

УДК 621.452

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРЕХОДНОГО КАНАЛА СО СТОЙКАМИ В СИСТЕМЕ ТУРБИНЫ ГТД В УСЛОВИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СЛЕДОВ

А. Е. РЕМИЗОВ¹, О. О. КАРЕЛИН²

^{1,2}ad@rsatu.ru

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

Поступила в редакцию 07.09.2021

Аннотация. Представлены результаты экспериментального исследования аэродинамических характеристик переходного канала со стойками в условиях аэродинамических следов от турбины высокого давления, имитируемых с помощью модельного колеса. Рассматриваются варианты с осевым расположением профилированных стоек и ориентированием стоек по потоку. Получены данные по коэффициентам внутренних потерь переходного канала в условиях вращающихся аэродинамических следов при различном расположении стоек. Получены данные по распределению давления по профилю стойки в условиях вращающихся аэродинамических следов.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; турбина высокого давления; рабочее колесо; аэродинамические следы; переходный канал; стойки.

ВВЕДЕНИЕ

Турбина современного газотурбинного двигателя представляет собой интегрированную систему, элементы которой – турбина высокого давления, переходный канал, турбина низкого давления – находятся во взаимном влиянии [1, 2]. Так, турбина высокого давления (ТВД) 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 (ТНД). Дополнительные возмущения в поток вносят стойки в проточной части переходного канала, форма и расположение которых влияет на эффективность системы турбины с переходным каналом [3, 4].

Практическая значимость исследования аэродинамических характеристик системы турбины с переходным каналом в условиях аэродинамических следов от турбины высокого давления определяется существенным влиянием аэродинамических следов на режим течения и характеристики переходного канала [4, 5]. Актуальным является вопрос о расположении профильных стоек по длине переходного канала, что связано с компоновкой турбины.

Согласно [4], увеличение расстояния от выхода ТВД до профильных стоек в диапазоне $x/L = 0,1 \dots 0,3$ (x – расстояние до стоек; L – длина переходного канала) снижает обратное влияние стоек на течение, а с увеличением длины переходного канала уменьшает неравномерность потока на входе в ТНД. По данным [2, 3] уменьшение потерь возможно при ориентировании профильных стоек под углы натекания потока; при этом оптимальный угол натекания на стойки составляет около $10 \dots 15^\circ$.

Исследования аэродинамических характеристик переходных каналов со стойками в условиях аэродинамических следов единичные. Так, в работе [4] испытания проводились на спе-

циальных стендах с модельными ступенями турбин, однако влияние расположения профильных стоек на аэродинамические характеристики переходных каналов в условиях аэродинамических следов специально не рассматривалось. В опытах [1, 3, 6] аэродинамические характеристики переходных каналов с профильными стойками исследовались в условиях окружной неравномерности стационарного течения. В работе [7] применялась модельная ступень турбины, однако стойки в переходном канале выполнены стержневыми. В связи с этим возникает сложность при обобщении этой информации для получения представления о влиянии аэродинамических следов от турбины высокого давления на аэродинамические характеристики переходных каналов с профильными стойками.

Поскольку применение модельных ступеней турбин в составе специальных стендов [4] при исследовании аэродинамических следов не всегда возможно, в экспериментах используются простые модели, имитирующие аэродинамические следы. Так, в работе [8] показана принципиальная возможность использования вращающегося модельного колеса со стержнями.

Настоящее исследование аэродинамических характеристик переходного канала с профильными стойками в условиях аэродинамических следов, имитируемых с помощью модельного колеса, является продолжением работы [9]. Исследование [9] относилось к системе переходного канала без стоек. В результате исследования получены данные по распространению аэродинамических следов в переходных каналах с различной диффузорностью; показано влияние вращающихся аэродинамических следов на коэффициенты внутренних потерь переходных каналов.

Объектом настоящего исследования является переходный канал со стойками в системе турбины ГТД. Целью работы является получение данных по аэродинамическим характеристикам переходного канала с профильными стойками в условиях аэродинамических следов, имитируемых с помощью модельного колеса. Задачи исследования включают: получение данных по коэффициентам внутренних потерь переходного канала при различном расположении стоек; изучение влияния аэродинамических следов на обтекание профилей стоек.

Полученные результаты позволят расширить базу данных по проектным параметрам и аэродинамическим характеристикам переходных каналов [1], полученным в условиях стационарного течения, и могут использоваться в дальнейших экспериментальных исследованиях и численном моделировании нестационарного течения в интегрированной системе турбины.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СЛЕДОВ

По данным [10] направление распространения аэродинамических следов за ступенью турбины соответствует вектору относительной скорости w_2 (рис. 1, а), при этом угол потока в относительном движении β_2 может составлять $45...20^\circ$ в зависимости от нагруженности ступени [4, 11].

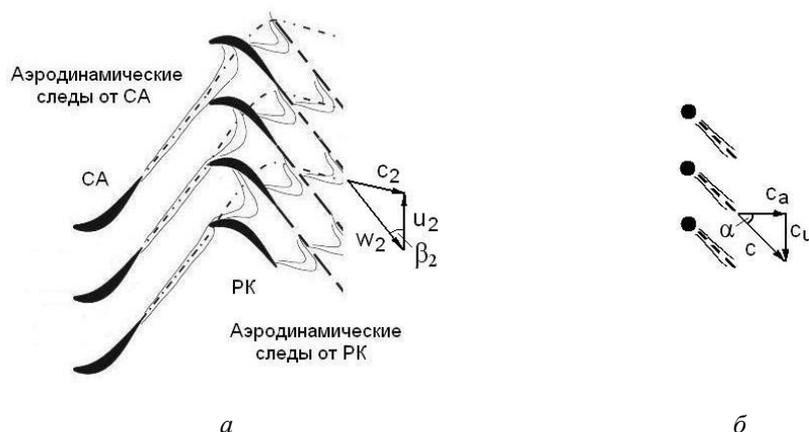


Рис. 1. Аэродинамические следы за ступенью турбины (а) и цилиндрическими стержнями вращающегося модельного колеса (б) [9]

При использовании вращающегося модельного колеса вместо ступени турбины кинематика потока определяется только абсолютной скоростью потока c и ее составляющими – осевой скоростью c_a и окружной скоростью c_u (рис. 1, б).

Поскольку большинство критериев геометрического подобия для модельных ступеней турбин связаны с параметрами профиля [4], для модельного колеса со стержнями в качестве основного критерия используется D_{cp}/h , где D_{cp} – средний диаметр рабочего колеса; h – высота лопатки (стержня). Так, для применяемого модельного колеса $D_{cp}/h = 3,3$, что соответствует модельным ступеням турбин ($D_{cp}/h = 3,3...5$) [4]. Диаметр стержней модельного колеса влияет на размеры аэродинамического следа и интенсивность турбулентности, при этом наибольшее соответствие аэродинамических следов от лопаток и стержней наблюдается при диаметре стержней 5 мм [8]. Такой диаметр выбран для стержней модельного колеса [9].

К основным критериям кинематического подобия относятся коэффициент расхода c_a/u , отношение скоростей u/c и углы потока на выходе из рабочего колеса [4]. Эксперимент проводился при частоте вращения модельного колеса $n = 2100$ об/мин, что соответствует коэффициенту расхода 0,7 [9]. Угол α (рис. 1, б) составляет 40° в области основного течения и 45° в области периферии [9], что соответствует данным [4, 10].

К основным критериям динамического подобия относятся M , Re , Sh . Невысокое число Маха во входном сечении модели ($M=0,04$) связано с обеспечением необходимого диапазона c_a/u при ограничениях по частоте вращения для электропривода. Вместе с тем диапазон $M = 0,03...0,14$ соответствует области автомодельности по коэффициентам внутренних потерь [1, 5].

Согласно [3, 5], число Рейнольдса для системы переходного канала с вращающимся рабочим колесом определяется соотношением $Re = c_0 \cdot D_r / \nu$, где c_0 – скорость потока во входном сечении модели; $D_r = D - d$ – гидравлический диаметр канала, определяемый по наружному и внутреннему диаметрам; ν – кинематическая вязкость воздуха. Число Рейнольдса $Re = 10^5$ соответствует области автомодельности по коэффициентам внутренних потерь [1].

Критерием, характеризующим периодическую нестационарность в турбомашине, является число Струхалия, которое согласно [4] определяется выражением $Sh = d_{ст} / (c_0 \cdot \tau)$, где $d_{ст}$ – диаметр стержня; τ – время прохождения стержнем модельного колеса шага; $\tau = 60 / (z \cdot n)$, где z – число стержней модельного колеса ($z = 16$). В исследуемом диапазоне частоты вращения модельного колеса число Струхалия составляет $Sh = 0,2...0,25$, что соответствует турбулентному режиму обтекания лопаток турбины [12].

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ

Экспериментальное исследование выполнялось на автоматизированном аэродинамическом стенде [1]. Экспериментальная модель включала кольцевой канал с модельным колесом, имитирующим аэродинамические следы от турбины высокого давления, и исследуемый модельный переходный канал с профильными стойками (рис. 2).

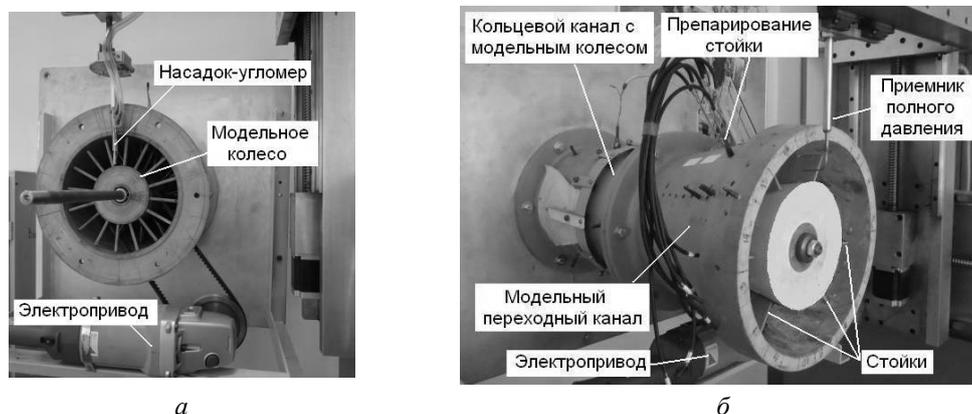


Рис. 2. Привод модельного колеса (а) (переходный канал снят) и исследуемая система переходного канала со стойками (б)

Геометрические параметры модельного переходного канала следующие: диффузорность $q = 1,6$, относительная длина $L/h_1 = 5,4$, наклон наружной и внутренней стенок 10° , эквивалентный угол раскрытия $\gamma_{\text{экв}} = 7^\circ$.

Профильные стойки устанавливались в переходном канале на расстоянии от входа $x/L = 0,2, 0,4$ и $0,6$. Хорда стойки b составляла 110 мм, что соответствовало 45 % длины канала; максимальная толщина профиля составляла 10 % хорды и располагалась на расстоянии 30 % хорды по оси [1]. Количество стоек – 6; густота решетки на среднем радиусе для соответствующих x/L составляла 1,2, 1,1 и 1, что соответствовало [3, 4, 6]. Препарирование стойки позволило получить распределение статического давления по профилю (рис. 3); относительные координаты точек профиля приведены в табл. 1.

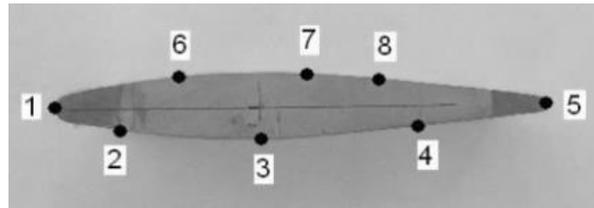


Рис. 3. Препарирование профильной стойки

Таблица 1

Относительные координаты точек профиля

№	x/b
1	0
2	0,15
3	0,45
4	0,78
5	1
6	0,26
7	0,56
8	0,68

Программа эксперимента включала определение коэффициентов внутренних потерь модельного переходного канала без стоек и со стойками при различном их расположении; получение распределения статического давления по профилю стойки.

В соответствии с методикой экспериментального исследования аэродинамических характеристик переходных каналов [1], коэффициент внутренних потерь модельного переходного канала $\zeta_{\text{мпк}}$ определялся как разность коэффициентов внутренних потерь всей исследуемой системы $\zeta_{\text{с}}$ (рис. 2, б) и кольцевого канала с модельным колесом $\zeta_{\text{к}}$ (рис. 2, а)

$$\zeta_{\text{мпк}} = \zeta_{\text{с}} - \zeta_{\text{к}}$$

Область траверсирования выходного сечения переходного канала – половина кольца (рис. 2, б); шаг перемещения насадка в окружном направлении – 10° , радиальном – 5 мм (в области стенок – 2 мм). Осреднение выполнено по площади [13]

$$\zeta_F = \int_0^h \zeta_r dh,$$

где h – высота кольцевого сечения канала; ζ_r – коэффициент внутренних потерь, соответствующий радиусу траверсирования.

Распределение статического давления по профилю находилось с помощью коэффициента давления [1]

$$P_{\text{отн}} = \frac{P_1^* - P_i}{P_1^* - P_1},$$

где P_1^* , P_1 – полное и статическое давление перед стойкой; P_i – статическое давление в точке профиля.

Погрешности определяемых параметров приведены в табл. 2.

Таблица 2

Погрешности определяемых параметров

Параметр	Погрешность
Внутренние потери	$\pm 3\%$
Коэффициент давления	$\pm 3\%$
Угол потока	$\pm 0,5^\circ$

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

На рис. 4 показано изменение коэффициентов внутренних потерь ζ_c при различном расположении стоек с осевым ориентированием в модельном переходном канале. При установке стоек на входе в переходный канал ($x/L = 0,2$) наблюдается увеличение внутренних потерь на 5...10 % в области внутренней стенки и 15...20 % в области наружной стенки по сравнению с вариантом без стоек. В этом случае стойка находится в области распространения аэродинамического следа от вращающегося модельного колеса, который для канала данной диффузорности распространяется на 25...30 % длины канала [9]. Распространение аэродинамического следа, соответствующее углу α (рис. 1, б), приводит к неосевому обтеканию стойки (рис. 5); при этом в области *B* наблюдается интенсивное торможение потока на большей части профиля (около 60 %), что способствует отрыву потока [1, 4] и увеличению потерь (рис. 4).

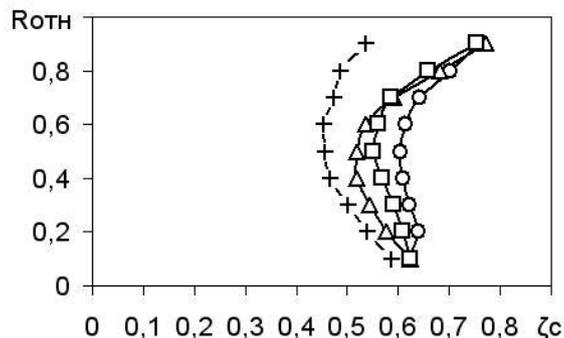


Рис. 4. Изменение коэффициентов внутренних потерь ζ_c (осевое ориентирование стоек):
 \circ – $x/L = 0,2$; \triangle – $x/L = 0,4$; \square – $x/L = 0,6$; $+$ канал без стоек [9]

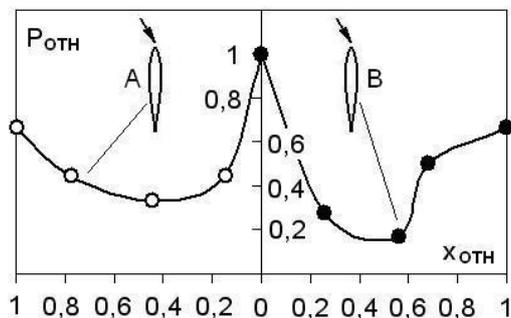


Рис. 5. Изменение коэффициента давления по профилю стойки при $x/L = 0,2$
(осевое ориентирование стоек)

При отдалении стоек от входа ($x/L = 0,4$) влияние аэродинамического следа на обтекание профиля ослабевает; интенсивность торможения потока уменьшается, особенно в области *B* (рис. 6). Это приводит к уменьшению внутренних потерь в области основного течения на 10...12 % по сравнению с вариантом $x/L = 0,2$ (рис. 4).

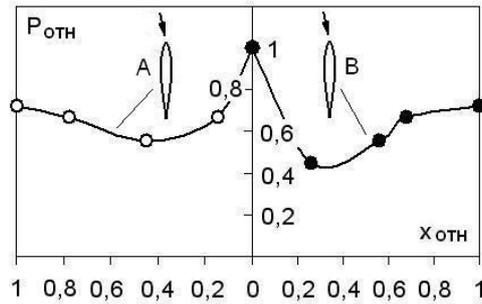


Рис. 6. Изменение коэффициента давления по профилю стойки при $x/L = 0,4$ (осевое ориентирование стоек)

При установке стоек на выходе ($x/L = 0,6$) наблюдается увеличение внутренних потерь в области основного течения и внутренней стенки на 2...5 % по сравнению с вариантом $x/L = 0,4$ (рис. 4), что связано с влиянием на течение аэродинамического следа от стоек.

Ориентирование стоек по потоку (расположение под углом 15°) при $x/L = 0,2$ позволяет уменьшить внутренние потери на 5...10 % в области основного течения и 10...12 % в области наружной стенки по сравнению с осевым вариантом (рис. 7). При этом распределение давления в областях A и B соответствует симметричному обтеканию профиля (рис. 8) с меньшей интенсивностью торможения потока по сравнению с осевым вариантом (рис. 5).

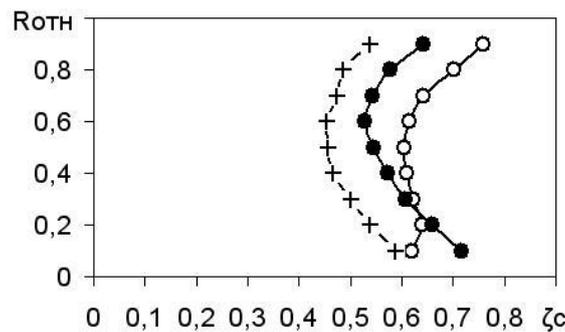


Рис. 7. Изменение коэффициентов внутренних потерь ζ_c :
 ○ – осевое ориентирование стоек; ● – ориентирование стоек по потоку; + канал без стоек [9]

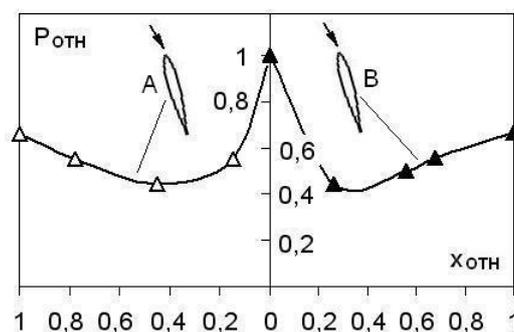


Рис. 8. Изменение коэффициента давления по профилю стойки при $x/L = 0,2$ (ориентирование стоек по потоку)

На рис. 9 представлены данные по коэффициентам внутренних потерь модельного переходного канала при различном расположении стоек. Коэффициент внутренних потерь переходного канала без стоек составляет $\zeta_{мпк} = 0,12$ [9]. При осевом ориентировании стоек, расположенных на входе ($x/L = 0,2$), внутренние потери составляют $\zeta_{мпк} = 0,25$; ориентирование стоек по потоку позволяет уменьшить внутренние потери в 1,2 раза. При осевом ориентировании стоек минимум потерь наблюдается при $x/L = 0,4...0,6$.

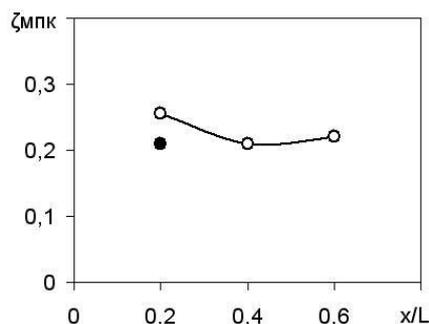


Рис. 9. Коэффициенты внутренних потерь модельного переходного канала:
○ – осевое ориентирование стоек; ● – ориентирование стоек по потоку

Таким образом, при осевом ориентировании стоек целесообразно их расположение вне области распространения аэродинамических следов от РК ТВД – на расстоянии не менее 30 % длины переходного канала, что соответствует данным [4]. Стойки, расположенные в области распространения аэродинамических следов – на расстоянии менее 30 % длины канала, целесообразно ориентировать по потоку (около 15°), что соответствует данным [2, 3]. Расположение стоек на расстоянии более 60 % длины канала ограничивается влиянием аэродинамических следов от стоек на элементы ТНД.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенного экспериментального исследования можно сделать следующие выводы.

1. Расположение стоек существенно сказывается на аэродинамических характеристиках переходного канала, что связано с влиянием аэродинамических следов на обтекание профиля; при этом изменение коэффициентов внутренних потерь переходного канала при различном расположении стоек составляет 4 %.

2. При осевом ориентировании стоек целесообразно их расположение на расстоянии не менее 30 % длины переходного канала; при меньшем расстоянии целесообразно ориентирование стоек по потоку (около 15°).

3. Полученные данные по изменению коэффициентов внутренних потерь переходного канала со стойками в условиях вращающихся аэродинамических следов могут использоваться на этапе предварительного проектирования в дополнение к данным, полученным в условиях стационарного 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. [A. E. Remizov, I. A. Krivosheev, O. O. Karelin, *Geometric and aerodynamic characteristics of interstage transition channels of aviation GTE and energy GTU*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2012.]

2. Кривошеев И. А., Ремизов А. Е. Методы формирования проточной части газовых турбин при различных способах подвода газа. М.: Машиностроение, 2012. 182 с. [I. A. Krivosheev A. E. Remizov, *Methods of forming the flow path of gas turbines with various methods of gas supply*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2012.]

3. Оптимальная конфигурация опоры в кольцевых диффузорах с изменяемой закруткой потока на входе / Ю. Сэноо [и др.] // Теоретические основы инженерных расчетов. 1981. Т. 103, № 2. С. 236–240. [Y. Senoo, et al., "Optimum strut-configuration for downstream annular diffusers with variable swirling inlet flow", (in Russian), in *Teoreticheskie osnovy inzhenernyh raschetov*, vol. 103, no. 2, pp. 236-240, 1981.]

4. 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.]

5. Аденуби С. Характеристики и режимы течения в кольцевом диффузоре с условиями на входе, соответствующими условиям на выходе осевой турбомшины // Теоретические основы инженерных расчетов. 1976. № 2. С. 198–206. [S. Adenubi, "Performance and flow regime of annual diffusers with axial turbomachine discharge inlet conditions", in *Teoreticheskie osnovy inzhenernyh raschetov*, no. 2, pp. 198-206, 1976.]

6. **Ubertini S.** Experimental performance analysis of an annular diffuser with and without struts // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2000. Vol. 22, Iss. 3–4. Pp. 183-195. [S. Ubertini, “Experimental performance analysis of an annular diffuser with and without struts”, in *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 22, Iss. 3-4, pp. 183-195, 2000.]
7. **Djebedjian B.** Numerical and Experimental investigation of the flow in annular diffuser // *Proceedings of ASME FEDSM-98*, 1998. 6 p. [B. Djebedjian, “Numerical and Experimental investigation of the flow in annular diffuser”, in *Proceedings of ASME FEDSM-98*, 6 p., 1998.]
8. **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). Pp. 1-9. [O. Sieker, 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*, Lyon, 2007, pp. 1-9.]
9. **Ремизов А. Е., Карелин О. О.** Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик переходных каналов турбин ГТД в условиях аэродинамических следов, имитируемых с помощью модельного колеса // *Вестник УГАТУ*. 2020. Т. 24, № 1 (87). С. 66–75. [A. E. Remizov, O. O. Karelin, “An experimental study of the aerodynamic characteristics of the inter-turbine ducts of GTE in conditions aerodynamic wakes simulated with a model wheel,” in *Vestnik UGATU*, vol. 24, no. 1 (87), pp. 66-75, 2020.]
10. **Konig S., Stoffel B.** Experimental investigation of the clocking effect in a 1.5-stage axial turbine // *Journal of Turbomachinery*. 2009. Vol. 131 (2). P. 021004. [S. Konig, B. Stoffel, “Experimental investigation of the clocking effect in a 1,5-stage axial turbine”, in *ASME Journal of Turbomachinery*, vol. 131 (2), p. 021004, 2009.]
11. **Холщевников К. В.** Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1986. 432 с. [K. V. Kholshchevnikov, *Theory and calculation of aircraft blade machines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1986.]
12. **Августинович В. Г., Шмотин Ю. Н.** Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях. М.: Машиностроение, 2005. 536 с. [V. G. Avgustinovich, Yu. N. Shmotin, *Numerical simulation of unsteady phenomena in gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2005.]
13. **Ремизов А. Е., Карелин О. О., Ремизов И. А.** К вопросу выбора параметра оценки газодинамической эффективности диффузора // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. № 8 (105). С. 91–97. [A. E. Remizov, O. O. Karelin, I. A. Remizov, “To the question of choice of gasodynamic effectiveness parameter of diffuser”, (in Russian), in *Aviacionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, no. 8 (105), pp. 91-97, 2013.]

ОБ АВТОРАХ

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

METADATA

Title: An experimental study of the aerodynamic characteristics of GTE interturbine duct with struts in conditions of aerodynamic wakes simulated with a model wheel.

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

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

Email: ^{1,2}ad@rsatu.ru

Language: Russian.

Source: *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 25, no. 3 (93), pp. 56-63, 2021. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article presents the results of an experimental study of the aerodynamic characteristics of interturbine duct with struts in the conditions of aerodynamic wakes from a high pressure turbine simulated using a model wheel. Variants for axial located profile struts and flow oriented struts are considered. Data on the internal loss coefficients of interturbine duct with different struts position in the conditions of rotating aerodynamic wakes are obtained. Data on the distribution of pressure coefficients for profile strut in the conditions of rotating aerodynamic wakes are obtained.

Key words: gas turbine engine; high pressure turbine; rotor; aerodynamic wakes; interturbine duct; struts.

About authors:

REMIZOV, Alexander Evgenievich, Dr. of Tech. Sci. (2014). Prof. Dept. head of Aviation engines P. A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University (RSATU).

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