

Научная статья
УДК 621.45.026.2

ВЛИЯНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ НА ЕГО ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЗАКОНАХ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Александр Игоревич Ланшин¹, Елена Александровна Хорева², Юрий Александрович Эзрохи³ ✉

^{1, 2, 3} Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),

Москва, Россия

¹ ailanshin@ciam.ru

² 30105@ciam.ru

³ yaezrokhi@ciam.ru ✉

Аннотация. Расчетная оценка влияния неравномерности входного потока на тягово-экономические характеристики двигателя проводилась с помощью одномерной математической модели двигателя с применением известного метода параллельных компрессоров на трех характерных для сверхзвуковых пассажирских самолетов режимах полета при различных законах управления двигателем. Влияние неравномерности на входе учитывалось как на расход воздуха вследствие снижения условно осредненного полного давления на входе, так и на удельную тягу из-за снижения общего уровня давления по тракту двигателя и, соответственно, располагаемого перепада давления в реактивном сопле. Установлено, что наименьшее влияние на тягово-экономические характеристики двигателя неоднородный поток воздуха оказывает при поддержании температуры газа за турбиной низкого давления, а наибольшее – при реализации программы управления по частоте вращения вала высокого давления $n_2 = \text{const}$. При этом доля дополнительных потерь в элементах сжатия в общем значении уменьшения тяги повышается с увеличением скорости полета и набором высоты и может составить до 20%.

Ключевые слова: неравномерность полного давления на входе в двигатель, окружная неравномерность, радиальная неравномерность, метод параллельных компрессоров, снижение тяги двигателя, законы регулирования двигателя

Для цитирования: Ланшин А.И., Хорева Е.А., Эзрохи Ю.А. Влияние неравномерности полного давления на входе в двигатель на его основные параметры при различных законах регулирования // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 85–91.

Original article

TOTAL PRESSURE NON-UNIFORMITY IMPACT AT THE ENGINE INLET ON ITS BASIC PARAMETERS AT VARIOUS LAWS OF REGULATION

Aleksandr I. Lanshin¹, Elena A. Khoreva², Yurii A. Ezrokhi³ ✉

^{1, 2, 3} Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov (CIAM),

Moscow, Russia

¹ ailanshin@ciam.ru

² 30105@ciam.ru

³ yaezrokhi@ciam.ru ✉

© Ланшин А.И., Хорева Е.А., Эзрохи Ю.А., 2023

Abstract

Non-uniform airflow enters due to various reasons the engine inlet under flight conditions while flowing around the engine nacelle of the power plant with the bypass gas turbine engine. The said non-uniformity presence affects negatively its key parameters such as engine thrust, specific fuel consumption and gas-dynamic stability margin of compression elements (fans and compressor stages), and, as a consequence, the engine stability at large. Two parameters, which estimate the total pressure field non-uniformity at the engine inlet, were considered. The first one is the generally accepted parameter W (stationary component, which estimates the difference between the minimum pressure at the inlet plane and its average value). The second one is the criterion parameter E_R , which estimates not only maximum and minimum pressure values, but relative sizes of zones with different total pressure value as well.

A bypass two-shaft turbojet engine with the design parameters level corresponding to the fourth generation was selected as the object of study. The calculated esteem of the inlet flow non-uniformity effect on the engine thrust-cost performance was performed with 1D mathematical model employing the well-known method of parallel compressors at the three characteristic flight modes, such as takeoff, climbing and cruise supersonic mode with various engine control laws. Rotation frequency sustenance of both engine rotors n_1 and n_2 , as well as sustaining gas temperature T_i^* at the turbine outlet were considered as such laws.

The study of the total pressure non-uniformity at the engine inlet effect on its basic parameters at various control laws revealed that the less effect on the thrust-cost characteristics the non-uniform airflow exerts at the gas temperature sustaining behind the low pressure turbine. The maximal effect of the non-uniform total pressure on the thrust and specific fuel consumption was revealed while realizing the program of high-pressure shaft rotation frequency n_2 control. The share of the extra losses in the compressing elements due to the thrust reduction increases with the flight speed increasing and climbing and may reach up to 20%.

Keywords: total pressure non-uniformity at the engine inlet, circumferential non-uniformity, radial non-uniformity, method of parallel compressors, decrease of turbopan thrust reduction, laws of engine regulation

For citation: Lanshin A.I., Khoreva E.A., Ezrokhi Yu.A. Total Pressure Non-Uniformity Impact at the Engine Inlet on Its Basic Parameters at Various Laws of Regulation. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 85-91.

Введение

В полетных условиях при обтекании мотогондолы силовой установки летательного аппарата (ЛА) с газотурбинным двухконтурным двигателем (ТРДД) вследствие различных причин на вход в двигатель поступает неоднородный поток воздуха. Для сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) возникновение этого явления в основном связано с особенностями расположения двигателя внутри самолета [1–4]. При наличии длинного входного канала, характерного для утопленного расположения ТРДД внутри ЛА, вследствие имеющих место различного рода вихрей, а также возможных отрывов пограничного слоя на вход в двигатель поступает воздух с неоднородным полем полного давления. Аналогичная картина наблюдается и при расположении воздухозаборного устройства в хвостовой части ЛА вследствие частичного попадания пограничного слоя с поверхности фюзеляжа на вход в двигатель.

Наличие такой неоднородности негативно влияет на его основные параметры двигателя [5, 6], такие как тяга, удельный расход топлива и запас газодинамической устойчивости (ГДУ) элементов сжатия (вентилятора и каскадов компрессоров), а, следовательно, и на устойчивость всего двигателя в целом [7, 8].

Для оценки влияния неоднородности поля полного давления на входе в двигатель ее обычно условно представляют как совокупность нескольких составляющих: стационарные составляющие – радиальная и окружная (рис. 1) и нестационарная [9]. При этом рассмотренные составляющие оказывают различное влияние на те или иные параметры двигателя. Так, на запас ГДУ наиболее сильно влияют окружная неравномерность полного давления и ее нестационарная составляющая [10]. Что касается тягово-экономических характеристик двигателя, то, как показывают результаты проведенных расчетно-экспериментальных работ, влияние радиальной и окружной неравномерности достаточно близко, что позволяет при использовании одномерных математических моделей двигателя (ММД) рассмотреть это влияние с единых методических позиций. Влияние же нестационарной составляющей на тяговые показатели двигателя существенно меньше и в большинстве случаев им пренебрегают.

Снижение полетной тяги в случае неоднородного входного потока происходит в первую очередь из-за уменьшения общего уровня полного давления по тракту двигателя, которое приводит к снижению перепада давлений на реактивном сопле и, соответственно, к падению удельной тяги двигателя.

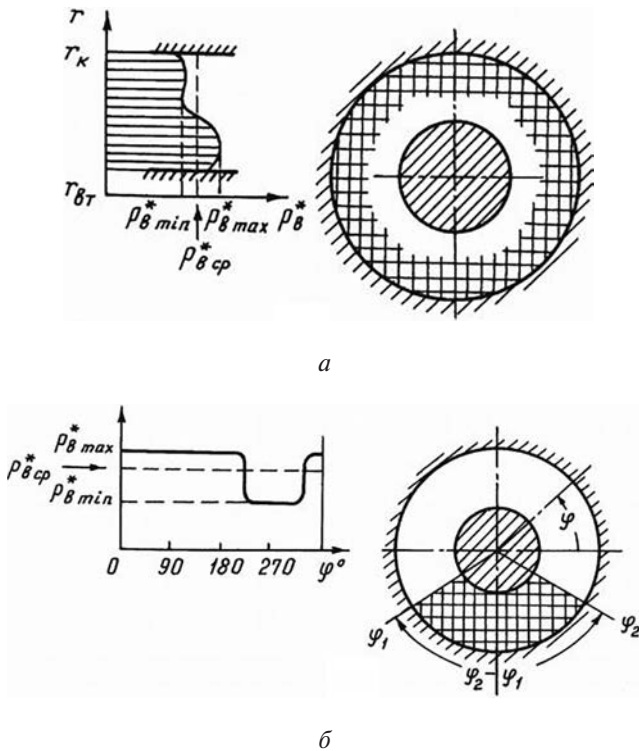


Рис. 1. Формы неравномерности потока воздуха перед компрессором: а – радиальная; б – окружная

Кроме этого, вследствие снижения общего уровня давления на входе происходит и уменьшение 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.

Таким образом, изменение тяги двигателя вследствие наличия неравномерного потока на входе связано с изменением режимов совместной работы узлов в системе двигателя и существенно зависит от законов его управления на рассматриваемом режиме.

Данная работа посвящена исследованию влияния законов управления двигателем на степень изменения его тягово-экономических параметров вследствие наличия неравномерности полного давления на входе. В качестве объекта исследования рассматривается двухконтурный двухвальтный турбореактивный двигатель с уровнем проектных параметров, соответствующим четвертому поколению.

Расчетная оценка влияния неравномерности входного потока на тягово-экономические характеристики двигателя проводилась с помощью одномерной ММД [11–13] с применением известного

метода параллельных компрессоров [14–17] на трех характерных для СПС режимах полета: взлетном ($M = 0; H = 0$), набора высоты ($M = 0,4; H = 3500$ м) и крейсерском сверхзвуковом ($M = 1,8; H = 11000$ м) при различных законах управления двигателем. В качестве таких законов рассмотрены поддержание частоты вращения обоих роторов двигателя n_1 и n_2 , а также температуры газа на выходе из турбины T_T^* .

Численное значение изменения тяги R и удельного расхода топлива C_R оценивалось как разность между соответствующими значениями параметров двигателя при равномерном потоке на входе и стандартным значением коэффициента восстановления полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх_ст}$ и при характерном для каждого рассматриваемого режима неоднородном поле полного давления на входе в двигатель (рис. 2). При обработке результатов оценки были получены относительные величины снижения тяги $\delta R = (R_{нер} - R)/R$ и повышения удельного расхода топлива $\delta C_R = (C_{R_{нер}} - C_R)/C_R$, которые представлены в табл. 1 и 2.

В качестве параметра, характеризующего степень неоднородности потока по давлению, рассмотрено два параметра, оценивающих неоднородности поля полного давления на входе в двигатель:

- общепринятый параметр W [18], стационарная составляющая которого оценивает разницу между наименьшим давлением в плоскости входа и его средним значением, и поэтому параметр W предназначен в первую очередь для оценки влияния неоднородности поля полного давления на газодинамическую устойчивость вентилятора и двигателя в целом [7, 9, 19];

- полученный и обоснованный в [20, 21] критерийный параметр E_R , оценивающий не только значения минимального и максимального давления в плоскости входа в двигатель, но и относительные размеры зон с различным уровнем полного давления и тем самым в наибольшей степени характеризующий влияние неоднородности входного потока воздуха на тягово-экономические характеристики двигателя.

Как видно из табл. 1 и 2, наличие неоднородности поля полного давления на входе в двигатель довольно заметно влияет на тягово-экономические параметры двигателя, прежде всего на тягу двигателя (на рассмотренных режимах до $-4,7\%$). Наибольшее влияние выявлено при реализации программы управления по частоте вращения вала высокого давления. Это объясняется тем, что в этом случае частота вращения вала низкого давления n_1 уменьшается (до $\sim 1\%$), а следовательно, дополнительно уменьшаются и расход воздуха через двигатель, и температура газа перед турбиной, что приводит к более заметному снижению тяги.

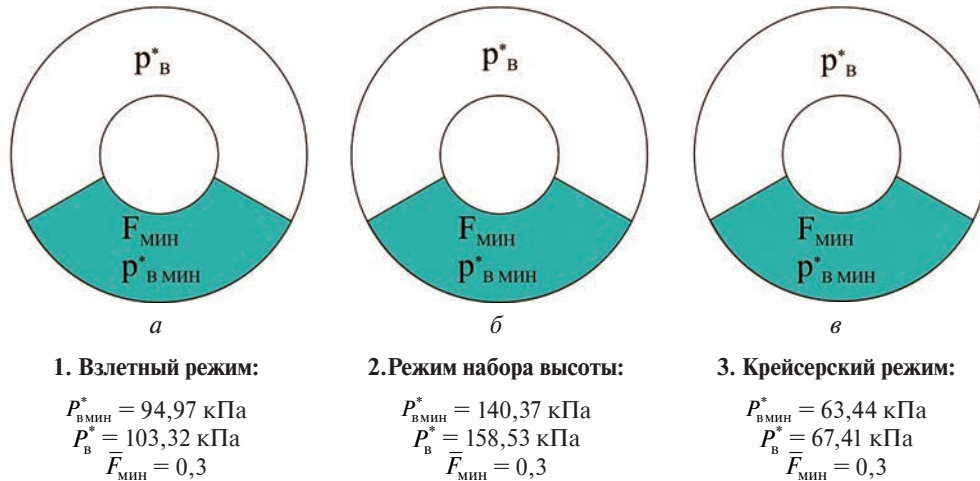


Рис. 2. Параметры неравномерности полного давления на входе в двигатель

Таблица 1

Изменение тяги двигателя δR при различных законах регулирования с учетом неравномерности полного давления на входе в двигатель

Режим	$E_R, \%$	$W, \%$	$\delta R, \%$ ($T_T^* = \text{const}$)	$\delta R, \%$ ($n_1 = \text{const}$)	$\delta R, \%$ ($n_2 = \text{const}$)
1. Взлетный	2,4	5,8	-2,36	-2,5	-2,8
2. Набор высоты	3,4	4,2	-2,11	-2,97	-3,44
3. Крейсерский	1,77	8,3	-3,69	-4,13	-4,74

Таблица 2

Изменение удельного расхода топлива двигателя δC_R при различных законах регулирования с учетом неравномерности полного давления на входе в двигатель

Режим	$E_R, \%$	$W, \%$	$\delta C_R, \%$ ($T_T^* = \text{const}$)	$\delta C_R, \%$ ($n_1 = \text{const}$)	$\delta C_R, \%$ ($n_2 = \text{const}$)
1. Взлетный	2,4	5,8	0,7	0,8	0,95
2. Набор высоты	3,4	4,2	0,74	0,75	0,79
3. Крейсерский	1,77	8,3	1,08	1,25	1,4

Наименьшее влияние на тягу и удельный расход топлива двигателя имеет неравномерность полного давления на входе при поддержании температуры газа за турбиной низкого давления T_T^* , что примерно соответствует поддержанию температуры газа на входе в турбину высокого давления (изменение T_T^* составляет не более 2 К). В этом случае сохраняются наибольшие значения частоты вращения роторов низкого и высокого давления (по сравнению с другими рассматриваемыми законами регулирования), а значит, и наибольший расход воздуха через двигатель. Это обстоятельство максимально замедляет падение тяги вследствие наличия неоднородного входного поля полного давления.

Что касается изменения удельного расхода топлива δC_R , то в этом случае показатели влияния значительно меньше (не более 1,4%), что можно

объяснить одновременным снижением и физического расхода топлива вследствие снижения степени подогрева в камере сгорания.

Такое поведение тягово-экономических параметров двигателя может быть объяснено следующим. При работе части элементов сжатия в условиях пониженного полного давления из-за уменьшения физического расхода воздуха уменьшается и потребная мощность каскада. Такое «облегчение» вентилятора и/или компрессора при поддержании его частоты вращения ($n = \text{const}$) неизбежно приводит к снижению уровня температуры газа на входе в турбину T_T^* . За счет этого происходит дополнительное снижение удельной тяги $R_{уд}$, а следовательно, и более интенсивное снижение физической тяги двигателя R . При поддержании уровня температуры газа на выходе из турбины T_T^* (а значит, и на входе в нее T_T^*) снижение тяги двигателя за счет паде-

ния давления по его проточному тракту частично компенсируется относительным (по сравнению со случаем $n = \text{const}$) увеличением удельной тяги.

Как уже отмечалось, изменение тягово-экономических параметров из-за неоднородного входного потока можно условно разделить на две составляющие: вследствие снижения общего уровня давления вдоль тракта двигателя и вследствие дополнительных потерь в элементах сжатия из-за неоднородности полного давления по окружности проточного тракта. Результаты расчетной оценки этих составляющих для различных законов управления двигателем достаточно близки.

В табл. 3 эти результаты представлены для случая поддержания частоты вращения ротора высокого давления ($n_2 = \text{const}$).

Таблица 3

Доля дополнительных потерь в элементах сжатия ТРДД

Режим	$E_R, \%$	$\delta R, \%$	$\delta R_{\text{нер}}, \%$
1. Взлетный	2,4	2,80	0,20
2. Набор высоты	3,4	3,44	0,53
3. Крейсерский	1,77	4,74	0,65

Как видно из таблицы, доля дополнительных потерь в элементах сжатия из-за неоднородности полного давления повышается с увеличением скорости полета и набором высоты. На взлетном режиме и близком ему режиме набора высоты более слабое влияние связано, в первую очередь, с тем, что рабочие точки на характеристиках каскадов компрессоров находятся на вертикальных участках напорных веток, чем обусловлены незначительные изменения приведенного расхода воздуха при увеличении зоны компрессора, работающего при пониженном давлении на входе. В связи с этим доля снижения тяги двигателя собственно вследствие неравномерного поля полного давления $\delta R_{\text{нер}}$ по отношению к суммарному снижению тяги δR крайне незначительна – не более 11%. При сверхзвуковом крейсерском полете значение приведенной частоты вращения вентилятора ниже и смещение рабочей точки на пологой напорной ветке вызывает более значительные изменения расхода воздуха через двигатель, а следовательно, и его тяги. В этом случае доля снижения тяги двигателя собственно вследствие неравномерного поля полного давления $\delta R_{\text{нер}}$ по отношению к суммарному снижению тяги δR гораздо более заметна (~20%).

Выводы

Исследование влияния неравномерности полного давления на входе в двигатель на его основные параметры при различных законах регулирования показало, что наименьшее влияние на тягово-эко-

номические характеристики двигателя неоднородный поток воздуха оказывает при поддержании температуры газа за турбиной низкого давления, а наибольшее – при реализации программы управления по частоте вращения вала высокого давления $n_2 = \text{const}$. Доля дополнительных потерь в элементах сжатия из-за неоднородности полного давления в общем значении уменьшения тяги повышается с увеличением скорости полета и набором высоты и может составить до 20%.

Список источников

1. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20. № 3. С. 24–36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36
2. Longley J.P., Greitzer E.M. Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration. NASA Technical Reports Server. 1992. Conference Paper 92-AD-20694, 18 p.
3. Белова В.Г., Виноградов В.А., Комратов Д.В. и др. Проработка облика интегрированного воздухозаборного устройства сверхзвукового делового/пассажирского самолета с модифицированной схемой сжатия и двухконтурным разделителем потоков на выходе // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2020 (18–21 мая 2021; Москва): Сб. тезисов. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2021. С. 107–110.
4. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
5. Шульгин А.Ф., Павлов Ю.И., Таран Е.М. Оценка влияния входной радиальной неравномерности потока на параметры двухконтурных двигателей // Авиационная промышленность. 2012. № 2. С. 24–28.
6. Лобурев А.В., Чугунов В.К. Влияние окружной и радиальной неравномерности поля полного давления перед входом в двухвальный ГТД на его основные параметры // Труды ЦИАМ №747 «Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД». М.: ЦИАМ, 1977. С. 256–274.
7. Краснов С.Е. Устойчивость авиационных ГТД (опыт математического моделирования) // Техника воздушного флота. 2016. № 2–3.
8. Боровик В.О., Ланда Б.Ш. Методы экспериментальной оценки запасов устойчивой работы компрессора // Труды ЦИАМ № 839 «Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД». М.: ЦИАМ, 1979. С.78–87.
9. 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.
10. Хорева Е.А., Эзрохи Ю.А. Обыкновенные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. № 3. С. 1–14.
 11. Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-21: Самолёты и вертолёты. Кн.3: Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. С. 341–353.
 12. Ткаченко А.Ю. Математическая модель рабочего тела для термогазодинамического расчета газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 180–191. DOI: 10.34759/vst-2021-4-180-191
 13. 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 (11–15 June 2018; Oslo, Norway). DOI: 10.1115/GT2018-77089
 14. Mazzawy R.S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 1977, Vol. 99, No. 2, pp. 288–296. DOI: 10.1115/1.3446288
 15. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Евстигнеев А.А. и др. Исследование влияния входной неравномерности полного давления на характеристики двигателя сверхзвукового пассажирского самолета // СТИН. 2022. № 5. С. 5–9.
 16. Горюнов А.И., Горюнов И.М. Учет влияния неравномерности параметров рабочего тела на характеристики узлов ГТД и ЭУ // Вестник УГАТУ. 2010. № 3. С. 57–61.
 17. Fredrick N., Davis M. Investigation of the effects of inlet swirl on compressor performance and operability using a modified parallel compressor model // Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (6–10 June 2011; Vancouver, British Columbia, Canada). DOI: 10.1115/GT2011-45553
 18. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей: Учебник для вузов ВВС: в 2-х ч. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006.
 19. Клинский Б.М. Исследование влияния неоднородности потока на входе на основные параметры авиационного газотурбинного двигателя в имитируемых высотных скоростных условиях // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 117–130. DOI: 10.34759/vst-2023-1-117-130
 20. Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А. Исследование критериальных параметров влияния входной неоднородности полного давления на тягу турбореактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 91–98.
 21. Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А. Оценка влияния неравномерности полного давления входного потока на тягу авиационного турбореактивного двигателя // Авиационные двигатели и энергетические установки: Сб. научных трудов / Под ред. А.В. Луковникова. М.: Изд-во ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2020. С. 83–88.

References

1. Alendar' A.D., Grunin A.N., Siluyanov M.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroyeniye*, 2021, vol. 20, no. 3, pp. 24–36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36
2. Longley J.P., Greitzer E.M. *Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration*. NASA Technical Reports Server, 1992. Conference Paper 92-AD-20694, 18 p.
3. Belova V.G., Vinogradov V.A., Komratov D.V. et al. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aviatsionnym dvigatelyam ICAM 2020 (18–21 May 2021; Moscow)*. Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova, 2021, pp. 107–110.
4. Yugov O.K., Selivanov O.D. *Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya* (Fundamentals of aircraft and engine integration), Moscow, Mashinostroyeniye, 1989, 304 p.
5. Shul'gin A.F., Pavlov Yu.I., Taran E.M. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2012, no. 2, pp. 24–28.
6. Loburev A.V., Chugunov V.K. *Trudy TsIAM no. 747 "Nekotorye voprosy rascheta i eksperimental'nogo issledovaniya vysotno-skorostnykh kharakteristik GTD"*, Moscow, TsIAM, 1977, pp. 256–274.
7. Krasnov S.E. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2016, no. 2-3, 86 p.
8. Borovik V.O., Landa B.Sh. *Trudy TsIAM no. 839 "Nekotorye voprosy rascheta i eksperimental'nogo issledovaniya vysotno-skorostnykh kharakteristik GTD"*. Moscow, TsIAM, 1979, pp. 78–87.
9. Krasnov S.E., Vorob'eva N.G. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2014, no. 1, pp. 35–46.
10. Khoreva E.A., Ezrokhi Yu.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, no. 3, pp. 1–14.
11. Ezrokhi Yu.A. *Mashinostroyeniye. Entsiklopediya. T. IV-21 "Samolety i vertolety"*. Kn.3 "Aviatsionnye dvigateli". Moscow, Mashinostroyeniye, 2010, pp. 341–353.
12. Tkachenko A. Y. Working fluid mathematical model for the gas turbine engine thermo-gas-dynamic design. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 180–191. DOI: 10.34759/vst-2021-4-180-191
13. 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 (11–15 June 2018; Oslo, Norway)*. DOI: 10.1115/GT2018-77089
14. Mazzawy R.S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1977, vol. 99, no. 2, pp. 288–296. DOI: 10.1115/1.3446288

15. Alendar' A.D., Grunin A.N., Evstigneev A.A. et al. *STIN*, 2022, no. 5, pp. 5-9.
16. Goryunov A.I., Goryunov I.M. *Vestnik UGATU*, 2010, no. 3, pp. 57-61.
17. Fredrick N., Davis M. Investigation of the effects of inlet swirl on compressor performance and operability using a modified parallel compressor model. *Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (6–10 June 2011; Vancouver, British Columbia, Canada)*. DOI: 10.1115/GT2011-45553
18. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei. V 2 chastyakh* (Theory of aircraft engines. In 2 parts), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2006, (366 + 448) p.
19. Klinskii B.M. Studying the flow non-uniformity impact at the inlet on the aircraft gas turbine engine basic parameters under the simulated altitude-speed conditions. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 117-130. DOI: 10.34759/vst-2023-1-117-130.
20. Ezrokhi Y.A., Khoreva E.A. Studying criterion parameters of the total pressure input non-uniformity impact on the thrust of a turbojet engine. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 91-98.
21. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. *Aviatsionnye dvigateli i energeticheskie ustanovki. Sbornik nauchnykh trudov*. Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova, 2020, pp. 83-88.

Статья поступила в редакцию 11.06.2023; одобрена после рецензирования 21.06.2023; принята к публикации 22.06.2023.

The article was submitted on 11.06.2023; approved after reviewing on 21.06.2023; accepted for publication on 22.06.2023.