

УДК 621.432

АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО СПОСОБА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА И ИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ НА ВХОДЕ В КОМПРЕССОР ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В. Н. МАТВЕЕВ¹, Д. В. ПЕСТОВ², Е. С. ГОРЯЧКИН³, И. А. КУДРЯШОВ⁴

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

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Поступила в редакцию 25.12.2022

Аннотация. Рассмотрено несколько способов обработки результатов экспериментального определения с помощью комбинированного приёмника давлений параметров потока на входе в компрессор. Исследовано влияние скорости потока перед компрессором и режимов работы двигателя на уровень погрешности экспериментального определения абсолютной и приведённой скорости потока. Выделена методическая погрешность способов, в которых предполагается постоянство плотности потока при его торможении перед приёмником давлений. При обработке экспериментальных данных рекомендовано учитывать изменение плотности при торможении потока перед приёмником давлений. Дана количественная оценка погрешности экспериментального определения параметров потока в диапазоне рабочих режимов двигателя.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; параметры потока; погрешность измерения.

ВВЕДЕНИЕ

При проведении специальных испытаний авиационных газотурбинных двигателей для определения распределений параметров потока по сечению на входе в его компрессор, таких как полное p^* и статическое p давление, абсолютная C и приведённая скорость λ , плотность ρ потока, применяются комбинированные приёмники давлений, оснащённые термопарами для измерения полной температуры потока t^* . Приёмники такого устройства позволяют определять как осреднённые параметры потока, так и их динамические характеристики – амплитуду и частоту пульсаций. Стоит отметить, что благодаря минимальной длине каналов подвода воздуха к датчикам перепада давления в таких приёмниках практически отсутствуют искажения амплитудно-частотных характеристик набегающего потока.

В настоящее время применяется несколько способов расчёта косвенного измерения ρ , C и λ потока, изложенные, например, в работе [1], отличающиеся в основном учётом изменения плотности при торможении потока перед приёмником давлений. В данной статье эти способы рассматриваются с целью снижения погрешностей параметров потока на различных режимах и в различных условиях работы двигателя.

ОПИСАНИЕ РАБОТЫ КОМБИНИРОВАННОГО ПРИЁМНИКА ДАВЛЕНИЙ

На рис. 1 представлена схема комбинированного приёмника давлений. Работает он следующим образом. При набегании воздуха на вход в приёмник по направлению канала 4 с абсолютной скоростью C и статическим давлением p поток тормозится и воздействует с внутренней стороны на чувствительные элементы датчиков 2 и 3 с полным абсолютным давлением p^* .

С внешней стороны на чувствительный элемент датчика 2 действует атмосферное давление p_H , подводимое по каналу 6. Поэтому на чувствительный элемент датчика 2 воздействует и, следовательно, замеряется перепад давления $p^* - p_H$, представляющий собой полное избыточное давление потока $p_{изб}^*$:

$$p_{изб}^* = p^* - p_H.$$

С внешней стороны на чувствительный элемент датчика 3 действует статическое давление потока p , подаваемое через канал 5. Поэтому этот чувствительный элемент находится под воздействием перепада давления Δp :

$$\Delta p = p^* - p.$$

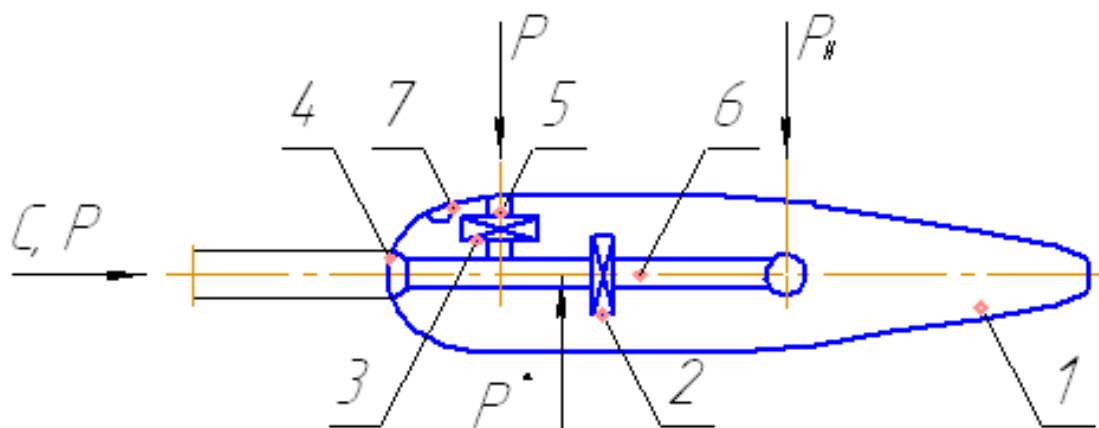


Рис. 1. Принципиальная схема комбинированного приёмника давлений:

1 – корпус приёмника, 2 – датчик абсолютного давления, 3 – датчик скоростного напора, 4 – канал для подвода полного абсолютного давления, 5 – канал для подвода статического давления, 6 – канал подвода атмосферного давления, 7 – термопара для замера температуры заторможенного воздушного потока

ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА, ИЗМЕРЯЕМЫЕ КОМБИНИРОВАННЫМ ПРИЁМНИКОМ

Измеренные значения параметров $p_{изб}^*$, Δp , p_H и t^* (в °C) позволяют найти:

- полное абсолютное давление потока $p^* = p_{изб}^* + p_H$;
- статическое абсолютное давление потока $p = p^* - \Delta p$;
- полную температуру потока в градусах Кельвина $T^* = t^* + 273,16$.

По вычисленным значениям p^* , p и T^* плотность ρ , абсолютную C и приведённую λ скорости потока можно найти различным образом.

Если, как это часто делается, считать, что при торможении потока в приёмнике полного давления его плотность остаётся постоянной, то плотность потока ρ можно определить тремя способами – по полному давлению p^* , статическому давлению p и средней величине этих давлений $p_{ср} = 0,5(p^* + p)$:

- первым способом $\rho_1 = p^* / (RT^*)$,
- вторым способом $\rho_2 = p / (RT^*)$,
- третьим способом $\rho_3 = p^* / (RT^*)$,

где R – удельная газовая постоянная воздуха.

Абсолютная скорость потока в этом случае находится по формуле

$$C_i = \sqrt{2(p^* - p) / \rho_i},$$

где индекс i обозначает номер способа определения плотности потока.

Приведённая скорость вычисляется как

$$\lambda_i = C_i / a_{\text{кр}},$$

где $a_{\text{кр}} = \sqrt{2kRT^*/(k+1)}$ – критическая скорость потока и k – коэффициент изоэнтропы воздуха.

Если же подойти к определению ρ , λ и C более строго с учётом изменения плотности, то порядок расчёта значений этих параметров будет несколько другой, и их вычисление надо будет производить с помощью газодинамических функций.

Сначала надо будет найти газодинамические функции

$$\begin{aligned} \pi(\lambda) &= p/p^*, \\ \lambda &= \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \{1 - [\pi(\lambda)]^{\frac{k-1}{k}}\}}, \\ \tau(\lambda) &= [\pi(\lambda)]^{\frac{k-1}{k}}, \end{aligned}$$

а уже потом – абсолютную скорость потока

$$C = \lambda a_{\text{кр}},$$

статическую температуру

$$T = T^* \tau(\lambda)$$

и плотность потока

$$\rho = p/(RT).$$

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ КОСВЕННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

На основании представленных выше формул для обработки результатов измерений в соответствии с рекомендациями МИ 2083-90 [2] была составлена методика нахождения предельных относительных погрешностей косвенных измерений p , p^* , T^* , C , λ и ρ .

Причём эта методика была составлена как без учёта изменения плотности и её определения тремя способами, так и с учётом изменения плотности потока воздуха при его торможении в приёмнике полного давления.

В первом варианте, когда плотность потока принималась неизменной, определение предельных относительных погрешностей косвенных измерений осуществлялось в следующем порядке.

1. Предельная относительная погрешность определения полного давления:

$$\delta p^* = K \sqrt{\frac{p_H^2}{(p_{\text{изб}}^* + p_H)^2} \delta^2 p_H + \frac{(p_{\text{изб}}^*)^2}{(p_{\text{изб}}^* + p_H)^2} \delta^2 p_{\text{изб}}^*}.$$

2. Предельная относительная погрешность определения статического давления:

$$\delta p = K \sqrt{\frac{(p^*)^2}{(p^* - \Delta_p)^2} \frac{\delta^2 p^*}{K^2} + \frac{(\Delta_p)^2}{(p^* - \Delta_p)^2} \delta^2 \Delta_p}.$$

3. Предельная относительная погрешность определения среднего давления $p_{\text{ср}}$:

$$\delta p_{\text{ср}} = \sqrt{\frac{p^2}{(p^* + p)^2} \delta^2 p + \frac{(p^*)^2}{(p^* + p)^2} \delta^2 p^*} .$$

4. Предельная относительная погрешность определения полной температуры:

$$\delta T^* = \frac{t^*}{t^* + 273,16} \delta t^* .$$

5. Предельная относительная погрешность определения критической скорости потока:

$$\delta a_{\text{кр}} = 0,5 \delta T^* .$$

6. Предельная относительная погрешность определения плотности потока по полному давлению p^* :

$$\delta \rho_1 = \sqrt{\delta^2 p^* + \delta^2 T^*} .$$

7. Предельная относительная погрешность определения плотности потока по статическому давлению p :

$$\delta \rho_2 = \sqrt{\delta^2 p + \delta^2 T^*} .$$

8. Предельная относительная погрешность определения плотности потока по среднему давлению $p_{\text{ср}}$:

$$\delta \rho_3 = \sqrt{\delta^2 p_{\text{ср}} + \delta^2 T^*} .$$

9. Предельная относительная погрешность определения абсолютной скорости потока, вычисленной по плотности потока ρ_i :

$$\delta C_i = 0,5 \sqrt{\frac{p^2}{(p^* - p)^2} \delta^2 p + \frac{(p^*)^2}{(p^* - p)^2} \delta^2 p^* + \delta^2 \rho_i} .$$

10. Предельная относительная погрешность определения приведённой скорости потока, вычисленной по плотности потока ρ_i :

$$\delta \lambda_i = \sqrt{\delta^2 C_i + \delta^2 a_{\text{кр}}} .$$

Во втором варианте, когда плотность считалась переменной, расчёт погрешностей выполнялся таким образом. Формулы для определения δp^* , δp , δT^* и $\delta a_{кр}$ были такими же, что и в предыдущем случае, а потом расчёт проводился в соответствии с приведёнными ниже пунктами.

1. Предельная относительная погрешность определения газодинамической функции $\delta[\pi(\lambda)]$:

$$\delta[\pi(\lambda)] = \sqrt{\delta^2 p + \delta^2 p^*}.$$

2. Предельная относительная погрешность определения газодинамической функции $\delta\lambda$:

$$\delta\lambda = \frac{\kappa - 1}{2\kappa} \frac{[\pi(\lambda)]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{1 - [\pi(\lambda)]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \delta[\pi(\lambda)].$$

3. Предельная относительная погрешность определения газодинамической функции $\delta[\tau(\lambda)]$:

$$\delta[\tau(\lambda)] = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \delta[\pi(\lambda)].$$

4. Предельная относительная погрешность определения абсолютной скорости потока:

$$\delta C = \sqrt{\delta^2 \lambda + \delta^2 a_{кр}}.$$

5. Предельная относительная погрешность определения статической температуры потока:

$$\delta T = \sqrt{\delta^2 T^* + \delta^2 [\tau(\lambda)]}.$$

6. Предельная относительная погрешность определения плотности потока:

$$\delta \rho = \sqrt{\delta^2 p + \delta^2 T}.$$

Апробация разработанной методики была проведена при типовых погрешностях измерений, приведённых 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 компрессор	$\Delta t_{\text{в}}^*$	°С	1,0
Предельная относительная погрешность измерения атмосферного давления	δp_H	%	0,15
Предельная абсолютная погрешность измерения полного избыточного давления на входе в компрессор	$p_{\text{изб}}^*$	Па	20
Предельная абсолютная погрешность измерения разницы между полным и статическим давлением на входе в компрессор	$\Delta(\Delta p)$	Па	20

* - значения погрешностей приведены без учёта знака

Первоначально расчёты параметров потока и их погрешностей были выполнены в стандартных стендовых условиях при атмосферной температуре $t_H = 15^\circ\text{C}$ и давлении $p_H = 101330$ Па в диапазоне изменения приведённой скорости потока на входе в компрессор λ от 0,25 до 0,75. Этот диапазон приведённой скорости потока был выбран в соответствии с тем,

что на взлётном и крейсерском режимах работы двигателя $\lambda = 0,65 \dots 0,75$ [3], а на режиме малого газа $\lambda = 0,25 \dots 0,45$.

Величина коэффициента восстановления полного давления во входном устройстве была принята равной 0,975 [4].

Расчёты были проведены для случаев постоянной и переменной плотности потока, и их результаты приведены в таблицах 2 и 3.

Результаты расчётов, представленные в таблицах 2 и 3, позволили найти относительные методические погрешности, а также границы наибольшей и наименьшей относительной общей погрешности определения параметров потока при условии постоянной плотности.

В частности, на рис. 2 представлены зависимости относительной методической погрешности определения λ от величины приведённой скорости потока при постоянных значениях ρ_1 , ρ_2 и ρ_3 .

Таблица 2

Значения параметров косвенных измерений и величины их предельных погрешностей, вычисленные при постоянной плотности потока в условиях испытания двигателя на стенде

Параметр	Значение*			
	Точные значения λ			
	$\lambda=0,25$	$\lambda=0,45$	$\lambda=0,65$	$\lambda=0,75$
Полное избыточное давление потока $p^*_{изб}$, Па	-2533	-2533	-2533	-2533
Перепада давлений $\Delta p = p^* - p$, Па	3557	11184	22279	28789
Полное абсолютное давление потока p^* , Па	98797	98797	98797	98797
Полное статическое давление потока p , Па	95240	87613	76518	70008
Полное среднее давление p_{cp} , Па	97019	93205	87658	84403
Плотность потока ρ_1 , кг/м ³	1,195	1,195	1,195	1,195
Плотность потока ρ_2 , кг/м ³	1,152	1,060	0,925	0,846
Плотность потока ρ_3 , кг/м ³	1,173	1,127	1,060	1,021
Абсолютная скорость потока C_1 , м/с	77,2	136,8	193,1	219,5
Абсолютная скорость потока C_2 , м/с	78,6	145,3	219,5	260,8
Абсолютная скорость потока C_3 , м/с	77,9	140,9	205,0	237,5
Приведённая скорость потока λ_1	0,248	0,440	0,621	0,706
Приведённая скорость потока λ_2	0,253	0,467	0,705	0,838
Приведённая скорость потока λ_3	0,250	0,453	0,659	0,764
Погрешность полного абсолютного давления потока δp^* не более, %	0,17	0,17	0,17	0,17
Погрешность статического абсолютного давления потока δp не более, %	0,18	0,19	0,22	0,24
Погрешность среднего давления δp_{cp} не более, %	0,12	0,13	0,14	0,14
Погрешность полной температуры потока δT^* , %	0,35	0,35	0,35	0,35
Погрешность плотности потока $\delta \rho_1$, %	0,39	0,39	0,39	0,39
Погрешность плотности потока $\delta \rho_2$, %	0,39	0,40	0,41	0,42
Погрешность плотности потока $\delta \rho_3$, %	0,37	0,37	0,37	0,37
Погрешность абсолютной скорости потока δC_1 , %	3,4	1,1	0,6	0,5
Погрешность абсолютной скорости потока δC_2 , %	3,4	1,1	0,6	0,5
Погрешность абсолютной скорости потока δC_3 , %	3,4	1,1	0,6	0,5
Погрешность приведённой скорости потока $\delta \lambda_1$, %	3,4	1,1	0,6	0,5
Погрешность приведённой скорости потока $\delta \lambda_2$, %	3,4	1,1	0,6	0,5
Погрешность приведённой скорости потока $\delta \lambda_3$, %	3,4	1,1	0,6	0,5

* - значения погрешностей приведены без учёта знака

Таблица 3

Значения параметров косвенных измерений и величины их предельных погрешностей, вычисленные при изменяющейся плотности потока в условиях испытания двигателя на стенде

Параметр	Значение*			
	Точные значения λ			
	$\lambda = 0,25$	$\lambda = 0,45$	$\lambda = 0,65$	$\lambda = 0,75$
Полное избыточное давление потока $p^*_{изб}$, Па	-2533	-2533	-2533	-2533
Перепада давлений $\Delta p = p^* - p$, Па	3557	11184	22279	28789
Полное абсолютное давление потока p^* , Па	98797	98797	98797	98797
Полное статическое давление потока p , Па	95240	87613	76518	70008
Газодинамическая функция $\pi(\lambda)$	0,9640	0,8868	0,7745	0,7086
Газодинамическая функция $\tau(\lambda)$	0,9894	0,9657	0,9284	0,9047
Приведённая скорость потока λ	0,25	0,45	0,65	0,75
Статическая температура потока T , К	285,1	278,3	267,5	260,7
Плотность потока ρ , кг/м ³	1,164	1,097	0,997	0,936
Абсолютная скорость потока C , м/с	77,7	139,7	201,8	232,8
Погрешность полного абсолютного давления потока δp^* , %	0,17	0,17	0,17	0,17
Погрешность статического абсолютного давления потока δp , %	0,18	0,19	0,22	0,24
Погрешность полной температуры потока δT^* , %	0,35	0,35	0,35	0,35
Погрешность газодинамической функции $\delta[\pi(\lambda)]$, %	0,25	0,26	0,28	0,30
Погрешность приведённой скорости потока $\delta\lambda$, %	3,4	1,1	0,5	0,4
Погрешность газодинамической функции $\delta[\tau(\lambda)]$, %	0,07	0,08	0,08	0,09
Погрешность абсолютной скорости потока δC , %	3,4	1,1	0,6	0,4
Погрешность статической температуры δT , %	0,35	0,36	0,36	0,36
Погрешность плотности потока $\delta\rho$, %	0,4	0,4	0,4	0,4
Отношение $\frac{[\pi(\lambda)]^{\frac{k-1}{k}}}{\left\{1 - [\pi(\lambda)]^{\frac{k-1}{k}}\right\}}$ в формуле для определения $\delta\lambda$ (см. п. 2)	93,3	28,1	13,0	9,5

* - значения погрешностей приведены без учёта знака

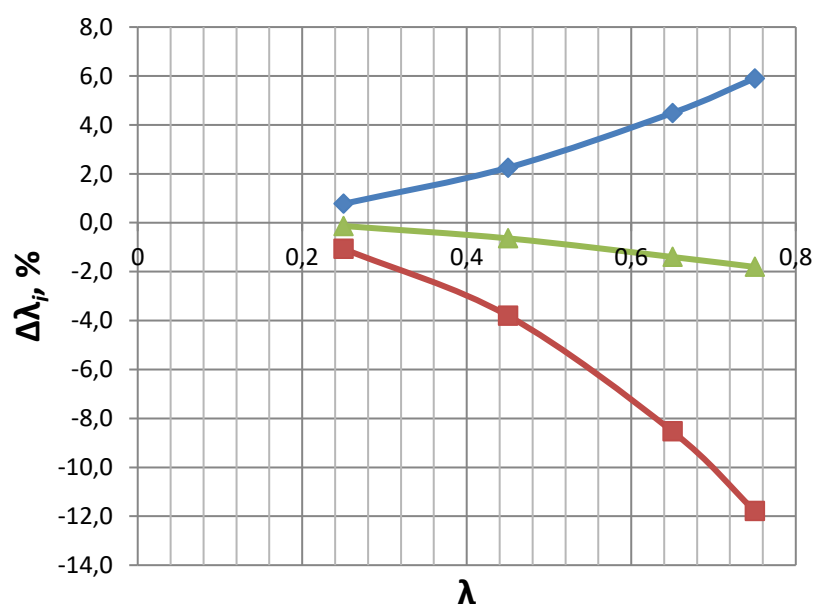


Рис. 2. Зависимость относительной методической погрешности определения λ от величины приведённой скорости потока:

- ◆— методическая погрешность при первом способе определения плотности потока;
- методическая погрешность при втором способе определения плотности потока;
- ▲— методическая погрешность при третьем способе определения плотности потока

Относительная методическая погрешность определения приведённой скорости потока рассчитана в соответствии с выражением

$$\bar{\Delta}\lambda_i = \frac{\lambda - \lambda_i}{\lambda} 100, \%,$$

где

λ – величина приведённой скорости потока, вычисленная при условии изменения плотности потока при его торможении на входе в приёмник давлений;

λ_i – значения приведённой скорости потока, вычисленные при условии постоянства плотности потока и трёх различных способах её определения.

Как видно из графиков на рис. 2, при первом способе определения ρ величина приведённой скорости потока оказывается меньше λ , вычисленной при условии изменения плотности потока при его торможении на входе в приёмник давлений, а при втором и третьем способах нахождения ρ значения приведённой скорости потока больше величин λ , вычисленных при условии $\rho = \text{var}$.

Превышение λ над λ_1 объясняется завышением значения плотности потока при её определении по полному давлению p^* , а снижение λ по сравнению с λ_2 и λ_3 вызвано пониженными значениями плотности ρ при её определении по величинам статического p и среднего p_{cp} давлений.

По абсолютной величине методическая погрешность $\bar{\Delta}\lambda$ увеличивается с ростом λ от 0,25 до 0,75. Так, при первом способе определения ρ величина $\bar{\Delta}\lambda_1$ возрастает с 0,8 до 5,9%, а при втором способе определения ρ значение $\bar{\Delta}\lambda_2$ увеличивается с 1,1 до 11,8%. Наименьший рост методической погрешности наблюдается при использовании третьего способа нахождения ρ , при котором $\bar{\Delta}\lambda_3$ увеличивается с 0,1 до 1,8%.

Верхняя

$$\delta\lambda_{\Sigma Bi} = \bar{\Delta}\lambda_i + \delta\lambda_i \cdot (\lambda_i / \lambda)$$

и нижняя

$$\delta\lambda_{\Sigma ni} = \bar{\Delta}\lambda_i - \delta\lambda_i \cdot (\lambda_i / \lambda)$$

границы относительной общей погрешности определения значений λ_i тремя способами при условии постоянства плотности потока представлены на рис. 3, 4 и 5.

При типовых значениях приведённой скорости потока на входе в компрессор на взлётном и крейсерском режимах верхняя граница общей погрешности $\delta\lambda_{\Sigma B1}$ при первом способе вычисления плотности находится в диапазоне 5,1...6,4%, а нижняя граница $\delta\lambda_{\Sigma n1}$ – в диапазоне 3,9...5,4%.

При втором способе определения плотности граница $\delta\lambda_{\Sigma B2}$ располагается в диапазоне от -11,2 до -7,9%, а граница $\delta\lambda_{\Sigma n2}$ – от -12,3 до -9,2%, и при третьем способе расчёта плотности граница $\delta\lambda_{\Sigma B3}$ находится в диапазоне от -1,3 до -0,8%, а граница $\delta\lambda_{\Sigma n3}$ – в диапазоне от -2,3 до -2,0%.

На режиме малого газа при $\lambda = 0,25...0,45$ верхняя граница $\delta\lambda_{\Sigma B1}$ при первом способе вычисления плотности находится в диапазоне 3,4...4,2%, а нижняя граница $\delta\lambda_{\Sigma n1}$ – в диапазоне от -2,6 до 1,2%.

При втором способе определения плотности граница $\delta\lambda_{\Sigma B2}$ располагается в диапазоне от -2,6 до 2,3%, а граница $\delta\lambda_{\Sigma n2}$ – в диапазоне от -4,8 до -4,4%, и при третьем способе расчёта плотности граница $\delta\lambda_{\Sigma B3}$ находится в диапазоне 0,5...3,2%, а граница $\delta\lambda_{\Sigma n3}$ – в диапазоне от -3,5 до -1,7%.

Из графиков на рис. 3, 4 и 5 следует, что, несмотря на сужение границ относительной общей погрешности с ростом λ , из-за существенной методической погрешности не целесообразно при обработке результатов эксперимента использовать методику расчёта параметров потока при условии $\rho = \text{const}$ как на взлётном и крейсерском режиме, так и на режиме малого газа.

На рис. 6 представлена зависимость погрешности $\delta\lambda$ от приведённой скорости λ , вычисленной с учётом изменения плотности потока при его торможении перед приёмником давлений. Как видно, с увеличением λ погрешность $\delta\lambda$ уменьшается. Так, при $\lambda = 0,25$ она равна 3,3%, а начиная с $\lambda = 0,45$, становится меньше 1%, и при $\lambda = 0,65$ она равна 0,5%. Это происходит благодаря уменьшению значения газодинамической функции $\pi(\lambda)$ и величины отношения $[\pi(\lambda)]^{\frac{k-1}{k}} / \left\{ 1 - [\pi(\lambda)]^{\frac{k-1}{k}} \right\}$ в выражении для определения $\delta\lambda$ (см. табл. 3).

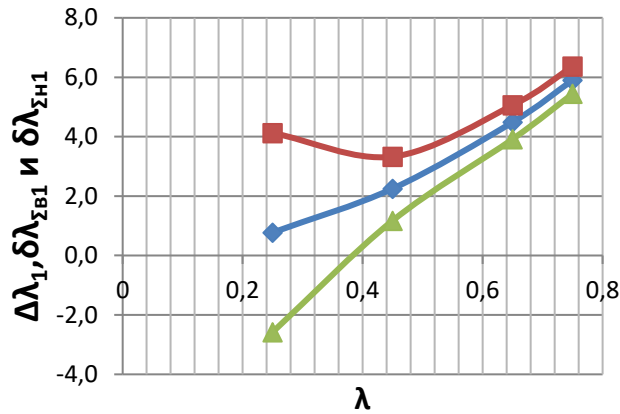


Рис. 3. Границы относительной общей погрешности определения λ_1 :

- методическая погрешность при первом способе определения плотности потока,
- верхняя граница относительной общей погрешности определения λ_1 ,
- нижняя граница относительной общей погрешности определения λ_1

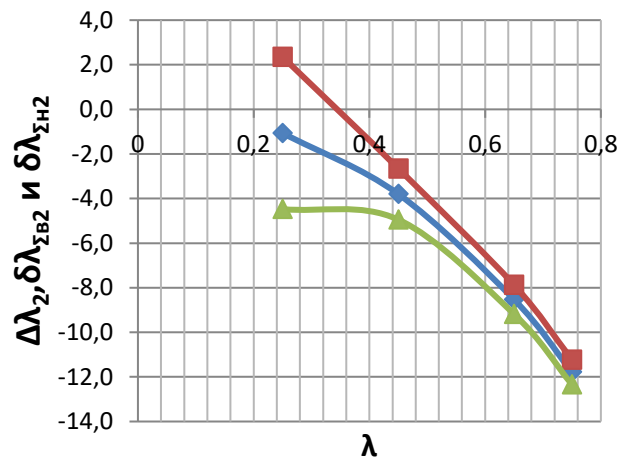


Рис. 4. Границы относительной общей погрешности определения λ_2 :

- методическая погрешность при втором способе определения плотности потока,
- верхняя граница относительной общей погрешности определения λ_2 ,
- нижняя граница относительной общей погрешности определения λ_2

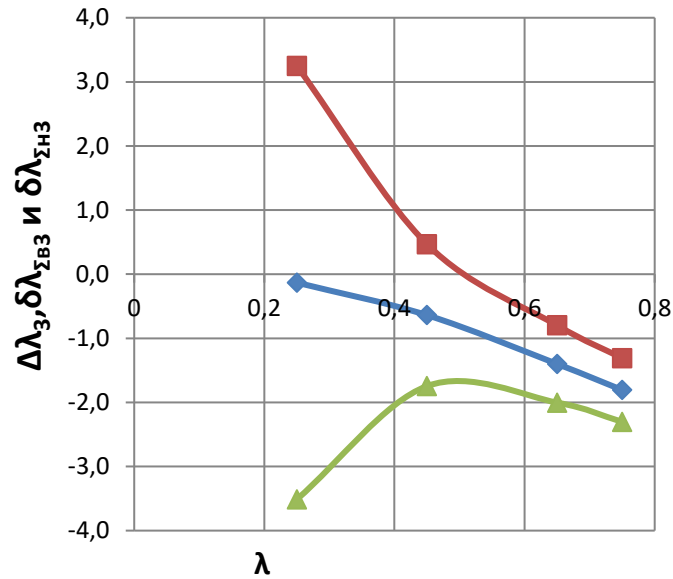


Рис. 5. Границы относительной общей погрешности определения λ_3 :

- ◆ - методическая погрешность при третьем способе определения плотности потока λ_3 ,
- - верхняя граница относительной общей погрешности определения λ_3 ,
- ▲ - нижняя граница относительной общей погрешности определения λ_3 .

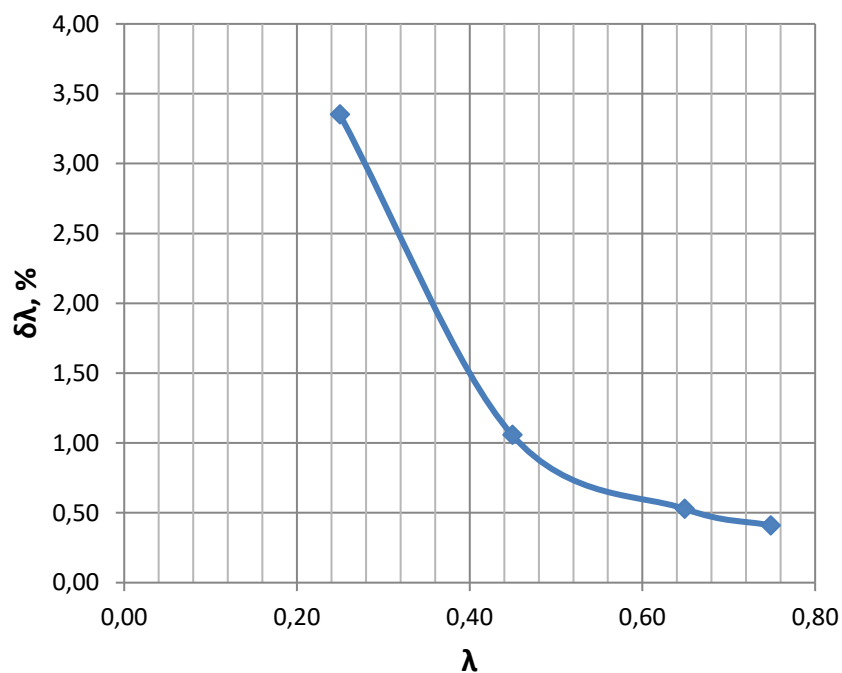


Рис. 6. Зависимость предельной относительной погрешности $\delta\lambda$ от приведенной скорости потока с учётом изменения плотности потока при его торможении перед приёмником давлений

В дальнейшем расчёты параметров потока и их предельных относительных погрешностей были проведены с учётом изменения плотности при торможении потока в условиях, во-первых, взлётного режима при скорости полёта $V_{\text{П}} = 85$ м/с (306 км/час), $t_{\text{Н}} = 15$ °С, $p_{\text{Н}} = 101330$ Па и приведенной скорости потока на входе в компрессор $\lambda = 0,65$. А во-вторых – в условиях крейсерского режима полёта со скоростью числа Маха $M_{\text{П}} = 0,8$ на высоте 11 км ($p_{\text{Н}} = 22700$ Па и $T_{\text{Н}} = 216,8$ К) и по-прежнему при $\lambda = 0,65$. Результаты этих расчётов, а также значения параметров потока и их предельных относительных погрешностей в условиях стендовых испытаний при $\lambda = 0,65$ даны в табл. 4.

Таблица 4

Значения параметров косвенных измерений и величины их предельных погрешностей, вычисленных при изменяющейся плотности потока в стендовых условиях, а также условиях взлётного и крейсерского режима работы двигателя

Параметр	Значение*		
	Стендовые условия	Взлётный режим	Крейсерский режим
Полное избыточное давление потока на входе в компрессор $p_{изб}^*$, Па	-2533	1852	11119
Перепада давлений на входе в компрессор $\Delta p = p^* - p$, Па	22279	23268	7620
Полное абсолютное давление потока p^* , Па	98797	103182	33819
Полное статическое давление потока p , Па	76518	79914	26199
Газодинамическая функция $\pi(\lambda)$	0,7745	0,7745	0,7747
Газодинамическая функция $\tau(\lambda)$	0,9284	0,9284	0,9285
Приведённая скорость потока λ	0,65	0,65	0,65
Полная температура потока на входе в двигатель T^* , К	288,2	291,8	245,2
Статическая температура потока T , К	267,5	270,9	227,7
Плотность потока ρ , кг/м ³	0,997	1,028	0,401
Абсолютная скорость потока C , м/с	201,8	203,1	186,1
Погрешность полного абсолютного давления потока δp^* , %	0,17	0,16	0,13
Погрешность статического абсолютного давления потока δp , %	0,22	0,21	0,19
Погрешность полной температуры потока δT^* , %	0,35	0,34	0,41
Погрешность статической температуры δT , %	0,36	0,35	0,41
Погрешность плотности потока $\delta \rho$, %	0,42	0,41	0,45
Погрешность газодинамической функции $\delta[\pi(\lambda)]$, %	0,28	0,27	0,23
Погрешность газодинамической функции $\delta[\tau(\lambda)]$, %	0,08	0,08	0,07
Погрешность приведённой скорости потока $\delta \lambda$, %	0,5	0,5	0,4
Погрешность абсолютной скорости потока δC , %	0,6	0,5	0,5

* - значения погрешностей приведены без учёта знака

Из данных табл. 4 следует, что значения погрешностей δp , $\delta \lambda$ и δC практически не зависят от условий работы двигателя при неизменной величине $\lambda = 0,65$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ экспериментального способа определения параметров потока и их погрешностей на входе в компрессор газотурбинного двигателя позволил провести количественную оценку методической и общей предельной относительной погрешности косвенных измерений параметров потока.

В частности, на взлётном и крейсерском режиме при типовых значениях приведённой скорости потока на входе в компрессор $\lambda = 0,65 \dots 0,75$ методические погрешности $\overline{\Delta \lambda}_i$, связанные с условием постоянства плотности потока, находятся в диапазонах:

- при первом способе вычисления плотности по полному давлению потока p^* – от 4,5 до 5,9%;
- при втором способе вычисления плотности по статическому давлению потока p – от 8,5 до 11,8%;
- при третьем способе вычисления плотности по среднему давлению $p_{ср} = 0,5(p^* + p)$ – от 1,4 до 1,8%.

С учётом предельных относительных погрешностей $\delta \lambda_i$ общая предельная погрешность определения λ при первом способе вычисления плотности достигает 6,4%, при втором способе – 12,3% и при третьем способе – 2,3% (без учёта знака погрешности).

Учёт сжимаемости воздуха при торможении перед приёмником давлений позволяет при увеличении λ , начиная с 0,45, обеспечить предельную относительную погрешность $\delta \lambda$ менее 1%, а при $\lambda \geq 0,65$ – менее 0,5%, что можно считать вполне приемлемым, также как и погрешности δp^* , δp и $\delta \rho$, которые становятся равны или меньше 0,4%.

При этом значения погрешностей δp , δl и δC практически не зависят от условий работы двигателя (см. табл. 4).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. М.: Машиностроение, 1972. 539 с. [A. N. Petunin, *Methods and techniques for measuring gas flow parameters*, (in Russia). Moscow: Mashinostroenie, 1972.]
2. МИ 2083-90 Государственная система обеспечения единства измерений. Измерения косвенные. Определение результатов измерений и оценивание их погрешностей. Москва: Изд-во стандартов, 1991. 10 с. [“MI 2083-90 Gosudarstvennaya sistema obespecheniya edinstva izmerenij. Izmereniya kosvenny'e. Opredelenie rezul'tatov izmerenij i ocenivanie ikh pogreshnostej”, (in Russia). Moscow, Izdatel'stvo standartov, 1991.]
3. Бочкарев С.К., Кузьмичев В.С. и др. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 2005. 464 с. [S.K. Bochkaev, V.S. Kuz'michev and others. “Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants: V. 3. Main problems: the initial level of design, gas-dynamic refinement, special characteristics and conversion of aviation gas turbine engines”, (in Russia). Moscow: Mashinostroenie, 2005.]
4. Бакулев В.И., Голубев В.А. и др. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с. [V.I. Bakulev, V. A. Golubev and others. “Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants” (in Russia). Moscow, Izdatel'stvo MAI, 2003.]

ОБ АВТОРАХ

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.

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.

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

METADATA

Title: Analysis of an experimental method for determining parameters of flow and their errors at the compressor inlet of a gas turbine engine.

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

Affiliation:

^{1,2,3,4}Samara National Research University, Samara, Russia.

Email: ¹valeriy@rambler.ru, ²pestovdenis@mail.ru, ³goriachkin.e.s@gmail.com, ⁴ivan.kudraysh@gmail.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 1 (99), pp. 69-80, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: Several methods of processing the results of experimental determination using a combined receiver of the pressure of the flow parameters at the compressor inlet are considered. The influence of the flow velocity in front of the compressor and the operating modes of the engine on the error level of the experimental determination of the absolute and reduced flow velocity is investigated. The methodological error of the methods in which the constancy of the flow density is assumed when it is decelerated in front of the pressure receiver is highlighted. When processing experimental data, it is recommended to take into account the change in density when the flow is decelerated in front of the pressure receiver. A quantitative estimation of the error of experimental determination of flow parameters in the range of operating modes of the engine is given.

Key words: gas turbine engine; flow parameters; measurement error.

About authors:

MATVEEV, Valeriy Nikolaevich, Prof., Department of Theory of Aircraft engines (KuAI, 1977). Dr. Tech. Sci. (SSAU, 2000). Studies in the area of aircraft impeller machines.

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

GORIACHKIN, Evgeni Sergeevich, Associate Professor, Department of Theory of Aircraft Engines (SSAU, 2014). Cand. Tech. Sci. (Samara University, 2021). Studies in the area of the numerical modeling of aircraft impeller machines.

KUDRYASHOV, Ivan Aleksandrovich, Postgrad. student, Department of Theory of Aircraft Engines. Dipl. engineer (Samara University, 2021). Prepares a thesis on a method for designing multi-stage compressors of gas turbine engines.