

УДК 621.452

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРЕХОДНЫХ КАНАЛОВ ТУРБИН ГТД В УСЛОВИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СЛЕДОВ, ИМИТИРУЕМЫХ С ПОМОЩЬЮ МОДЕЛЬНОГО КОЛЕСА

А. Е. РЕМИЗОВ¹, О. О. КАРЕЛИН²

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

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

Поступила в редакцию 26.12.2019

Аннотация. В статье представлены результаты экспериментального исследования аэродинамических характеристик переходных каналов с диффузорностью 1...2,1 в условиях аэродинамических следов от турбины высокого давления, имитируемых с помощью модельного колеса. Анализируются критерии подобия, используемые при моделировании аэродинамических следов. Получена граница отрыва потока в переходных каналах в условиях вращающихся аэродинамических следов. Получены данные по распространению аэродинамических следов в исследуемых переходных каналах. Показано влияние вращающихся аэродинамических следов на коэффициенты внутренних потерь исследуемых переходных каналов.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; турбина высокого давления; рабочее колесо; аэродинамические следы; переходный канал; диффузорность; модельное колесо; интенсивность турбулентности.

ВВЕДЕНИЕ

Турбина современного газотурбинного двигателя представляет собой интегрированную систему, элементы которой – турбина высокого давления, переходный канал, турбина низкого давления – находятся во взаимном влиянии [1]. Согласно [2, 3] поток поступает в диффузорные каналы турбомашин (переходные каналы, выхлопные патрубки) со значительной неравномерностью и интенсивными неустановившимися возмущениями, обусловленными турбулентностью и периодичностью потока, которые вносятся турбомашинной.

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 переход-

ного канала [2, 4]. Вместе с тем данные [4, 5] о характере этого влияния противоречивы: режим течения в исследуемом диффузорном канале может сохраняться благодаря интенсификации турбулентности безотрывным, предотрывным или, наоборот, стать отрывным.

По данным [6], при безотрывном режиме течения влияние аэродинамических следов на эффективность диффузорного канала незначительное, однако при отрывном режиме течения увеличение интенсивности турбулентности приводит к улучшению характеристик диффузорного канала [2].

Сложность таких исследований связана с невозможностью полного разделения различных эффектов, к которым относятся неравномерность скорости, интенсивность затухания или развития неравномерности, интенсивность турбулентности, влияние частоты следования лопаток [2].

Исследования в этом направлении ограничиваются рассмотрением единичных вариантов диффузорных каналов, где источником аэродинамических следов являются неподвижные решетки компрессора [6, 7], ступень компрессора с вращающимся рабочим колесом [2, 8], модельное колесо со стержнями [4, 5].

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.

Таким образом, становится необходимым проведение дальнейших систематических исследований переходных каналов в диапазоне диффузорности $q = 1 \dots 2,1$, соответствующем различным режимам течения [1].

Поскольку применение модельных ступеней турбин в составе специальных стендов [3] при исследовании аэродинамических следов не всегда возможно, в экспериментах используются простые модели, имитирующие аэродинамические следы. Так, в работе [4] показана принципиальная возможность использования вращающегося модельного колеса со стержнями. Вместе с тем отсутствует информация по критериям подобия, используемым при моделировании аэродинамических следов, и это вызывает необходимость их детального рассмотрения.

Настоящее исследование аэродинамических характеристик переходных каналов в условиях аэродинамических следов, имитируемых с помощью модельного колеса, является продолжением работы [9].

Исследование [9] относилось к системе переходного канала с неподвижным модельным колесом, тем самым исключалось влияние нестационарности на распространение аэродинамических следов в переходных каналах. Одним из результатов исследования является зависимость между протяженностью аэродинамических следов и диффузорностью переходных каналов.

Объектом настоящего исследования является система переходного канала с вращающимся модельным колесом. Целью работы является получение данных по аэродинамическим характеристикам и режимам течения в переходных каналах с диффузорностью $q = 1 \dots 2,1$ в условиях аэродинамических следов от модельного колеса, вращающегося с частотой 1500...2100 об/мин.

Задачи исследования включают: анализ критериев подобия, используемых при моделировании аэродинамических следов; изучение влияния аэродинамических следов на режим течения в переходных каналах; получение данных по коэффициентам внутренних потерь в системе переходного канала с модельным колесом.

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

За лопаткой сбегаящий пограничный слой взаимодействует с внешним потоком и образует область подторможенной жидкости, в которой поле скоростей постепенно выравнивается. Эта область называется аэродинамическим следом. На рис. 1 показано распределение параметров в аэродинамическом следе от решетки турбины – отношения полных давлений во входном и выходном сечениях решетки с шагом t и угла потока на выходе.

Вихревой след за лопатками играет важную роль в нестационарных явлениях в турбомашине. Взаимодействуя с основным потоком, аэродинамический след формирует условия течения, в первую очередь степень и масштаб турбулентности [11].

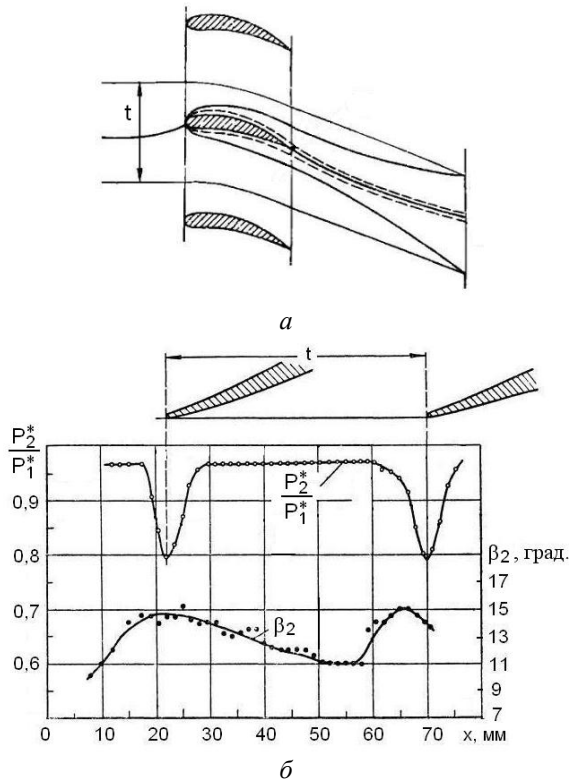


Рис. 1. Аэродинамический след от лопатки (а) и распределение параметров (б) [10]

В следе за выходной кромкой лопатки формируется дорожка Кармана со сходом вихрей с лопатки (рис. 2, а). Размер вихрей зависит от толщины выходной кромки, а частота их схода – от толщины кромки и скорости потока [10, 11]. Такая же картина течения наблюдается при обтекании цилиндрических стержней (рис. 2, б).

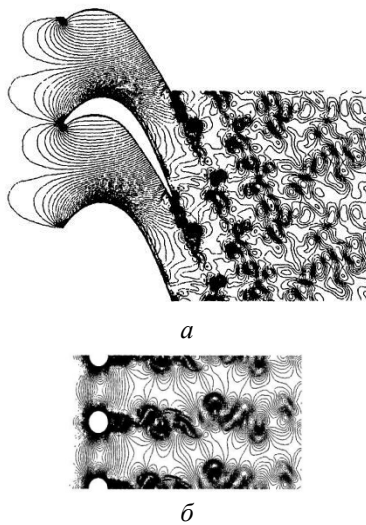


Рис. 2. Поле мгновенных скоростей при обтекании лопаток турбины (число Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^5$) (а) и цилиндрических стержней ($Re = 6 \cdot 10^5$) (б) [11]

По данным [12], направление распространения аэродинамических следов за ступенью турбины соответствует вектору относительной скорости w_2 (рис. 3, а), при этом угол потока в относительном движении β_2 может составлять $45 \dots 20^\circ$ в зависимости от нагруженности ступени [3, 13].

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. 3, б).

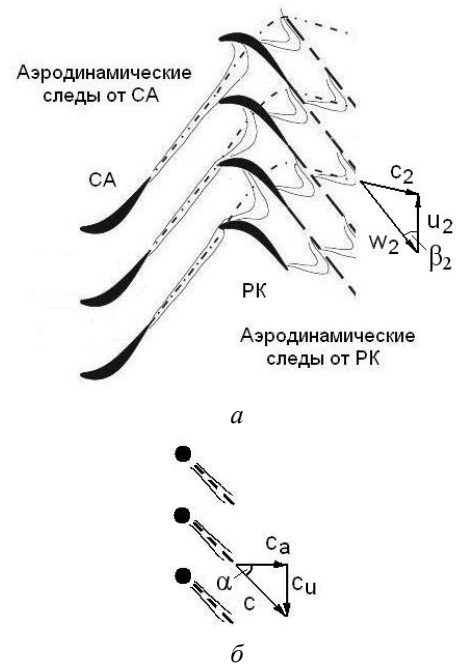


Рис. 3. Аэродинамические следы за ступенью турбины (а) [12] и цилиндрическими стержнями вращающегося модельного колеса (б)

Поскольку большинство критериев геометрического подобия для модельных ступеней турбин связаны с параметрами профиля [3], 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 ($D_{cp}/h = 3,3 \dots 5$) [3].

Диаметр стержней модельного колеса влияет на размеры аэродинамического следа и интенсивность турбулентности, при этом наибольшее соответствие аэродинамических следов от лопаток и стержней наблю-

дается при диаметре стержней 5 мм [4, 5]. Такой диаметр выбран для стержней модельного колеса.

К основным критериям кинематического подобия относятся коэффициент расхода c_a/u , отношение скоростей u/c и углы потока на выходе из рабочего колеса [3].

Исследуемый диапазон коэффициентов расхода (табл. 1) соответствует ступеням турбин с КПД 0,88...0,92 и степенью реактивности $\rho = 0,25...0,35$, по данным S. Smith [13] (рис. 4, а). Диапазон u/c соответствует ступеням с КПД 0,86 и $\rho = 0,5$ (рис. 4, б).

Таблица 1

Исследуемый диапазон коэффициентов расхода

n , об/мин	1500	1800	2100
Коэффициент расхода c_a/u	0,93	0,78	0,67

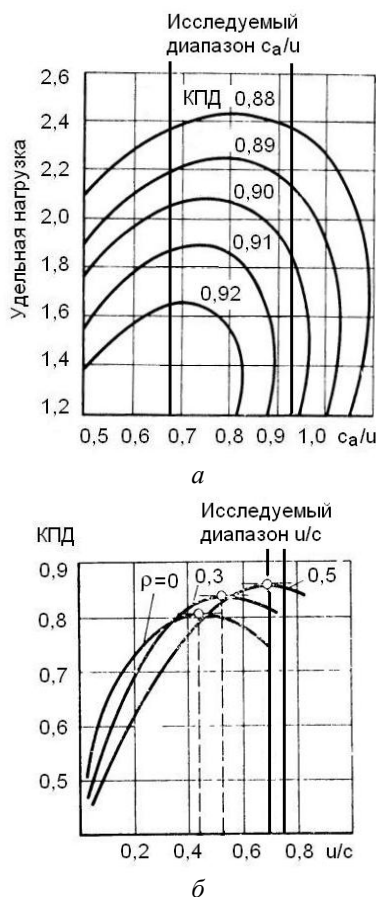


Рис. 4. Исследуемый диапазон по параметрам c_a/u (а) и u/c (б) [13]

В исследуемом диапазоне частоты вращения модельного колеса угол α (рис. 3, б) составляет 40...50° в области основного течения и 45...55° – в области периферии, что соответствует данным [3, 4, 12].

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, 2].

Согласно [3, 5, 14], число Рейнольдса для системы переходного канала с вращающимся рабочим колесом определяется соотношением

$$Re = \frac{c_0 \cdot D_\Gamma}{\nu}$$

где c_0 – скорость потока во входном сечении модели; $D_\Gamma = D - d$ – 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 турбомашинах, является число Струхалия, которое согласно [3, 5] определяется выражением

$$Sh = \frac{d_{ст}}{c_0 \cdot \tau}$$

где $d_{ст}$ – диаметр стержня; τ – время прохождения стержнем модельного колеса шага t .

$$\tau = \frac{t}{u} = \frac{60}{z \cdot n}$$

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 [11].

Выполнение критерия Sh при условии $u/c = idem$ [3] обеспечивается кинематическим подобием по параметру u/c (рис. 4, б).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ

Экспериментальное исследование выполнялось на автоматизированном аэроди-

намическом стенде, описание которого представлено в монографии [1].

Экспериментальная модель включала кольцевой канал с модельным колесом, имитирующим аэродинамические следы от турбины высокого давления, и исследуемый модельный переходный канал (рис. 5). Геометрические параметры модельных переходных каналов представлены в табл. 2.



Рис. 5. Исследуемая система с модельным переходным каналом (а) и привод модельного колеса (б) (переходный канал снят)

Таблица 2

Геометрические параметры модельных переходных каналов			
Диффузорность q	2,1	1,55	1
Эквивалентный угол раскрытия $\gamma_{\text{экв}}$, град.	12,7	6,4	-0,2
Наклон наружной стенки $\gamma_1/2$, град.	9,5	9,5	9,5
Наклон внутренней стенки $\gamma_2/2$, град.	3,6	9,5	13,9
Относительная длина канала L/h_1	5,4		

Программа эксперимента включала измерение направления потока за модельным колесом; измерение эпюр скорости потока в контрольных сечениях по длине переходного

канала; определение коэффициентов внутренних потерь элементов системы.

Контрольные сечения соответствовали относительной длине переходного канала $x/L = 0,1; 0,25; 0,5; 0,75; 0,95$.

Измерение направления потока осуществлялось с помощью двухточечного насадка (угломера), измерение полного давления – с помощью одноточечного насадка (зонда). Скорость потока определялась пневмометрическим методом

$$c = \sqrt{\frac{2 \cdot (P^* - P)}{\rho}},$$

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

Относительная осевая скорость потока определялась выражением

$$c_{a \text{ отн}} = \frac{c_a}{c_{a \text{ ср}}},$$

где $c_a = c \cdot \cos \alpha$ – осевая скорость потока в точке; $c_{a \text{ ср}}$ – средняя осевая скорость потока.

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 ζ_c (рис. 5, а) и кольцевого канала с модельным колесом ζ_k (рис. 5, б). Погрешности определяемых параметров приведены в табл. 3.

Таблица 3

Погрешности определяемых параметров

Параметр	Погрешность
Скорость потока	$\pm 2 \%$
Внутренние потери	$\pm 3 \%$
Угол потока	$\pm 0,5^\circ$

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

На рис. 6 показано изменение относительной осевой скорости потока во входном и выходном сечениях модельного переходного канала $q = 2,1$. При $n = 0$ об/мин наблюдается уменьшение относительной осевой скорости по длине канала от 1 до 0,8 в области основного течения, что соответствует данным [1]. Появление окружной со-

ставляющей скорости c_u при вращении модельного колеса приводит к уменьшению относительной осевой скорости до 0,75...0,85 в области основного течения и 0,55...0,7 в области стенок (рис. 6, а). Вместе с тем такая трансформация профиля относительной осевой скорости не приводит к развитию отрыва потока в диффузорном канале. Напротив, профиль относительной осевой скорости в выходном сечении при $n = 1500...2100$ об/мин характеризуется наполненностью с увеличением скорости в области основного течения и наружной стенки.

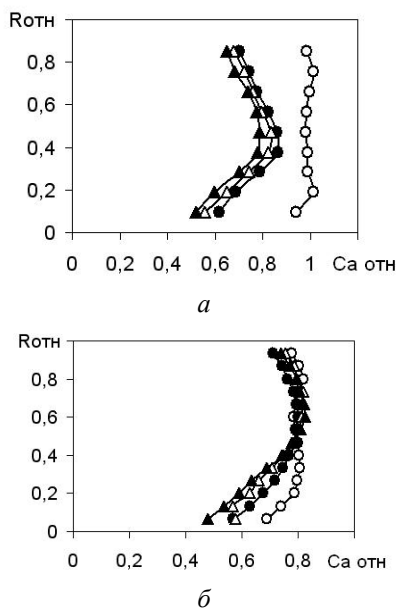


Рис. 6. Относительная осевая скорость во входном (а) и выходном (б) сечениях модельного переходного канала $q = 2,1$
 ○ 0 об/мин; ● 1500 об/мин; △ 1800 об/мин; ▲ 2100 об/мин

Анализ влияния вращающихся аэродинамических следов на течение в диффузорном канале проводился с использованием опытных данных О. Sieker, J. Seume, M. Kuschel с близкими геометрическими и режимными параметрами [4, 5]. Сопоставление этих данных с экспериментом авторов выявило соответствие в характере изменения относительной осевой скорости (рис. 7).

Так, увеличение частоты вращения модельного колеса до 2200 об/мин в эксперименте О. Sieker, J. Seume позволило исключить отрыв потока, который наблюдался в области наружной стенки при $n = 0$ об/мин.

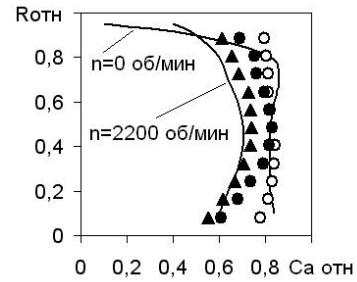


Рис. 7. Относительная осевая скорость в сечении $x/L = 0,5$ диффузорного канала
 ○ 0 об/мин; ● 1500 об/мин; ▲ 2100 об/мин (данные авторов); — данные [4, 5]

Рассматриваемое влияние вращающихся аэродинамических следов на режим течения в модельном переходном канале связано с изменением интенсивности турбулентности [2–4]. Так, измерения с помощью лазерного датчика скорости в эксперименте О. Sieker, J. Seume показали увеличение интенсивности турбулентности Tu до 3 в области наружной стенки с увеличением частоты вращения модельного колеса до 2200 об/мин (рис. 8). При этом интенсивность турбулентности определялась выражением

$$Tu = \frac{c_{tu}}{c_{cp}},$$

где c_{tu} – пульсационная составляющая скорости; c_{cp} – осредненная скорость.

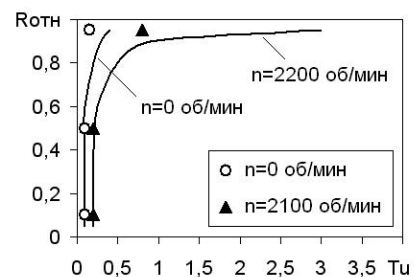


Рис. 8. Интенсивность турбулентности в сечении $x/L = 0,5$ диффузорного канала
 ○, ▲ данные авторов; — данные [4]

В эксперименте авторов не выполнялось специальных измерений турбулентности потока. Вместе с тем использование высокочувствительных малоинерционных датчиков давления [1] позволило определить приближенную величину Tu в модельном переходном канале. С этой целью в текущей точке выполнялось 100 измерений мгновенной скорости с интервалом 0,1 секунды.

Приближенная величина Tu определялась выражением

$$Tu = \frac{|c_{ex} - c_{cp}|}{c_{cp}},$$

где c_{ex} – экстремальное значение мгновенной скорости c ; c_{cp} – осредненная скорость.

Измерения мгновенной скорости в модельном переходном канале $q = 2,1$ при $n = 2100$ об/мин показали, что в области основного течения пульсации скорости несущественные (рис. 9, а), в отличие от областей наружной стенки, что связано с увеличением интенсивности турбулентности в аэродинамическом следе (рис. 9, б, в).

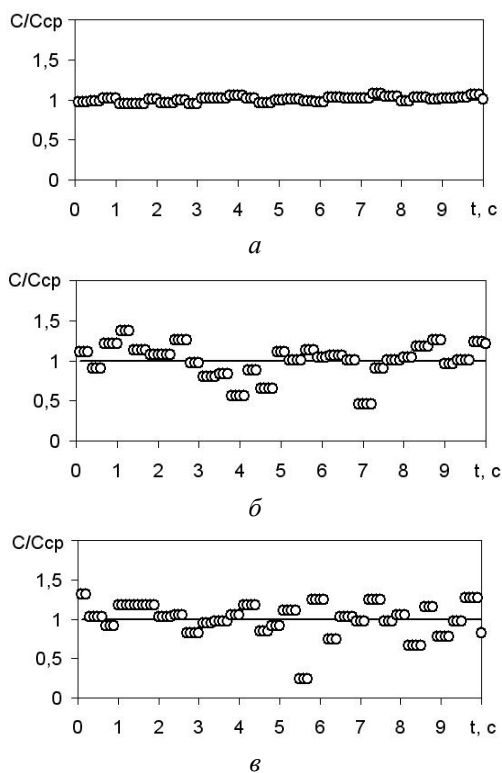


Рис. 9. Измерение мгновенной скорости в области основного течения $x/L = 0,1$ (а) и области наружной стенки $x/L = 0,1$ (б), $x/L = 0,25$ (в) ($q = 2,1$, $n = 2100$ об/мин)

Измерения мгновенной скорости в модельных переходных каналах $q = 2,1$, $q = 1,55$ и $q = 1$ при $n = 2100$ об/мин позволили получить данные по изменению приближенной величины Tu по длине канала (рис. 10). Полученные данные хорошо согласуются с экспериментом О. Sieker, J. Seute (рис. 8).

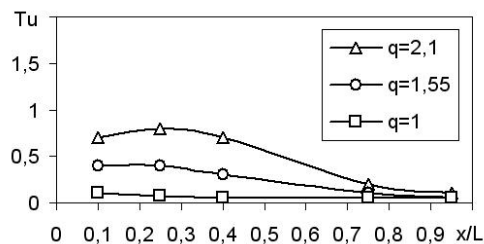


Рис. 10. Изменение приближенной величины Tu в области наружной стенки по длине канала ($n = 2100$ об/мин)

Согласно [15], увеличение интенсивности турбулентности приводит к увеличению переноса количества движения от основного потока в пограничный слой, что приводит к наполнению профиля скорости. Увеличение кинетической энергии течения в пограничном слое предотвращает или затягивает отрыв потока.

Проведенный анализ с использованием данных [2, 4, 5, 8] показал, что в условиях вращающихся аэродинамических следов происходит смещение границы отрыва потока в переходных каналах в область большей диффузорности (рис. 11).

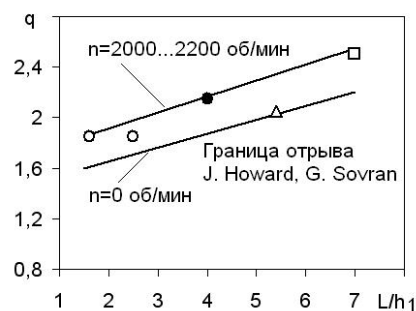


Рис. 11. Границы отрыва потока в переходных каналах
 Δ данные авторов; \circ данные [4, 5];
 \bullet данные [8]; \square данные [2]

Полученная граница отрыва потока при $n = 2000 \dots 2200$ об/мин определяется выражением

$$q = 0,12 \cdot L/h_1 + 1,67$$

с достоверностью аппроксимации 0,99.

Влияние вращающихся аэродинамических следов на течение отражается на внутренних потерях исследуемых модельных переходных каналов (рис. 12). Так, в исследуемом диапазоне частоты вращения модельного колеса отличие коэффициентов

внутренних потерь $\zeta_{\text{мпк}}$, определяемых при $n = 1500$ об/мин и $n = 2100$ об/мин, составляет 1,7 ($q = 2,1$), 1,3 ($q = 1,55$) и 1,04 ($q = 1$).

Повышение эффективности диффузорных каналов с отрывным (предотрывным) режимом течения в условиях вращающихся аэродинамических следов связано с исключением или затягиванием отрыва потока [2, 4, 8], а каналов с безотрывным режимом течения – с уменьшением сопротивления трения [1, 15].

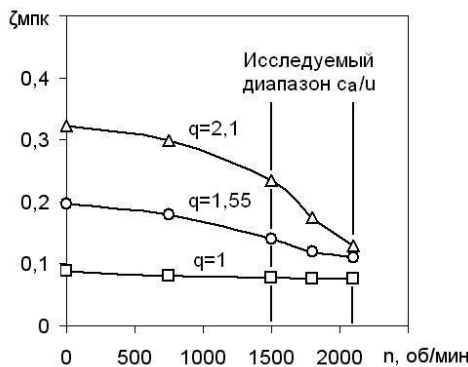


Рис. 12. Коэффициенты внутренних потерь модельных переходных каналов

Увеличение интенсивности турбулентности (рис. 10) связано с так называемым активным влиянием аэродинамических следов на структуру течения [15]. Формирование в потоке областей активного влияния связано с протяженностью аэродинамических следов.

На рис. 13 представлены данные по распространению аэродинамических следов в осевом направлении для исследуемых модельных переходных каналов.

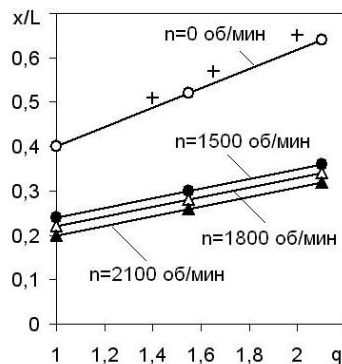
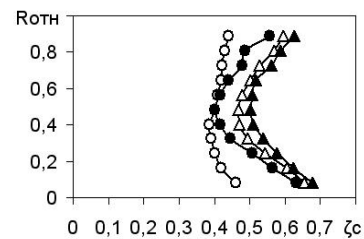


Рис. 13. Распространение аэродинамических следов в модельных переходных каналах (+ обозначены данные [6])

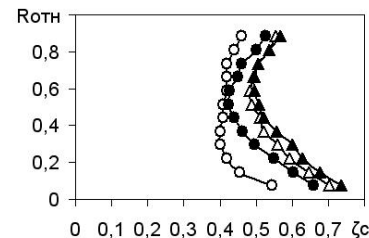
При $n = 1500 \dots 2100$ об/мин протяженность аэродинамических следов составляет

20...36 % длины переходного канала, при этом увеличение диффузорности переходного канала приводит к интенсификации аэродинамических следов.

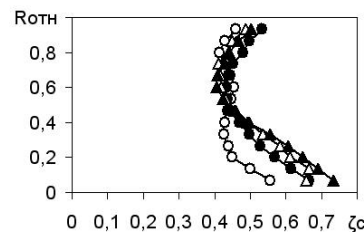
Уменьшение внутренних потерь модельного переходного канала $q = 2,1$ (рис. 12) связано с тем, что область активного влияния вращающихся аэродинамических следов, протяженность которых составляет $x/L = 0,32 \dots 0,36$ (рис. 13), формируется непосредственно перед областью возможного отрыва потока [2, 15]. При этом наблюдается максимум интенсивности турбулентности в области наружной стенки в соответствующем сечении модельного переходного канала (рис. 10). В результате на участке $x/L > 0,5$ наблюдается уменьшение внутренних потерь в области наружной стенки на 7...10 % при увеличении частоты вращения модельного колеса (рис. 14).



а



б



в

Рис. 14. Изменение коэффициентов внутренних потерь ζ_c ($q = 2,1$)
 ○ 0 об/мин; ● 1500 об/мин; △ 1800 об/мин; ▲ 2100 об/мин
 $x/L = 0,5$ (а); $x/L = 0,75$ (б); $x/L = 0,95$ (в)

Для модельного переходного канала $q = 1$ влияние вращающихся аэродинамических следов, протяженность которых соот-

ветствует начальному участку течения $x/L = 0,2 \dots 0,24$ (рис. 13), а интенсивность турбулентности невысокая (рис. 10), мало сказывается на внутренних потерях (рис. 12).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенного экспериментального исследования можно сделать следующие выводы:

1. Модельное колесо может применяться в экспериментальных исследованиях нестационарного течения в интегрированной системе турбины с переходным каналом при условии выполнения критериев геометрического, кинематического (α , c_a/u , u/c), динамического (M , Re) подобия, а также периодической нестационарности (Sh).

2. В условиях вращающихся аэродинамических следов происходит смещение границы отрыва потока в переходных каналах в область большей диффузорности; полученное выражение может использоваться на этапе предварительного проектирования переходных каналов турбин.

3. Благоприятное влияние вращающихся аэродинамических следов на режим течения и характеристики переходных каналов связано с формированием в потоке областей с высокой интенсивностью турбулентности, положение которых определяется протяженностью аэродинамического следа.

4. В исследуемом диапазоне c_a/u протяженность аэродинамических следов в осевом направлении составляет 20...36 % длины переходного канала в зависимости от диффузорности.

5. Полученные данные по изменению коэффициентов внутренних потерь переходных каналов с диффузорностью $q = 1 \dots 2,1$ в исследуемом диапазоне c_a/u 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. 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 Russian), in *Teoreticheskie osnovy inzhenernyh raschetov*, no. 2, pp. 198-206, 1976.]

3. 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.]

4. 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*, pp. 1-9, 2007.]

5. Kuschel M., Seume J. Influence of the wakes of rotating spokes on the performance of a turbine exhaust diffuser // Journal of Thermal Science. 2010. Vol. 19, no. 3. Pp. 206-210. [M. Kuschel and J. Seume, "Influence of the wakes of rotating spokes on the performance of a turbine exhaust diffuser", in *Journal of Thermal Science*, vol. 19, no. 3, pp. 206-210, 2010.]

6. 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, no. 2. Pp. 236-242. [A. Klein, P. Pucher, 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.]

7. 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. P. 482-488. [S. Stevens, U. Nayak, 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.]

8. Пфайль Х., Геинг М. Измерение параметров турбулентного пограничного слоя в диффузоре за осевым компрессором // Труды Американского общества инженеров-механиков. Энергетические машины и установки. Пер. с англ. М.: Мир, 1988. № 3. С. 72–81. [H. Pfail and M. Gheing, "Measurement of the parameters of turbulent boundary layer in the diffuser behind an axial compressor", (in Russian), in *Proc. of the American Society of Mechanical Engineers. Power machines and installations*. Moscow: Mir, no. 3, pp. 72-81, 1988.]

9. Ремизов А. Е., Карелин О. О. К вопросу о распространении аэродинамического следа в интегрированной системе турбины газотурбинного двигателя // Вестник УГАТУ. 2019. Т. 23, № 3 (85). С. 96–102. [A. E. Remizov and O. O. Karelin, "To the question about the distribution of the aerodynamic wakes in the integrated turbine system of gas turbine engine", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 23, no. 3 (85), pp. 96-102, 2019.]

10. Кириллов И. И. Теория турбомашин. Л.: Машиностроение, 1972. 536 с. [I. I. Kirillov, *Theory of turbomachines*, (in Russian). Leningrad: Mashinostroenie, 1972.]

11. Августинович В. Г., Шмотин Ю. Н. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях. М.: Машиностроение, 2005. 536 с. [V. G. Avgustinovich and Yu. N. Shmotin, *Numerical simulation of unsteady phenomena in gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2005.]

12. König S., Stoffel B. Experimental investigation of the clocking effect in a 1,5-stage axial turbine // Journal of Turbomachinery. 2009. Vol. 131, no. 2. Pp. 1-12. [S. König and B. Stoffel, "Experimental investigation of the clocking effect in a 1,5-stage axial turbine", in *ASME Journal of Turbomachinery*, vol. 131, no. 2, pp. 1-12, 2009.]

13. 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.]

14. Левин Е. М., Захарчук Г. И. Влияние закрутки потока на работу кольцевых конических диффузоров осевых турбомашин // Энергомашиностроение. 1972. № 2. С. 27–28. [E. M. Levin and G. I. Zakharchuk, "Influence of flow swirl on the operation of ring conical diffusers of axial turbomachines", (in Russian), in *Energomashinostroyeniye*, no. 2, pp. 27-28, 1972.]

15. Лefевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с. [A. Lefevre, *Processes in the combustion chamber of a gas turbine engine*, (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: An experimental study of the aerodynamic characteristics of the interturbine ducts of GTE in conditions 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: ¹ad@rsatu.ru, ²universityengine@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 1 (87), pp. 66-75, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article presents the results of an experimental study of the aerodynamic characteristics of interturbine ducts with area ratio of 1 ... 2.1 in the conditions of aerodynamic wakes from a high pressure turbine simulated using a model wheel. The similarity criteria used in modeling aerodynamic wakes are analyzed. The flow separation boundary in interturbine ducts under conditions of rotating aerodynamic wakes is obtained. Data on the distribution of aerodynamic wakes in the studied interturbine ducts are obtained. The effect of rotating aerodynamic wakes on the internal loss coefficients of the studied interturbine ducts is shown.

Key words: gas turbine engine; high pressure turbine; rotor; aerodynamic wakes; interturbine duct; area ratio; model wheel; turbulence intensity.

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).