

# ИССЛЕДОВАНИЕ КРИТЕРИАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЛИЯНИЯ ВХОДНОЙ НЕОДНОРОДНОСТИ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ НА ТЯГУ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А.

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,  
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия  
e-mail: 30105@ciam.ru*

Статья поступила в редакцию 07.12.2018

На примере расчета одновального турбореактивного двигателя (ТРД) с умеренным уровнем проектных параметров рассмотрено влияние неоднородности полного давления на его основные параметры, такие, как тяга и запас газодинамической устойчивости системы сжатия. Выбор типа двигателя объясняется тем, что, в отличие от турбореактивного двухконтурного двигателя, который рассматривался в предыдущих работах, на входе в компрессор ТРД неоднородное поле полного давления считается известным и его влияние на единственный компрессор будет определяющим для всего ТРД.

Предложен и обоснован параметр  $E_p$ , являющийся условным показателем «концентрации» пониженного давления на единицу входной площади, который можно использовать критериальным при рассмотрении влияния неравномерности полного давления на входе в двигатель на его тягово-экономические показатели. Показано, что зависимость потери тяги от параметра  $E_p$  изменяется практически линейно и дополнительно определяется режимом работы двигателя.

*Ключевые слова:* неоднородность полного давления, параметры неравномерности, ТРД, тяга двигателя, запас газодинамической устойчивости двигателя.

## Введение

При эксплуатации силовой установки в составе летательного аппарата в реальных условиях вследствие различных причин на вход в двигатель может поступать неоднородный поток воздуха. Наличие такой неоднородности может влиять на основные параметры двигателя, в первую очередь на запас его газодинамической устойчивости (ГДУ), а также на тягово-экономические характеристики.

В зависимости от вида неравномерности полного давления ее влияние на те или иные параметры двигателя будет различно. Например, на запас газодинамической устойчивости двигателя большее влияние оказывают окружная неравномерность полного давления и ее нестационарная составляющая. Что касается тяги двигателя, то, как показывают результаты расчетно-экспериментальных исследований, воздействия радиальной и окружной неравномерностей достаточно близки, а нестационарная составляющая и вовсе мало вли-

яет на тягу двигателя, что позволяет использовать одномерные подходы при моделировании явления и рассматривать влияние обеих стационарных составляющих неравномерности полного давления (окружной и радиальной) с единых методических позиций.

Снижение полетной тяги в случае неоднородного входного потока происходит вследствие нескольких причин. К первой причине можно отнести уменьшение общего уровня полного давления по тракту двигателя, которое приводит к снижению перепада давлений на реактивном сопле и, соответственно, удельной тяги двигателя. Кроме этого, вследствие снижения общего уровня давления на входе происходит уменьшение и физического расхода воздуха через двигатель.

Вторая причина снижения полетной тяги связана с дополнительными потерями полного давления вследствие «размывания» областей с различным уровнем полного давления в элементах сжатия. Это приводит к дополнительным потерям

полного давления в каскадах компрессора, что еще в большей степени снижает тягу авиационного двигателя.

Исследованию явления неравномерности полного давления посвящено большое количество экспериментальных и расчетно-методических работ [1–3]. В работах д.т.н. С.Е. Краснова [4–6] с помощью трехмерных программных комплексов рассматривалось влияние входной неравномерности полного давления, в первую очередь на запасы газодинамической устойчивости компрессоров, а также оценивалось изменение тягово-экономических параметров двигателя.

В работах [1, 7, 8] проводилась расчетная оценка влияния неравномерности полного давления на запас устойчивости системы сжатия двигателя с помощью такого одномерного подхода, как метод параллельных компрессоров. Применение этого метода в математических моделях авиационных ГТД первого уровня [9] при рассмотрении влияния неоднородности входного потока получило достаточно широкое распространение благодаря возможности быстро и, как показала практика, с небольшой погрешностью оценить снижение основных параметров двигателя, в том числе при использовании реальных характеристик его узлов и элементов.

Заметный вклад в изучение рабочего процесса в авиационных ГТД при неоднородном поле давлений на входе с помощью одномерных программных комплексов внесли работы [10–12], в которых описываются усовершенствованный метод параллельных компрессоров, а также различные способы обработки данных потока, полученных при возникновении неравномерности полного давления на входе в двигатель.

### Параметры неравномерности полного давления

Основным общепринятым параметром, который определяет влияние неравномерности полного давления на запас газодинамической устойчивости двигателя, является интегральный параметр  $W$  [13, 14]:

$$W = \Delta \bar{\sigma}_{\text{окр}} + \varepsilon,$$

где  $\Delta \bar{\sigma}_{\text{окр}}$  — окружная неравномерность;  $\varepsilon$  — нестационарная составляющая неравномерности полного давления.

Оценка окружной неравномерности полного давления производится следующим образом. Площадь входа в компрессор (рис. 1) разбивают на несколько зон (в данном случае происходит раз-

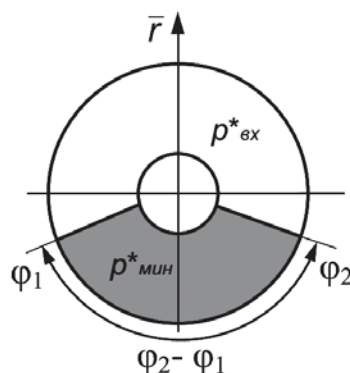


Рис. 1. Оценка окружной составляющей неравномерности полного давления

биение на два сектора), ограниченных углом  $\phi_i$ , а затем определяют давление в секторе с пониженным значением давления  $p_{\text{мин}}^*$  и его относительной площадью  $\bar{F}$ .

Далее определяют осредненное значение полного давления по всей площади входа

$$p_{\text{вх ср}}^* = p_{\text{мин}}^* \bar{F} + p_{\text{вх}}^* (1 - \bar{F})$$

и осредненное значение коэффициента восстановления полного давления на входе в двигатель:

$$\sigma_{\text{вх ср}} = \frac{p_{\text{вх ср}}^*}{p_{\text{н}}^*}.$$

Окружную неравномерность характеризуют относительным отклонением минимального давления в плоскости входа к его среднему значению

$$\Delta \bar{\sigma}_{\text{окр}} = \frac{\sigma_{\text{вх ср}} - \sigma_{\text{вх мин}}}{\sigma_{\text{вх ср}}},$$

где  $\sigma_{\text{вх мин}}$  — коэффициент восстановления полного давления в секторе пониженного давления,

$$\sigma_{\text{вх мин}} = \frac{p_{\text{мин}}^*}{p_{\text{н}}^*}.$$

Нестационарная составляющая неравномерности полного давления проявляется в виде пульсаций давлений различной формы, частоты и амплитуды. Для анализа нестационарности потока на входе в компрессор выделяют пульсационную составляющую полного давления

$$\Delta p_B = p_B^* - \overline{p_{B\text{cp}}^*}$$

где  $p_B^*$  — мгновенное значение давления в данной точке потока;

$\overline{p_{B\text{cp}}^*}$  — давление в этой же точке, осредненное за достаточно большой период времени  $T$ .

Критериальным параметром, который определяет количественный уровень нестационарности потока по давлению  $p_B^*$ , является интенсивность пульсаций  $\varepsilon$ :

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{(\Delta p_B^*)^2}}{p_{B\text{cp}}^*}$$

В связи с тем, что при возникновении неоднородности полного давления на входе в двигатель основное влияние оказывается на режим работы каскадов компрессора, в данной статье в качестве объекта исследования был выбран одновальный турбореактивный двигатель с достаточно умеренным уровнем проектных параметров: температурой газа перед турбиной  $T_T^* \approx 1100$  К и степенью повышения давления в компрессоре  $\pi_K^*$  около 12 (типа АЛ-21Ф). Выбор такого типа двигателя объясняется тем обстоятельством, что в отличие от исследуемых авторами ранее двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) [15—17], в которых на последующие за вентилятором каскады компрессора поступал поток с уже измененным по сравнению с заданным на входе распределением полного давления, в данном случае на входе в компрессор ТРД неоднородное поле полного давления считается известным, и его влияние на единственный компрессор будет определяющим для всего ТРД.

При проведении расчетной оценки в качестве базового значения коэффициента восстановления полного давления выбиралось значение, соответствующее скорости полета для типового воздухозаборника внешнего сжатия, при этом область пониженного давления характеризовалась относительным значением площади  $\bar{F}$  и коэффициентом восстановления полного давления  $\sigma_{\text{вх\_мин}}$ . Перечисленные выше параметры наряду с условиями полета однозначно определяют поле полного давления на входе в двигатель.

Расчетные исследования параметров и характеристик рассматриваемого ТРД проводились с помощью одномерной математической модели первого уровня [9] с применением метода параллельных компрессоров [18—20].

На начальных этапах исследования была рассчитана дроссельная характеристика двигателя на взлетном режиме ( $H = 0$ ,  $M = 0$ ), табл. 1.

Таблица 1

Значения относительной тяги двигателя, его удельного расхода и запас ГДУ компрессорной части на взлетном режиме

$n$	$R_{\text{отн}}$	$C_p$ , кг/(кг час)	$\Delta K_y$
1.05	1,394	0,764	0,221
1	1,0	0,778	0,249
0.95	0,712	0,825	0,273
0.9	0,506	0,908	0,294
0.85	0,361	1,034	0,311
0.8	0,260	1,217	0,323
0.75	0,188	1,466	0,331
0.7	0,138	1,787	0,337
0.65	0,102	2,190	0,343
0.6	0,076	2,689	0,344

При проведении первой группы расчетов (табл. 2) была получена дроссельная характеристика двигателя на взлетном режиме при типовом значении интегрального параметра  $W = 9\%$  при двух различных сочетаниях величин коэффициента восстановления полного давления в секторе с пониженным давлением  $\sigma_{\text{вх\_мин}}$  и относительной площади этого сектора  $\bar{F}$ .

Из представленных результатов видно, что при одном и том же значении параметра  $W = 9\%$ , но при различных сочетаниях параметров неравномерности ( $\bar{F} = 0,3$ ,  $\sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,85$  и  $\bar{F} = 0,4$ ,  $\sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,833$ ) значения величин снижения запаса устойчивости компрессора  $\delta \Delta K_y$  оказались близкими, в то время как падение тяги двигателя было существенно различным.

Это связано с тем, что общепринятый параметр  $W$ , стационарная составляющая которого определяется относительным отклонением мини-

Таблица 2

## Снижение тяги и ГДУ двигателя для двух вариантов полей неоднородности полного давления на входе

n	$W = 9\%, \bar{F} = 0,3, \sigma_{\text{мин}} = 0,85$		$W = 9\%, \bar{F} = 0,4, \sigma_{\text{мин}} = 0,833$	
	$\Delta R$	$\delta \Delta K_y$	$\Delta R$	$\delta \Delta K_y$
1.05	6,85	8,08	9,86	8,16
1	6,71	8,39	9,55	8,61
0.95	6,37	8,77	9,03	9,11
0.9	6,03	9,19	8,54	9,65
0.85	5,67	9,66	8,00	10,26
0.8	5,29	10,22	7,45	10,96
0.75	4,95	10,83	6,95	11,74
0.7	4,62	11,57	6,44	12,66
0.65	4,24	12,52	5,86	13,86
0.6	3,83	13,88	5,23	15,58

мального давления от его среднего значения в плоскости входа в двигатель

$$\Delta \sigma_{\text{окр}} = \frac{\sigma_{\text{вх\_ср}} - \sigma_{\text{вх\_мин}}}{\sigma_{\text{вх\_ср}}},$$

не характеризует однозначно поле полного давления (т.е. одному и тому же значению параметра  $W$  соответствуют различные возможные варианты распределения полного давления в плоскости входа в двигатель). Этот параметр хорошо описывает изменение запаса газодинамической устойчивости компрессора, которое в значительной степени определяется запасом устойчивости его части, работающей в зоне пониженного давления на входе, и практически не зависит от относительно размера этой зоны. При этом на тяговые характеристики двигателя размеры зоны пониженного давления на входе, естественно, оказывают заметное влияние.

В связи с этим параметр  $W$  не может являться критериальным для определения влияния неоднородного входного поля давления на тягово-экономические характеристики авиационных ГТД\*.

Для описания этого влияния необходимо использовать параметр, который не только характеризует соотношение между значениями давления в различных зонах в плоскости входа в двигатель, но отражает относительные значения площади, которую занимают эти зоны, и в первую очередь,

зоны пониженного давления, являясь условным показателем «концентрации» пониженного давления на единицу входной площади.

В связи с тем, что нестационарная составляющая неравномерности  $\epsilon$  мало влияет на тягу двигателя, ее значение при вычислении данного параметра может не учитываться.

В качестве такого критериального для определения влияния на тягу двигателя параметра целесообразно использовать следующий:

$$E_r = \frac{(\sigma_{\text{вх}} - \sigma_{\text{мин}}) \bar{F}}{\sigma_{\text{вх}}}.$$

Для проверки этого предположения при проведении второй группы расчетов (табл. 3) была получена дроссельная характеристика двигателя на взлетном режиме при наличии неравномерности полного давления на входе с неизменным значением предлагаемого критериального параметра ( $E_r = 3,72$ ) и существенно различных значениях параметра  $W$  (от 1,65% до 9%), изменение которого обеспечивалось различными сочетаниями величин относительной площади зоны с пониженным давлением  $\bar{F}$  и коэффициента восстановления полного давления в этой зоне  $\sigma_{\text{мин}}$ .

Из анализа представленных в табл. 3 данных, содержащих изменение относительного снижения тяги и ГДУ исследуемого двигателя, следует, что при одном и том же значении параметра  $E_r = 3,72$ ,

\* Аналогичные результаты получены и в других работах расчетного и экспериментального плана [13, 14 и др.].

Таблица 3

Снижение тяги и ГДУ двигателя для трех вариантов полей неоднородности полного давления на входе

n	$E_r = 3,72, \bar{F} = 0,3, \sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,85, W = 9\%$		$E_r = 3,72, \bar{F} = 0,5, \sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,898, W = 3,85\%$		$E_r = 3,72, \bar{F} = 0,7, \sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,918, W = 1,65\%$	
	$\Delta R$	$\delta \Delta K_y$	$\Delta R$	$\delta \Delta K_y$	$\Delta R$	$\delta \Delta K_y$
1.05	6,85	8,08	6,48	3,37	6,32	1,43
1	6,71	8,39	6,33	3,63	6,16	1,66
0.95	6,37	8,77	5,98	3,92	5,81	1,92
0.9	6,03	9,19	5,66	4,22	5,48	2,18
0.85	5,67	9,66	5,31	4,56	5,14	2,46
0.8	5,29	10,22	4,95	4,94	4,79	2,77
0.75	4,95	10,83	4,63	5,35	4,49	3,10
0.7	4,62	11,57	4,33	5,83	4,19	3,48
0.65	4,24	12,52	4,00	6,46	3,88	3,96
0.6	3,83	13,88	3,66	7,37	4,23	4,7

но при различных сочетаниях других параметров неравномерности ( $\bar{F} = 0,3, \sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,85, W = 9\%$ ), ( $\bar{F} = 0,5, \sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,898, W = 3,85\%$ ) и ( $\bar{F} = 0,7, \sigma_{\text{вх\_мин}} = 0,918, W = 1,65\%$ ) снижение тяги происходит однотипно во всех трех случаях, а уменьшение запаса устойчивости компрессора более интенсивно при большем значении  $W$ . Таким образом, предложенный безразмерный параметр  $E_r$  отражает влияние неравномерности входного поля полного давления на тягу двигателя и поэтому может применяться в качестве определяющего для оценки изменения тягово-эко-

номических характеристик двигателя при его работе в условиях неравномерности входного поля полного давления.

Для выявления зависимости потери тяги  $\delta R$  исследуемого ТРД от параметра  $E_r$  были проведены соответствующие расчетные оценки во всем рассмотренном диапазоне относительных значений частоты вращения ротора  $n$  от 0,6 до 1, результаты которых представлены на рис. 2.

Из анализа представленных данных видна практически линейная зависимость снижения тяги  $\delta R$  от параметра  $E_r$  ( $\delta R \approx KE_r$ ), причем коэффициент пропорциональности  $K$  изменяется в

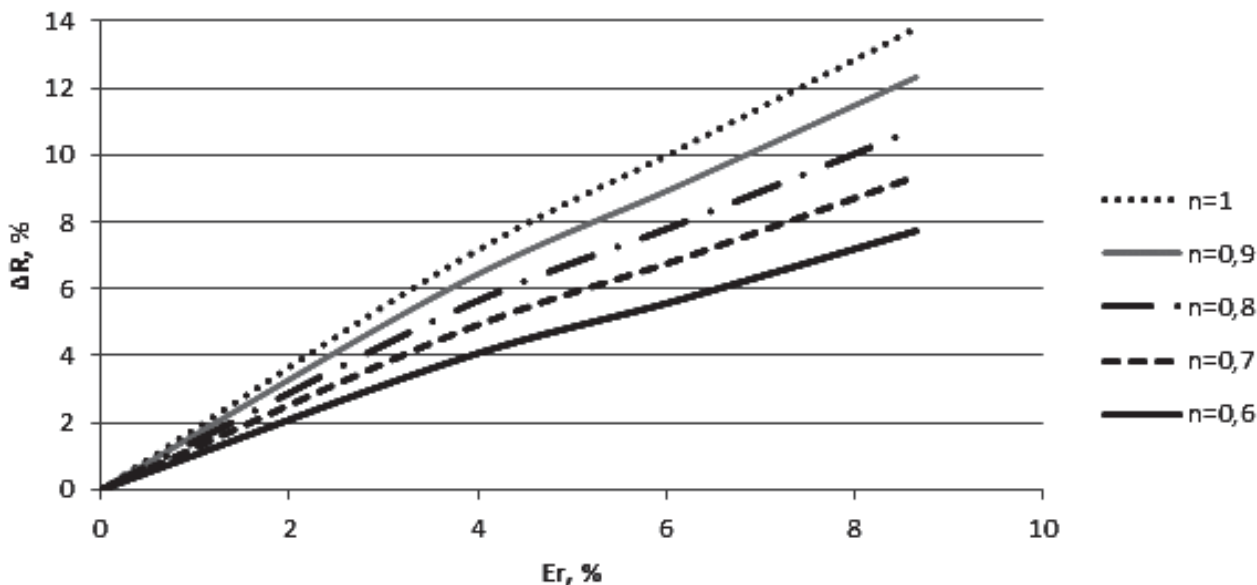


Рис. 2. Зависимость снижения тяги рассматриваемого ТРД от частоты вращения и параметра  $E_r$

зависимости от частоты вращения от 1 (для  $n = 0,6$ ) до 1,75 (для  $n = 1$ ).

## Выводы

Проведенный расчетный анализ на примере одновального ТРД показал существенную неоднозначность зависимости снижения тяги двигателя при работе в неоднородном поле полного давления на входе от общепринятого для оценки такого влияния параметра  $W$ , стационарная составляющая которого характеризует соотношение между значениями давления в различных зонах в плоскости входа в двигатель.

Для корректной оценки ухудшения тягово-экономических параметров двигателя, работающего в условиях неоднородного входного поля полного давления, предложен и обоснован параметр  $E_r$ , который, в отличие от параметра  $W$ , дополнительно отражает относительные значения площади, занимаемой зонами с различным уровнем полного давления, являясь условным показателем «концентрации» пониженного давления на единицу входной площади.

Расчетные оценки показали, что снижение тяги двигателя  $\delta R$  вследствие неоднородного поля полного давления на входе полностью определяется значением этого параметра (зависимость между  $\delta R$  и  $E_r$  практически линейная), а также режимом работы самого двигателя, например частотой вращения вала.

## Библиографический список

1. Longley J.P., Greitzer E.M. Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration. Paper 92-AD-20694. Cambridge, United Kingdom, 1992, 18 p.
2. Plas A.P., Sargeant M.A., Madani V., Crichton D., Greitzer E.M., Hynes T.P., Hall C.A. Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System / 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (8-11 January 2007, Reno, Nevada), 21 p. DOI: 10.2514/6.2007-450
3. Colin Y., Aupoix B., Boussuge J.F., Chanez P. Numerical Simulation of the Distortion Generated by Crosswind Inlet Flows // International Symposium on Air Breathing Engines – 2007, 12 p.
4. Краснов С.Е., Воробьева Н.Г. Влияние тепловых возмущений на устойчивость работы ГТД // Техника воздушного флота. 2012. №4. С. 32-44.
5. Краснов С.Е., Воробьева Н.Г. Влияние входной неравномерности полного давления на устойчивость и характеристики компрессора низкого давления ТРДД с большой степенью двухконтурности (математическое моделирование и расчетные исследования) // Техника воздушного флота. 2014. №1. С. 35-46.
6. Краснов С.Е. Устойчивость авиационных ГТД (опыт математического моделирования) // Техника воздушного флота. 2016. №2-3.
7. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors — Part I: Theoretical Compression System Model // Journal of Engineering for Power. 1976. Vol. 98. No. 2, pp. 190-198. DOI: 10.1115/1.3446138
8. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors — Part II: Experimental Results and Comparison with Theory // Journal of Engineering for Power. 1976. Vol. 98. No. 2, pp. 199-211. DOI:10.1115/1.3446139
9. Фролов К.В. (гл. ред.) Машиностроение. Т. IV-21. Самолёты и вертолёты. Кн. 3. Авиационные двигатели: Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. — / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др.; Под ред. В.А. Скибина. — М.: Машиностроение, 2010. — 720 с.
10. Davis M.W., Jr. and Cousins W.T. Evaluating Complex Inlet Distortion with a Parallel Compressor Model: Part 1 — Concepts, Theory, Extensions and Limitations // ASME Turbo Expo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada). Vol. 1, 12 p. DOI:10.1115/GT2011-45067
11. Davis M.W., Jr. and Cousins W.T. Evaluating Complex Inlet Distortion with a Parallel Compressor Model: Part 2 — Applications to Complex Patterns // ASME Turbo Expo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada). Vol. 1, 11 p. DOI: 10.1115/GT2011-45068
12. Pokhrel M., Gladin J., Garcia E., Mavris D.A. Methodology for Quantifying Distortion Impacts Using a Modified Parallel Compressor Theory // ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (Oslo, Norway, June 11–15, 2018). Vol. 1, 10 p. DOI: 10.1115/GT2018-77089
13. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей: Учебник для вузов ВВС. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. Ч. 1.
14. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей: Учебник для ВУЗов ВВС. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. Ч. 2.
15. Эрохи Ю.А., Хорева Е.А. Оценка влияния неоднородности входного потока на тягу газотурбинного двухконтурного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 99-108.
16. Эрохи Ю.А., Хорева Е.А. Оценка влияния неравномерности полного давления входного потока воздуха на тягу ТРДД // Машиностроение и компьютерные технологии. 2018. № 1. URL: <https://www.technomagelpub.ru/jour/article/view/1360> DOI: 10.24108/0118.0001360
17. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А. Учет влияния пограничного слоя на входе

- в вентиляторы при интеграции распределенной силовой установки и летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 57-66.
18. *Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А.* Применение методов математического моделирования для оценки влияния неоднородности входного потока на параметры и характеристики авиационного ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. Т. 3. № 3. С. 1-19. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/19>
19. *Горюнов А.И., Горюнов И.М.* Учет влияния неравномерности параметров рабочего тела на характеристики узлов ГТД и ЭУ // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2010. Т. 14. № 3(38). С. 57-61.
20. *Fredrick N., Davis M., Jr.* Investigation of the Effects of Inlet Swirl on Compressor Performance and Operability Using a Modified Parallel Compressor Model // ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (Vancouver, British Columbia, Canada, June 6–10, 2011). Vol. 1, pp. 177-187. DOI: 10.1115/GT2011-45553

## STUDYING CRITERION PARAMETERS OF THE TOTAL PRESSURE INPUT NON-UNIFORMITY IMPACT ON THE THRUST OF A TURBOJET ENGINE

**Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A.**

*Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,  
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia  
e-mail: 30105@ciam.ru*

### Abstract

The presence of the total pressure non-uniformity may affect the basic engine parameters, and, in the first place, its gas-dynamic stability margin, as well as thrust-economic characteristics. Circumferential non-uniformity of the total pressure and its non-stationary component greatly affect the engine gas-dynamic stability. As for the engine thrust, the radial and circumferential effects are close enough, and non-stationary component does not affect the engine thrust at all. It allows employ one-dimensional approaches while this phenomenon modelling, and consider the impact of both stationary components of non-uniformity of the total pressure (both circumferential and radial) from the single methodological positions

In case of a non-uniform input flow, the flight-thrust decrease occurs for to the several reasons. Reduction of the general level of the total pressure along the engine passage, which leads to the pressure drop reduction in the jet nozzle pressure difference and, correspondingly, the decrease of the engine specific thrust may be assigned to the first cause. Besides, due to the general level of the input pressure reduction, physical air consumption reduction through the engine occurs as well.

The second reason of flight thrust reduction is associated with additional total pressure losses due to the “wash-out” of areas with various level of the total pressure in compression elements. It leads to the additional losses of the total pressure in compressor stages, which reduces the aircraft engine thrust to an even greater degree.

The authors suggested and justified criterion parameter  $E_r$  for correct estimation of the thrust-economic parameters of the engine, operating in conditions of non-uniform input field of the total pressure. To the contrary of the  $W$  parameter, this parameter reflects additionally the relative values of the area, occupied by the zones with various total pressure values, being conditional indicator of the reduced pressure “concentration” per unit of the input area.

On a calculation example of the one-shaft turbojet with sufficiently conservative level of the design parameters the effect of the total pressure non-uniformity on its key parameters, such as thrust and gas-dynamic stability margin of the compression system was considered. This kind of engine selection is explained by the fact that to the contrary of the bypass jet engine, considered in the previous articles, the non-uniform field at the turbojet compressor inlet is considered as known, and its impact on a single compressor would be determinant for the whole turbo jet engine.

The performed calculation estimations revealed that the decrease in the engine thrust  $\delta R$  due to the non-uniform field of the total pressure at the inlet was completely defined by value of this parameter (dependence between  $\delta R$  and  $E_r$  is almost linear), and also by the engine operating mode, such its shaft rotation frequency.

**Keywords:** total pressure non-uniformity, non-uniformity parameters, turbojet, engine thrust, the engine gas-dynamic stability margin.

## References

1. Longley J.P., Greitzer E.M. *Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration*. Paper 92-AD-20694. Cambridge, United Kingdom, 1992, 18 p.
2. Plas A.P., Sargeant M.A., Madani V., Crichton D., Greitzer E.M., Hynes T.P., Hall C.A. Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (8-11 January 2007, Reno, Nevada)*, 21 p. DOI: 10.2514/6.2007-450
3. Colin Y., Aupoix B., Boussuge J.F., Chanez P. Numerical Simulation of the Distortion Generated by Crosswind Inlet Flows. *International Symposium on Air Breathing Engines – 2007*, 12 p.
4. Krasnov S.E., Vorob'eva N.G. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2012, no. 4, pp. 32-44.
5. Krasnov S.E., Vorob'eva N.G. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2014, no. 1, pp. 35-46.
6. Krasnov S.E. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2016, no. 2-3, 86 p.
7. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors - Part I: Theoretical Compression System Model. *Journal of Engineering for Power*, 1976, vol. 98, no. 2, pp. 190-198. DOI: 10.1115/1.3446138
8. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors - Part II: Experimental Results and Comparison with Theory. *Journal of Engineering for Power*, 1976, vol. 98, no. 2, pp. 199-211. DOI: 10.1115/1.3446139
9. Frolov K.V. *Mashinostroenie. Tom IV-21. Samolety i vertolety. Kniga 3. Aviatsionnye dvigateli: Entsiklopediya* (Mechanical engineering. Vol. IV-21. Planes and helicopters. Book 3. Aircraft engines: an encyclopedia), Moscow, Mashinostroenie, 2010, 720 p.
10. Davis M.W., Jr. and Cousins W.T. Evaluating Complex Inlet Distortion with a Parallel Compressor Model: Part 1 - Concepts, Theory, Extensions and Limitations. *ASME Turbo Expo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada)*, vol. 1, 12 p. DOI: 10.1115/GT2011-45067
11. Davis M.W., Jr. and Cousins W.T. Evaluating Complex Inlet Distortion with a Parallel Compressor Model: Part 2 - Applications to Complex Patterns. *ASME Turbo Expo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada)*, vol. 1, 11 p. DOI: 10.1115/GT2011-45068
12. Pokhrel M., Gladin J., Garcia E., Mavris D.A. Methodology for Quantifying Distortion Impacts Using a Modified Parallel Compressor Theory. *ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (Oslo, Norway, June 11-15, 2018)*, vol. 1, 10 p. DOI: 10.1115/GT2018-77089
13. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei* (Theory of aircraft engines), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2005. Part 1, 366 p.
14. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei* (Theory of aircraft engines), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2006. Part 2, 448 p.
15. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. Estimation of inlet airflow non-uniformity effect on turbofan thrust. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 2, pp. 99-108.
16. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. Assessing the Impact of the Inlet Total Pressure Distortion on the Turbofan Thrust. *Mechanical Engineering and Computer Science*, 2018, no. 1, pp. 19-30. DOI: 10.24108/0118.0001360
17. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. Accounting for the effect of the border layer at the inlet to the fans while integrating the distributed power plant and a flying vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 1, pp. 57-66.
18. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, vol. 3, no. 3, pp. 1-19. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/19>
19. Goryunov A.I., Goryunov I.M. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2010, vol. 14, no. 3(38), pp. 57-61.
20. Fredrick N., Davis M., Jr. Investigation of the Effects of Inlet Swirl on Compressor Performance and Operability Using a Modified Parallel Compressor Model. *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (Vancouver, British Columbia, Canada, June 6-10, 2011)*, vol. 1, pp. 177-187. DOI: 10.1115/GT2011-45553