

УДК 621.452

К ВОПРОСУ О РАСПРОСТРАНЕНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СЛЕДА В ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

А. Е. РЕМИЗОВ¹, О. О. КАРЕЛИН²

¹ad@rsatu.ru, ²universityengine@mail.ru

ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет им. П. А. Соловьева» (РГАТУ)

Поступила в редакцию 25.02.2019

Аннотация. Представлены результаты экспериментального исследования распространения аэродинамического следа в интегрированной системе турбины газотурбинного двигателя. Источником аэродинамического следа являлось колесо-имитатор, установленное на входе модельного переходного канала, диффузорность которого варьировалась в диапазоне 1...2,2. Получены профили скорости в аэродинамическом следе для различных областей течения. По результатам исследования получена зависимость между диффузорностью модельного переходного канала и относительной длиной канала, соответствующей затуханию аэродинамического следа.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; интегрированная система турбины; колесо-имитатор; аэродинамический след; профили скорости потока.

ВВЕДЕНИЕ

Турбина современного ГТД представляет собой интегрированную систему, элементы которой находятся во взаимном влиянии [1]. Так, турбина высокого давления является источником неравномерности потока и аэродинамических следов в переходном канале, который в свою очередь влияет на поле кинематических параметров во входном сечении турбины низкого давления. Исследование аэродинамических следов в системе «турбина высокого давления – переходный канал» представляет теоретический интерес и имеет практическое значение. Например, известно о противоречивом влиянии аэродинамических следов на эффективность диффузора, режим течения в котором может сохраняться безотрывным (предотрывным) благодаря интенсификации турбулентности, или наоборот стать отрывным [2].

Исследования А. Klein, S. Stevens, J. Preston [3, 4] являются единичными и относятся в основном к диффузорам камер сгорания с аэродинамическими следами от

направляющих лопаток компрессора. Такие диффузоры отличаются короткой безотрывной частью и симметричной формой. Переходные каналы турбин имеют наклонную форму с прямыми или криволинейными стенками, а режимы течения в них могут быть различными [1]. Поэтому вопрос о распространении аэродинамических следов в системе переходного канала турбины остается открытым и вызывает необходимость систематических исследований. Этому вопросу посвящена настоящая работа.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

Исследование относится к интегрированной системе турбины с модельным переходным каналом, диффузорность которого варьировалась в диапазоне 1...2,2. Источником аэродинамического следа являлись стержни колеса-имитатора (рис. 1), установленного на входе модельного переходного канала.

Опыт успешного применения такого колеса-имитатора отражен в работе O. Sieker, J. Seume при исследовании аэродинамиче-

ских характеристик системы «турбина – выхлопной патрубков» [2].

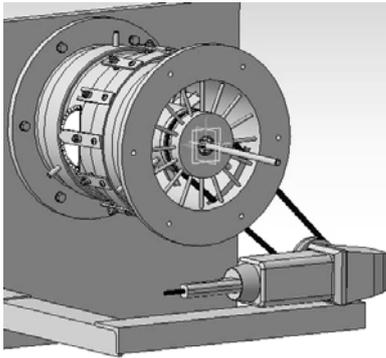


Рис. 1. Экспериментальная модель с колесом-имитатором (переходный канал снят)

Экспериментальная модель включала кольцевой канал с колесом-имитатором, модельный канал, диффузорность которого менялась за счет наклона внутренней стенки. Геометрические параметры модельного канала и колеса-имитатора соответствовали таковым для модельных и натуральных турбин (табл. 1, 2) [1, 6]. Колесо-имитатор в данном эксперименте оставалось неподвижным для исследования распространения аэродинамического следа, когда течение установившееся [5].

Таблица 1

Геометрические параметры модельного канала

Диффузорность q	1	1,6	2,2
Эквивалентный угол раскрытия $\gamma_{экр}$, град.	-0,2	6,4	12,7
Длина канала, отнесенная к высоте входного сечения L/h_1	5,4	5,4	5,4

Таблица 2

Геометрические параметры колеса-имитатора

Количество стержней z	16
Средний диаметр колеса, отнесенный к длине стержня $D_{ср}/l$	3
Средний диаметр колеса, отнесенный к шагу стержней $D_{ср}/t$	16,5

Число Рейнольдса, рассчитанное по гидравлическому диаметру, в эксперименте составляло $Re=10^5$.

Программа эксперимента включала измерение профилей осевой скорости в аэродинамическом следе от стержня неподвижного колеса-имитатора в контрольных сече-

ниях (табл. 3) модельного канала и свободном потоке при снятом модельном канале.

Таблица 3

Контрольные сечения

x/L	0,14	0,28	0,42	0,56	0,7
-------	------	------	------	------	-----

Измерение осевой скорости в контрольных сечениях модельного канала осуществлялось пневмометрическим методом с использованием одноточечного насадка полного давления (зонда), вводимого через отверстие приемника статического давления в стенке (рис. 2).

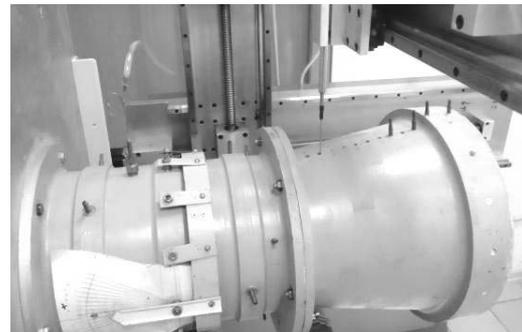


Рис. 2. Измерение скорости потока в сечениях модельного переходного канала

Осевая скорость потока в контрольном сечении модельного канала

$$c_a = \sqrt{\frac{2(P^* - P)}{\rho}}$$

где P^* , P – соответственно полное и статическое давление в сечении; ρ – плотность воздуха.

Измерение осевой скорости осуществлялось в окружном направлении y/t (через $2,5^\circ$) на радиусах $R_{отн}=0,1, 0,5$ и $0,9$, что соответствовало различным областям течения. Систематическая погрешность измерения скорости потока составляла $\delta c = \pm 4\%$ [1].

Измерение скорости в свободном потоке осуществлялось при снятом модельном канале в соответствующих контрольных сечениях (табл. 3).

Профиль осевой скорости в следе характеризовался отношением [3]

$$\frac{c_a}{c_{a\max}}$$

где c_a – локальная осевая скорость; $c_{a\max}$ – скорость на краю следа (рис. 3).

Затухание аэродинамического следа характеризовалось отношением [3]

$$1 - \frac{c_{amin}}{c_{amax}}$$

где c_{amin} – скорость в центре следа (рис. 3).

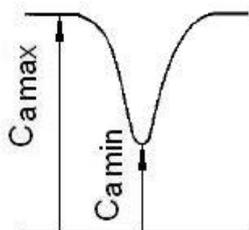


Рис. 3. Профиль осевой скорости в аэродинамическом следе [4]

Такой аэродинамический след можно видеть на картине течения М. Van-Dyke [7], полученной для цилиндра в турбулентном потоке при $Re=10^4$ (рис. 4).

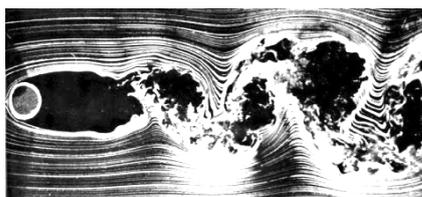


Рис. 4. Аэродинамический след при обтекании цилиндра ($Re=10^4$) [7]

На рис. 5 представлены полученные профили скорости в аэродинамическом следе от стержня в свободном потоке, а на рис. 6 – затухание следа. Из рис. 5 видно, что интенсивность аэродинамического следа в области основного течения ($R_{отн}=0,5$) наибольшая, а в области периферии ($R_{отн}=0,9$) – наименьшая. Непосредственно за стержнем ($x/L=0,04$) ширина следа составляет около 40 % шага стержней. Отношение ширины следа к диаметру стержня составляет 2,2, что соответствует картине течения М. Van-Dyke (рис. 4). Из рис. 6 видно, что затухание следа в свободном потоке соответствует длине $x/L=0,42$. Различие в интенсивности следов для областей течения, по всей видимости, связано с радиальной неравномерностью потока в кольцевом канале модели.

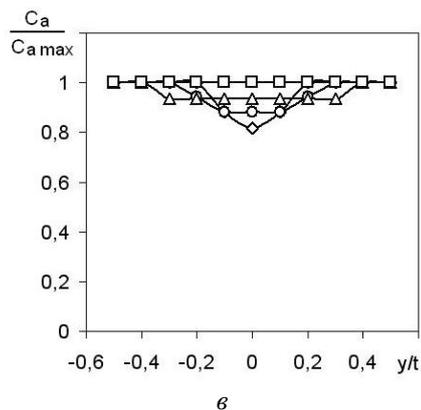
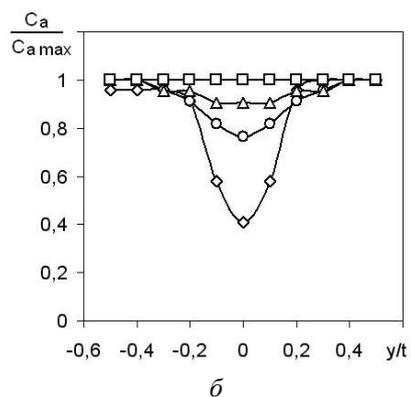
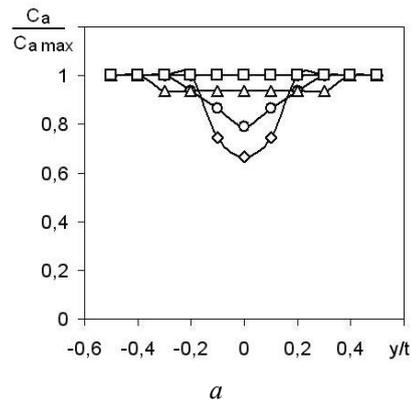


Рис. 5. Профили скорости в следе от стержня в свободном потоке: $\diamond x/L=0,04$; $\circ x/L=0,14$; $\triangle x/L=0,28$; $\square x/L=0,42$; а – $R_{отн}=0,1$; б – $R_{отн}=0,5$; в – $R_{отн}=0,9$

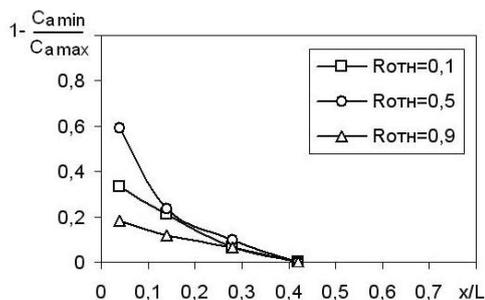
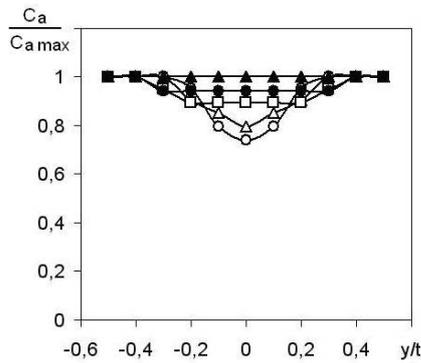
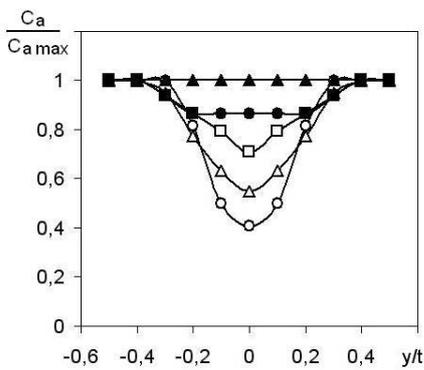


Рис. 6. Затухание следа в свободном потоке

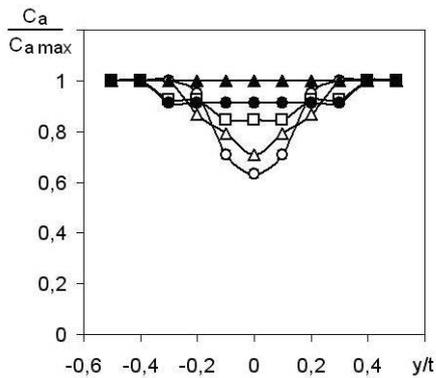
На рис. 7, 8 представлены данные по модельному каналу $q=2,2$.



а



б



в

Рис. 7. Профили скорости в следе от стержня в канале $q=2,2$: \circ $x/L=0,14$; \triangle $x/L=0,28$; \square $x/L=0,42$; \bullet $x/L=0,56$; \blacktriangle $x/L=0,7$; а – $R_{отн}=0,1$; б – $R_{отн}=0,5$; в – $R_{отн}=0,9$

На рис. 7 представлены профили скорости в аэродинамическом следе от стержня в модельном канале $q=2,2$, а на рис. 8 – затухание следа. Из рис. 7 видно, что в модельном канале $q=2,2$ аэродинамический след более интенсивный по сравнению со свободным течением (рис. 5). Так, в области

основного течения ($R_{отн}=0,5$) глубина следа в сечении $x/L=0,14$ составляет около 55 % в диффузоре и 20 % в свободном потоке.

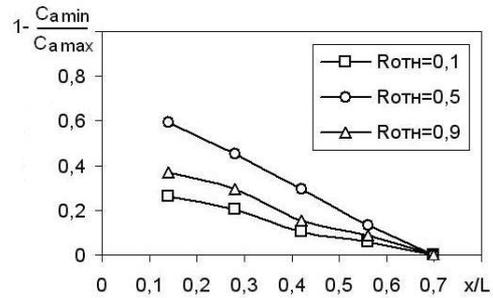


Рис. 8. Затухание следа в канале $q=2,2$

Из рис. 8 видно, что затухание следа в модельном канале $q=2,2$ соответствует большей длине $x/L=0,7$. Полученные данные находятся в соответствии с предположением А. Klein [3] о связи интенсивности следов с осевым градиентом давления: если в диффузоре осевой градиент давления достаточно велик, то следы могут увеличиваться. Из рис. 8 видно, что интенсивность аэродинамического следа в области наружной стенки ($R_{отн}=0,9$) выше, чем в области внутренней ($R_{отн}=0,1$). Согласно [3] это может быть связано с искривлением течения, приводящим к увеличению градиента давления в области наружной стенки диффузора.

Полученные данные по модельным каналам $q=1,6$ (рис. 9, 10) и $q=1$ (рис. 11, 12) дополняют картину о распространении аэродинамического следа в каналах различной диффузорности. Затухание следа в модельном канале $q=1,6$ соответствует длине $x/L=0,56$. Сравнение данных по модельному каналу $q=1$ и свободному потоку показало сходство профилей скорости в следе в сечениях $x/L=0,14, 0,28$ и $0,42$. Затухание следа в обоих случаях соответствует длине $x/L=0,42$. Поскольку осевой градиент давления определяется диффузорностью канала [1], то характер распространения следа в канале $q=1$ в большей степени соответствует свободному потоку. Увеличение осевого градиента давления с ростом диффузорности канала приводит к интенсификации аэродинамического следа, затухание которого наблюдается дальше по потоку.

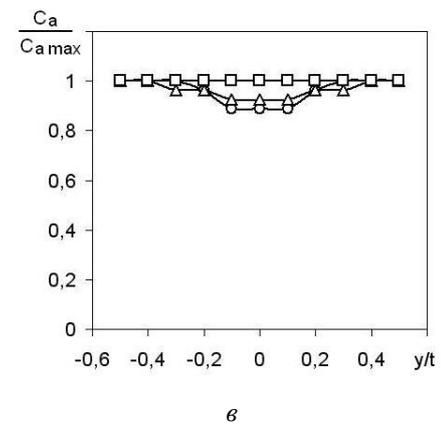
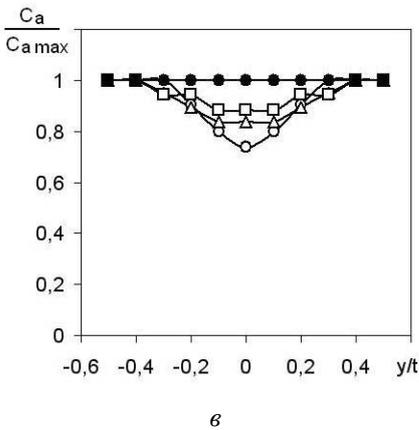
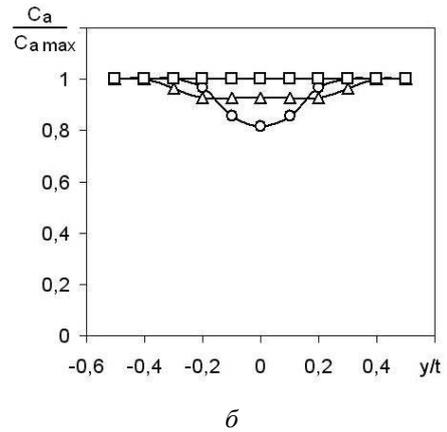
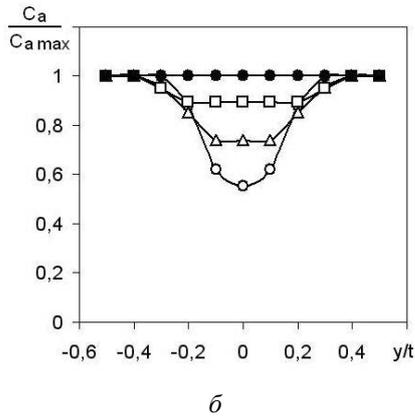
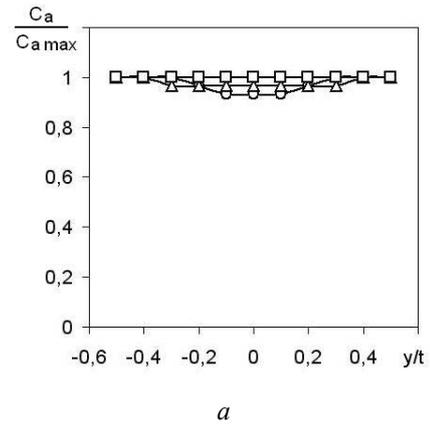
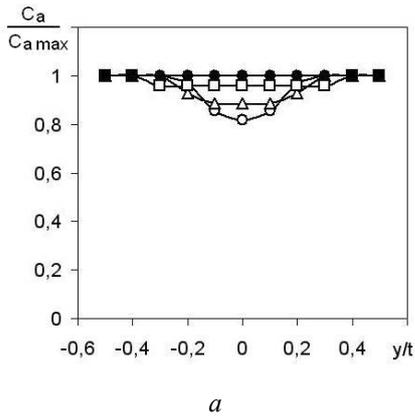


Рис. 9. Профили скорости в следе от стержня в канале $q=1,6$: \circ $x/L=0,14$; \triangle $x/L=0,28$; \square $x/L=0,42$; \bullet $x/L=0,56$; $a - R_{отн}=0,1$; $\bar{b} - R_{отн}=0,5$; $\bar{в} - R_{отн}=0,9$

Рис. 11. Профили скорости в следе от стержня в канале $q=1$: \circ $x/L=0,14$; \triangle $x/L=0,28$; \square $x/L=0,42$; $a - R_{отн}=0,1$; $\bar{b} - R_{отн}=0,5$; $\bar{в} - R_{отн}=0,9$

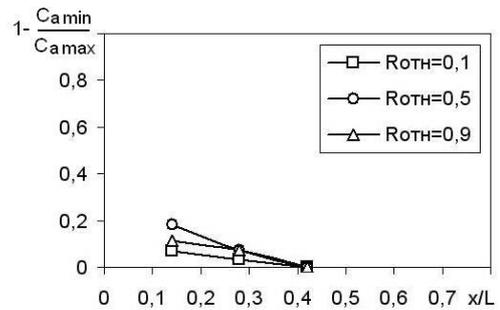
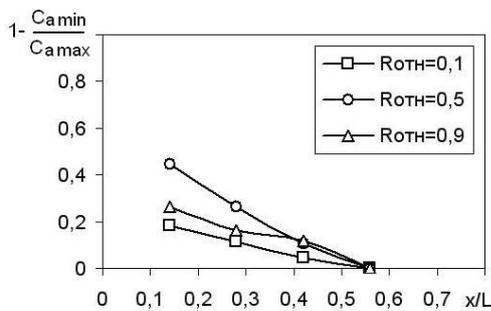


Рис. 10. Затухание следа в канале $q=1,6$

Рис. 12. Затухание следа в канале $q=1$

Полученные данные по распространению аэродинамического следа от колеса-имитатора в модельном переходном канале $q=1...2,2$ хорошо согласуются с экспериментом А. Klein, Р. Pucher, М. Rohifis [3] (рис. 13). Связь между диффузорностью переходного канала и относительной длиной, соответствующей затуханию следа, можно выразить уравнением линейной регрессии

$$x/L = 0,29 \cdot q + 0,1$$

с достоверностью аппроксимации $R^2=0,88$.

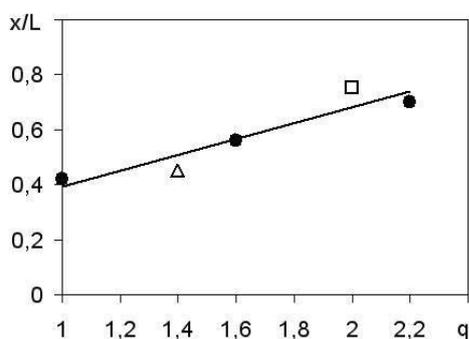


Рис. 13. Затухание аэродинамического следа по длине модельного канала в зависимости от диффузорности: ● данные авторов; △ и □ экспериментальные данные А. Klein, Р. Pucher, М. Rohifis [3]

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

1. Распространение аэродинамического следа в модельном канале при отсутствии осевого градиента давления соответствует свободному потоку.

2. Увеличение диффузорности модельного канала в диапазоне $1...2,2$ приводит к интенсификации аэродинамического следа, затухание которого наблюдается дальше по потоку на расстоянии соответственно 40...70 % длины канала.

3. Получена зависимость между диффузорностью модельного канала и относительной длиной, соответствующей затуханию аэродинамического следа.

4. Различия в интенсивности аэродинамических следов в пристеночных областях модельного канала могут быть связаны с искривлением течения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ремизов А. Е., Кривошеев И. А., Карелин О. О. Геометрические и аэродинамические характеристики межкаскадных переходных каналов авиационных ТРДД и энергетических ГТУ. М.: Машиностроение, 2012. 271 с. [А. Е. Remizov, I. A. Krivosheev and O. O. Karelin, *Geometric and aerodynamic characteristics of interstage transition channels of aviation GTE and energy GTU*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2012.]

2. Sieker O., Seume J. Influence of rotating wakes on separation in turbine exhaust diffusers // Proc. of Eighth International Symposium of Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, (Lyon, 2007). P. 1–9. [O. Sieker and J. Seume, "Influence of rotating wakes on separation in turbine exhaust diffusers," in *Proc. of Eighth International Symposium of Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows*, 2007, pp. 1-9.]

3. Klein A., Pucher P., Rohifis M. The effect of blade-wakes on the performance of short dump-diffuser type combustor inlets // ASME Journal of Fluids Engineering. 1980. Vol. 102, № 2. Pp. 236–242. [A. Klein, P. Pucher, and M. Rohifis, "The effect of blade-wakes on the performance of short dump-diffuser type combustor inlets," in *ASME Journal of Fluids Engineering*, vol. 102, no. 2, pp. 236-242, 1980.]

4. Stevens S., Nayak U., Preston J. The influence of compressor exit conditions on the performance of combustor-dump diffusers // Journal of Aircraft. 1978. Vol. 15, № 8. Pp. 482–488. [S. Stevens, U. Nayak and J. Preston, "The influence of compressor exit conditions on the performance of combustor-dump diffusers," in *Journal of Aircraft*, vol. 15, no. 8, pp. 482-488, 1978.]

5. Карелин О. О., Ремизов А. Е. Экспериментальное исследование газодинамической эффективности переходного канала турбины при наличии аэродинамического следа от турбины высокого давления, моделируемого с помощью колеса-имитатора // 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018». Москва: Люксор, 2018. С. 82–83. [О. О. Karelin, А. Е. Remizov, "Experimental study of the gas-dynamic efficiency of the turbine transition channel in the presence of an aerodynamic wake from a high-pressure turbine simulated using a spoke-wheel," (in Russian), in *Proc. 17th Aerospace Week "Aviation and Astronautics-2018"*, Moscow, 2018, pp. 82-83.]

6. Гоголев И. Г., Дроконов А. М. Аэродинамические характеристики ступеней и патрубков тепловых турбин. Брянск: Грани, 1995. 258 с. [I. G. Gogolev, A. M. Drokonov, *Aerodynamic characteristics of the stages and ducts of thermal turbines*, (in Russian). Bryansk: Grani, 1995.]

7. Ван-Дайк М. Альбом течений жидкости и газа. М.: Мир, 1986. 184 с. [M. Van-Dyke, *Album Fluid Motion*, (in Russian). Moscow: Mir, 1986.]

ОБ АВТОРАХ

РЕМИЗОВ Александр Евгеньевич, д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева» (РГАТУ). Иссл. в обл. аэродинамики лопаточных машин газотурбинных двигателей.

КАРЕЛИН Олег Олегович, канд. техн. наук, доц. каф. «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева» (РГАТУ). Иссл. в обл. аэродинамики лопаточных машин газотурбинных двигателей.

METADATA

Title: To the question about the distribution of the aerodynamic wakes in the integrated turbine system of gas turbine engine.

Authors: A. E. Remizov¹, O. O. Karelin²

Affiliation:

P. A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University (RSATU), Russia.

Email: ¹ad@rsatu.ru, ²universityengine@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 23, no. 3 (85), pp. 96-102, 2019. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article presents the results of an experimental study of the distribution of an aerodynamic wake in an integrated turbine system of a gas turbine engine. The source of the aerodynamic wake was a spoke-wheel installed at the input of the model interturbine duct, the area ratio of which varied in the range of 1 ... 2.2. The velocity profiles in the aerodynamic wake are obtained for different flow regions. According to the results of the study, a relationship was obtained between the area ratio of the model interturbine duct and the relative length of the duct corresponding to the decrement of the aerodynamic wake.

Key words: gas turbine engine; integrated turbine system; spoke-wheel; aerodynamic wake; flow velocity profiles.

About authors:

REMIZOV, Alexander Evgenievich, Dr. of Tech. Sci. (2014). Prof. Dipl. thermal, electrorocket engines and power plants of aircraft (2016). Dept. head of Aviation engines P. A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University (RSATU).

KARELIN, Oleg Olegovich, Cand. of Tech. Sci. Assistant prof. Dept. of Aviation engines P. A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University (RSATU).