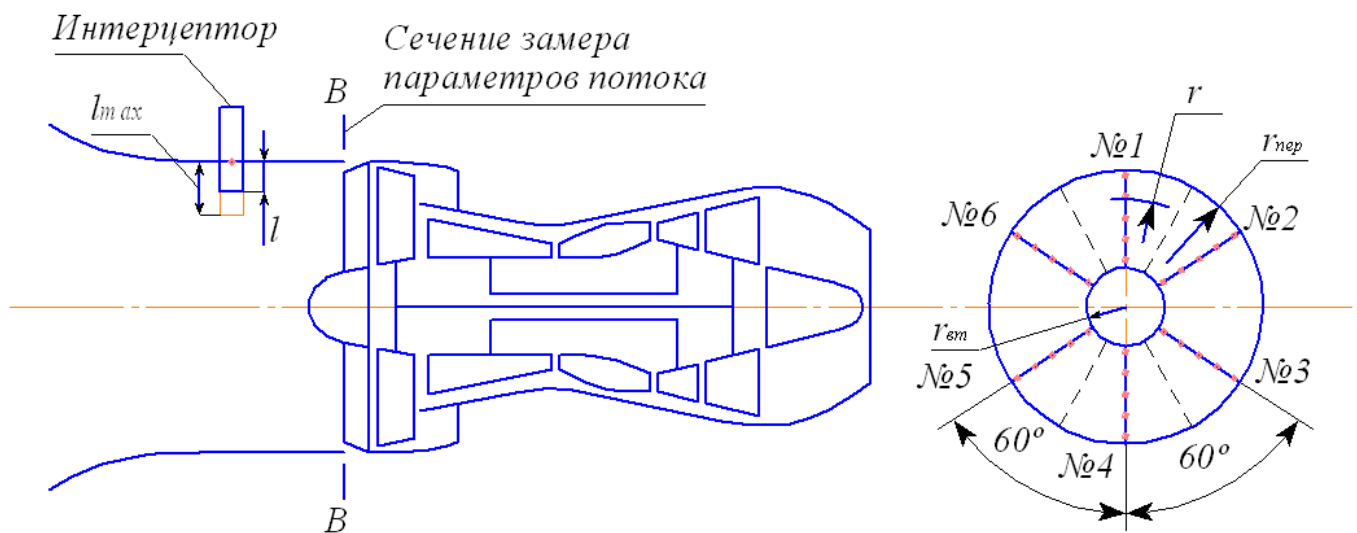


Рис. 1. Схема расположения интерцептора и точек замера параметров потока на входе в вентилятор

Описание экспериментального способа определения параметров потока на входе вентилятора и методика расчета их предельных относительных погрешностей с учетом сжимаемости воздуха приведены в работе [4].

Расчет значений $\delta p_{i \text{ доп}}^*$, $\delta p_{i \text{ доп}}$, $\delta \alpha_{i \text{ доп}}$ и $\delta C_{i \text{ доп}}$ при различных выступах l интерцептора в проточную часть двигателя выполнен при типовых погрешностях измерений, представленных в таблице 1.

Таблица 1

Значения предельных погрешностей параметров, определяемых прямыми измерениями

Параметр	Обозначение	Размерность	Значение
Предельная абсолютная погрешность измерения полной температуры воздуха на входе в вентилятор	$\Delta t_{\text{в}}^*$	°С	1,0
Предельная относительная погрешность измерения атмосферного давления	$\delta p_{\text{Н}}$	%	0,15
Предельная абсолютная погрешность измерения полного избыточного давления на входе в вентилятор	$\Delta p_{\text{изб}}^*$	Па	20
Предельная абсолютная погрешность измерения разницы между полным и статическим давлением на входе в вентилятор	$\Delta(\Delta_p)$	Па	20

Таблица 2 содержит информацию при различных относительных выступах $\bar{l} = l/l_{\text{max}}$ интерцептора о значениях полного давления и предельной относительной погрешности его экспериментального определения в 30 точках замера.

Анализ данных таблицы 2 показывает, что при выдвижении интерцептора в проточную часть приемниками полного давления, расположенными в лопатке №1 ВНА (см. рис. 1), фиксируется уменьшение давления $p_{\text{в}}^*$ к периферии. Причем с увеличением \bar{l} интенсивность снижения $p_{\text{в}}^*$ к периферии возрастает.

Таблица 2

Значения полного давления (в кПа) потока на входе в вентилятор и предельной относительной погрешности (в %) его экспериментального определения

Номер препарированной лопатки ВНА	Отношение радиуса замера к периферийному радиусу $r/r_{\text{пер}}$				
	0,300	0,433	0,622	0,811	0,956
	$\bar{l} = l/l_{\text{max}} = 0,500$				
№ 1	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	103,0/ 0,17	94,2/ 0,18	83,5/ 0,21
№ 2	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	103,0/ 0,17	105,0/ 0,16
№ 3	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17
№ 4	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	102,0/ 0,17	104,0/ 0,17
№ 5	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	102,0/ 0,17	103,0/ 0,17
№ 6	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	103,0/ 0,17	106,0/ 0,16
	$\bar{l} = l/l_{\text{max}} = 0,625$				
№ 1	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	103,0/ 0,17	90,2/ 0,19	76,8/ 0,22
№ 2	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	104,0/ 0,17	106,0/ 0,16
№ 3	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17
№ 4	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	103,0/ 0,17	104,0/ 0,17
№ 5	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	102,0/ 0,17	103,0/ 0,17
№ 6	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	103,0/ 0,17	106,0/ 0,16
	$\bar{l} = l/l_{\text{max}} = 0,750$				
№ 1	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	96,5/ 0,18	87,5/ 0,20	70,3/ 0,24
№ 2	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	104,0/ 0,17	108,0/ 0,16
№ 3	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17
№ 4	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	105,0/ 0,16	108,0/ 0,16
№ 5	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	105,0/ 0,16
№ 6	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	105,0/ 0,16	108,0/ 0,16

$\bar{l} = l/l_{\max} = 0,875$					
№ 1	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	90,9/ 0,18	74,1/ 0,23	63,6/ 0,27
№ 2	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	97,2/ 0,18	109,0/ 0,16
№ 3	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	104,0/ 0,17	107,0/ 0,16
№ 4	102,0/ 0,17	102,0/ 0,17	102,0/ 0,17	104,0/ 0,17	106,0/ 0,16
№ 5	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	102,0/ 0,17	105,0/ 0,16
№ 6	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	105,0/ 0,16	109,0/ 0,16
$\bar{l} = l/l_{\max} = 1,000$					
№ 1	102,0/ 0,17	102,0/ 0,17	89,6/ 0,18	68,0/ 0,25	55,2/ 0,31
№ 2	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	108,0/ 0,16	113,0/ 0,15	95,9/ 0,18
№ 3	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	104,0/ 0,17	107,0/ 0,16	95,9/ 0,18
№ 4	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	104,0/ 0,17	106,0/ 0,16	102,0/ 0,17
№ 5	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	104,0/ 0,17	108,0/ 0,16
№ 6	101,0/ 0,17	101,0/ 0,17	104,0/ 0,17	107,0/ 0,16	111,0/ 0,16

Примечание: значения погрешности $\delta p_{i \text{ доп}}^*$ приведены без учета знака.

Уменьшение давления p_B^* вызывает увеличение относительной предельной погрешности δp_B^* . В частности, при $\bar{l} = 0,500$ увеличение $r/r_{\text{пер}}$ от 0,811 до 0,956 приводит к повышению δp_B^* с 0,18 до 0,21%, при $\bar{l} = 0,750$ значение δp_B^* возрастает с 0,20 до 0,24%, а при $\bar{l} = 1,000$ – с 0,25 до 0,31%.

При этом замеры давления p_B^* в остальных точках на лопатках ВНА сопровождаются предельной относительной погрешностью, не превышающей 0,18%.

В соответствии с найденными величинами δp_B^* по выражению (3) для каждой точки замера были подсчитаны наибольшие допустимые относительные отклонения расчета полного давления $\delta p_{i \text{ доп}}^*$ от его экспериментального значения. При этом табличная величина критерия Фишера при $k_1 = 29$, $k_2 = \infty$ и $P = 0,95$ принята равной $F_T = 1,47$. Полученные значения $\delta p_{i \text{ доп}}^*$ представлены в таблице 3.

Таблица 3

Значения наибольших допустимых относительных отклонений (в %) расчета полного давления от результатов испытаний

Номер препарированной лопатки ВНА	Отношение радиуса замера к периферийному радиусу $r/r_{\text{пер}}$				
	0,300	0,433	0,622	0,811	0,956
	$\bar{l} = l/l_{\max} = 0,500$				
№ 1	0,21	0,21	0,20	0,22	0,25
№ 2	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
№ 3	0,21	0,21	0,21	0,21	0,21
№ 4	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
№ 5	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
№ 6	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
$\bar{l} = l/l_{\max} = 0,625$					
№ 1	0,21	0,21	0,20	0,23	0,27
№ 2	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
№ 3	0,21	0,21	0,21	0,21	0,21
№ 4	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
№ 5	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
№ 6	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20

		$\bar{l} = l/l_{\max} = 0,75$				
№ 1		0,21	0,21	0,22	0,24	0,30
№ 2		0,21	0,21	0,21	0,20	0,19
№ 3		0,21	0,21	0,21	0,21	0,21
№ 4		0,21	0,21	0,21	0,20	0,19
№ 5		0,21	0,21	0,21	0,21	0,20
№ 6		0,21	0,21	0,21	0,20	0,19
		$\bar{l} = l/l_{\max} = 0,875$				
№ 1		0,21	0,21	0,23	0,28	0,33
№ 2		0,21	0,21	0,21	0,21	0,19
№ 3		0,21	0,21	0,21	0,20	0,19
№ 4		0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
№ 5		0,21	0,21	0,21	0,20	0,20
№ 6		0,21	0,21	0,21	0,20	0,19
		$\bar{l} = l/l_{\max} = 1,000$				
№ 1		0,20	0,20	0,23	0,31	0,38
№ 2		0,21	0,21	0,19	0,18	0,22
№ 3		0,21	0,21	0,20	0,19	0,22
№ 4		0,21	0,21	0,20	0,20	0,20
№ 5		0,21	0,21	0,21	0,20	0,19
№ 6		0,21	0,21	0,20	0,19	0,19

Примечание: значения допустимых отклонений $\delta p_{i \text{ доп}}^*$ приведены без учета знака.

Наименьшее значение $\delta p_{v \text{ доп}}^*$ в таблице 3 равно 0,19%. Несколько повышая требования к результатам расчета, эту величину $\delta p_{i \text{ доп}}^*$ и можно принять в качестве окончательного значения для всех точек поля давления p_v^* .

Аналогичным образом можно подойти к определению значений $\delta p_{v \text{ доп}}$, $\delta \lambda_{v \text{ доп}}$ и $\delta C_{v \text{ доп}}$. В рассмотренном случае они оказались равны $\delta p_{v \text{ доп}} = 0,26\%$, $\delta \lambda_{v \text{ доп}} = 2,33\%$ и $\delta C_{v \text{ доп}} = 2,35\%$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, разработан способ оценки адекватности результатов численного моделирования поля параметров неравномерного потока экспериментальным данным.

На основании этого способа предложен алгоритм определения допустимого отклонения результата расчета значения параметра потока от его экспериментальной величины.

Проведена апробация предложенного способа для определения наибольших допустимых значений относительных предельных отклонений результатов расчета давлений p_v^* и p_v , а также скоростей потока λ_v и C_v от экспериментальных данных в случае характерных неравномерных полей этих параметров на входе в вентилятор, сформированных с помощью интерцептора.

Установлено, что для поля значений полного давления p_v^* допустимое отклонение $\delta p_{v \text{ доп}}^*$ может быть принято равным 0,19%, допустимое отклонение $\delta p_{v \text{ доп}} = 0,26\%$, допустимое отклонение $\delta \lambda_{v \text{ доп}} = 2,33\%$ и допустимое отклонение $\delta C_{v \text{ доп}} = 2,35\%$.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-79-00210, <https://rscf.ru/project/22-79-00210/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.1 / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. - М.: Машиностроение, 1977. 312 с. [Nechaev Yu.N., Fedorov R.M. Theory of aircraft gas-turbine engines. Part 1. Moscow: Mashinostroenie, 1977. 312 p. (in Russian)]

2. **Белоусов А.Н.** Теория и расчет авиационных лопаточных машин / А.Н. Белоусов, Н.Ф. Мусаткин, В.М. Радько. – Самара: ФГУП «Изд-во «Самарский Дом печати», 2003. 336 с. [A.N. Belousov, N.F. Musatkin, V.M. Rad'ko. Theory and calculation of aircraft impeller machines. Samara: Samara Publishing House, 2003. 336 p. (in Russian).]

3. **Дрейпер Н.** Прикладной регрессионный анализ. Кн. 1 [Текст]/ Н. Дрейпер, Г. Смит. – пер. с англ. – М.: Финансы и статистика, 1986. 336 с. [Draper N., Smith H. Applied regression analysis. Moscow: Finansy i Statistika, 1986. 336 p. (in Russian).]

4. **Матвеев В.Н.** Анализ экспериментального способа определения параметров потока и их погрешностей на входе в компрессор авиационного двигателя [Текст]/ В.Н. Матвеев, Д.В. Пестов. – Вестник УГАТУ, Т. 27, № 1 (99), 2023. – С. 69–80. [Matveev V.N., Pestov D.V., Goriachkin E.S., Kudrashov I.A. Analysis of an experimental method for determining parameters of flow and their errors at the compressor inlet of a gas turbine engine // Vestnik UGATU. 2023. Vol. 27. No. 1 (99). P. 69–80 (in Russian).]

ОБ АВТОРАХ

ПЕСТОВ Денис Вячеславович, асп. каф. ТДЛА. Дипл. инженер воздушного транспорта (СГАУ, 2012). Готовит дис. по газодинамической устойчивости серийных газотурбинных двигателей.

ГОРЯЧКИН Евгений Сергеевич, доц. каф. ТДЛА. Дипл. магистр (СГАУ, 2014). К-т техн. наук по моделированию рабочего процесса компрессоров газотурбинных двигателей (Самарский университет, 2021). Иссл. в обл. численного моделирования авиационных лопаточных машин.

МАТВЕЕВ Валерий Николаевич, проф. каф. ТДЛА. Дипл. инженер механик (КуАИ, 1977). Д-р техн. наук по рабочему процессу микротурбин (СГАУ, 2000). Иссл. в обл. авиационных лопаточных машин.

КУДРЯШОВ Иван Александрович, асп. каф. ТДЛА. Дипл. инженер (Самарский университет, 2021). Готовит дис. по методу проектирования многоступенчатых компрессоров газотурбинных двигателей.

METADATA

Title: Method for assessing the adequacy of the results of numerical modeling of the field of parameters of non-uniform flow at the fan inlet of a bypass turbojet engine to experimental data.

Authors: V. N. Matveev¹, D. V. Pestov², E. S. Goriachkin³, I. A. Kudryashov⁴

Affiliation:

Samara National Research University, Samara, Russia.

Email: ¹denispestov@list.ru. ²goriachkin.e.s@gmail.com. ³valeriy@rambler.ru. ⁴ivan.kudryash1337@gmail.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 3 (101), pp. 66-72, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article substantiates the need to intensify the process of oil cooling in the oil systems of aircraft turbojet engines. Currently, an increase in the thrust of turbojet engines is achieved by increasing the air pressure ratio in the compressor and the gas temperature in front of the turbine. However, an increase in the values of these parameters leads to an increase in the thermal load of the engine elements, including rotor supports, which causes an increase in oil temperature. The oil systems of modern turbojet engines still use the same oils as several decades ago. Therefore, the intensification of the oil cooling process, which allows reducing its temperature, is the main way to preserve the lubricating properties. It is proposed to intensify the oil cooling process in the oil system of the bypass turbojet engine by installing an air-oil heat exchanger in the bypass duct. A thermal calculation of fuel-oil and air-oil heat exchangers has been carried out, the results of which show large values of the heat transfer coefficient when the oil is cooled by the bypass duct air.

Key words: bypass turbojet engine, oil cooling, fuel-oil heat exchanger, air-oil heat exchanger, heat transfer coefficient

About authors:

PESTOV, Denis Vyacheslavovich, Postgrad. (PhD) student at Department of the Theory of Aircraft Engines. Dipl. of air transport engineer (SSAU, 2012). Prepares a thesis on the gas-dynamic stability of commercial gas-turbine engines.

GORIACHKIN, Evgeni Sergeevich, Assoc. Prof. at the Department of the Theory of Aircraft Engines (SSAU, 2014). Master's diploma (SSAU, 2014). Cand. of Tech. Sci. in the modeling of the operating process of gas-turbine engine compressor (Samara University, 2021). Studies in the area of the numerical modeling of aircraft impeller machines.

MATVEEV, Valeriy Nikolaevich, Prof. at the Department of the Theory of Aircraft Engines. Dipl. of mechanical engineer (KuAI, 1977). Dr. of Tech. Sci. in the operating processes of microturbines (SSAU, 2000). Studies in the area of aircraft impeller machines.

KUDRYASHOV, Ivan Aleksandrovich, Postgrad. (PhD) student at the Department of the Theory of Aircraft Engines. Dipl. of engineer (Samara University, 2021). Prepares a thesis on a method for the design of multistage compressors of gas-turbine engines.