

Ю. Я. Фершалов, М. В. Грибниченко,
А. Ю. Фершалов

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАБОЧИХ КОЛЕС ОСЕВЫХ ТУРБИН С БОЛЬШИМ УГЛОМ ПОВОРОТА ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ

Рассмотрены газодинамические характеристики рабочих колес осевых малорасходных турбин. Описана методика определения средних значений коэффициента скорости рабочего колеса и угла выхода потока рабочего тела из него. Приведены математические модели, регрессионного типа, эффективности рабочего колеса и угла выхода потока из него. Показана адекватность моделей экспериментальным данным. Выполнен анализ полученных результатов. Приведены результаты оптимизационных вычислений.

E-mail: FershalovJuriy@mail.ru

Ключевые слова: малорасходная турбина, рабочее колесо, проточная часть, эффективность, коэффициент скорости.

Успешное развитие отечественной энергетики, водного и воздушного транспорта, газовой и других отраслей промышленности в значительной мере зависят от повышения эффективности и надежности тепловых турбомашин, области применения которых относятся к приоритетным направлениям развития науки, техники и технологий в стране, таким как транспортные, авиационные и космические системы, энергетика и энергосбережение.

Для транспортных систем выполнение требований мобильности и автономности часто можно обеспечить при использовании турбоприводов с ограниченным расходом рабочего тела (РТ). Это распространяется на автономные подводные аппараты, пневмоинструмент, приводы топливных насосов в авиации, беспилотные летательные аппараты, автономные передвижные электростанции и т.д. В связи с ограниченным расходом РТ возникает необходимость снижения требуемой площади проходных сечений проточной части турбин. Применение в таких турбинах ступеней с полным подводом РТ приводит к недопустимо малым высотам рабочих лопаток, что вынуждает использовать сопловые аппараты (СА) с частичным подводом РТ к рабочему колесу (РК), т.е. турбина становится парциальной. В результате происходят дополнительные потери энергии на вентиляцию в зоне неактивной дуги и на краях дуги подвода РТ.

Одним из возможных путей решения проблемы, обусловленной парциальностью, является использование СА с малыми конструктивными углами выхода РТ из сопел малорасходных турбин (МРТ) [1]. Такое решение позволяет проектировать и изготавливать турбины с

полным подводом РТ и исключает потери, обусловленные парциальностью.

При конструировании МРТ нельзя использовать существующие стандартные методики проектирования РК полноразмерных турбин, так как малые углы выхода потока из СА обуславливают большие углы поворота потока в РК, что увеличивает его толщину при сохранении оптимального шага. Для обеспечения приемлемой толщины РК, работающих с СА, лопатки [1] выполняются с большим относительным шагом. Вследствие этого для повышения эффективности МРТ необходимо решить задачи аэродинамического совершенствования и определения оптимальных геометрических и режимных параметров проточных частей РК с большим углом поворота потока.

Цель настоящей работы — разработка положений для повышения эффективности сверхзвуковых осевых МРТ рациональным профилированием РК с учетом режимных параметров ступени.

Для этого решались следующие задачи: обработка результатов экспериментальных замеров, выполненных в СПбГТУ в лаборатории МРТ; разработка методики получения коэффициентов скорости РК и углов выхода потока РТ; построение математических моделей регрессионного типа, коэффициента скорости РК МРТ и угла выхода потока РТ из РК; проверка адекватности моделей экспериментальным данным; проведение вариантных расчетов для анализа физической сущности явлений и оптимизация.

Программа исследований включила в себя анализ газодинамических характеристик трех РК в составе МРТ (сопла СА имели углы выхода 5° , 7° и 9°) по разработанным математически формализованным моделям, учитывающим влияние каждого исследуемого фактора на эффективность РК.

Экспериментальный стенд (рис. 1), модели РК и СА для выполнения исследований, были изготовлены в лаборатории МРТ СПбГТУ.

Экспериментальный стенд позволил выполнить динамические и статические исследования малорасходных осевых турбин, работающих при больших перепадах давлений ($\pi_T \leq 60$ и $t_0^* \leq 500^\circ\text{C}$), и получить суммарные характеристики модельных ступеней в широком диапазоне изменения частот вращения РК ($0 \leq n \leq 500 \text{ с}^{-1}$) и перепадов давления ($2 \leq \pi_T \leq 60$) P_0^* (от 0,2 до 0,8 МПа) и P_2 (от 0,1 до 0,015 МПа).

По результатам эксперимента установлены средние значения серии параллельных экспериментов и их погрешность с 95 %-ной вероятностью. Доверительные оценки средних значений основывались на гипотезе нормального закона распределения случайных ошибок измерения. Согласно технической литературе, для анализа полученных в результате эксперимента данных исследователи наиболее часто применяют

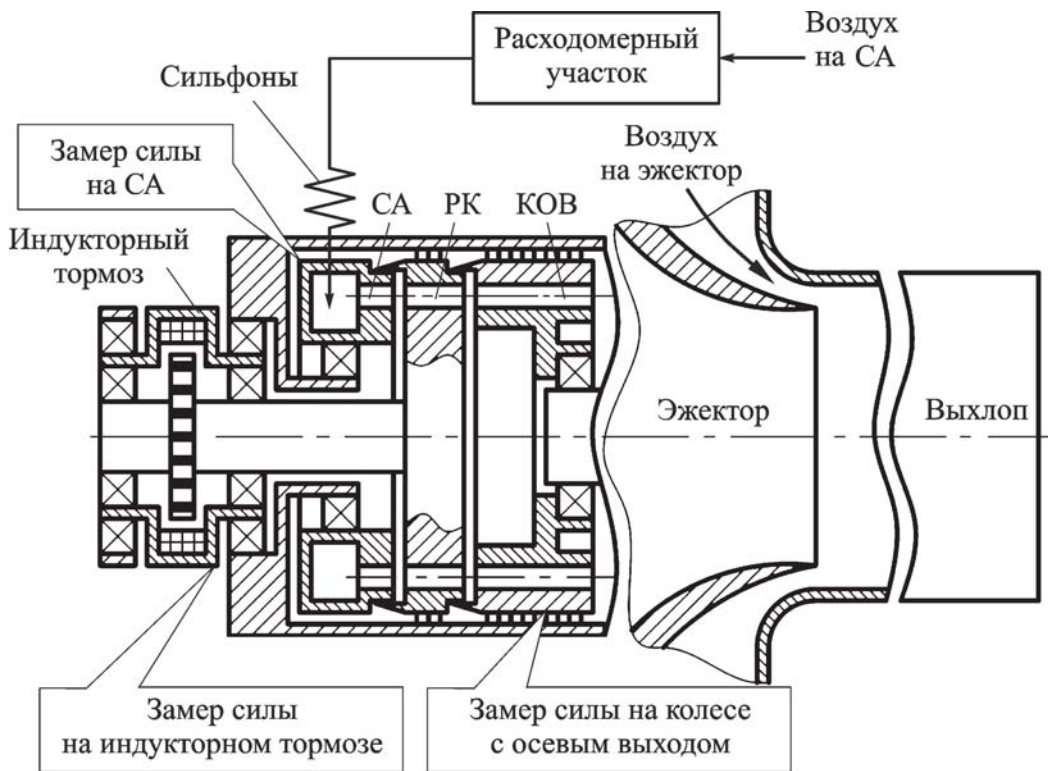


Рис. 1. Состав экспериментального стенда

критерии “Хи-квадрат” (χ^2) и Шапиро–Уилка (W). Критерий χ^2 допустимо использовать для проверки любого распределения, в том числе нормального, при условии, что число параллельных экспериментов больше 50. Для малых выборок целесообразно воспользоваться критерием W , так как он является более мощным, т.е. обеспечивает большую вероятность отброса неправильной модели. В связи с тем, что в проведенном эксперименте параллельных измерений было меньше 15, проверка допущения о нормальном распределении проводилась по критерию W [3], которая доказала правильность принятого решения о принадлежности результатов к нормальному закону распределения.

Доверительный интервал замеров определен по работе [4]. Число выбросов результатов наблюдений по отношению к их общей совокупности составило менее 1%. Суммарная погрешность каждой серии замеров, включавшая случайную и приборную погрешности, составляла менее 3%.

Методика определения коэффициента скорости РК (отношение действительной скорости потока РТ за РК к теоретической) и угла выхода потока из него основывалась на использовании уравнения состояния идеального газа и законах сохранения момента количества движения, полной энергии и массы. Это стало возможно, поскольку момент РТ на выходе из РК измеряли с помощью колеса с осевым выходом (КОВ). При расчете по этой методике принимали допущения об адиабатности процесса, о подчиненности соотношения температуры, давления и плотности РТ уравнению состояния идеального газа и об установившемся режиме работы ступени.

Геометрические параметры	Модель		
	РК-1	РК-2	РК-3
Средний диаметр, мм	170	170	170
Высота лопатки, мм	11,7	11,7	11,7
Число лопаток, шт.	26	26	26
Угол входа	8,13°	11,2°	14,1°
Угол выхода	8,44°	12,15°	15,35°
Шаг лопаток РК, мм	20,54	20,54	20,54
Хорда профиля, мм	18,2	18,2	18,2
Ширина венца, мм	18,2	18,2	18,2
Ширина канала, мм:			
в среднем сечении	2,240	3,341	4,186
на входе	2,401	3,483	4,499
на выходе	2,634	3,817	4,934

Поскольку результаты замеров имели погрешность, то получение искомой функции сводилось к решению задачи минимизации и максимизации ее от влияющих на нее замеров, на которые наложены ограничения в виде доверительного интервала. Максимум и минимум искомой функции принимали как границы доверительных интервалов, а их среднеарифметическое значение — как математическое ожидание.

Максимальная погрешность значений коэффициента скорости РК, определенная в настоящей работе, составила 8 %, максимальная погрешность значений угла выхода потока РТ из РК — 18 %.

Установлено, что газодинамические характеристики РК функционально связаны с его геометрическими параметрами и режимом течения РТ. Анализ технической литературы и графическая интерпретация результатов эксперимента позволили получить аналитические зависимости коэффициента скорости РК и угла выхода потока РТ из него как полиномиальные модели второго порядка [4]:

$$\psi = b_0 + \sum_{i=1}^4 b_i x_i + \sum_{i=1}^4 \sum_{j=i}^4 b_{ji} x_i x_j \quad (1)$$

— коэффициент скорости РК, где b_i и b_{ij} — коэффициенты полинома, x_1 — угол входа потока в РК (β_1), x_2 — конструктивный угол входа потока в РК (β_k), x_3 — число Маха на выходе из РК по теоретическим параметрам (M_{w2});

$$\beta_2 = b_0 + \sum_{i=1}^3 b_i x_i + \sum_{i=1}^3 \sum_{j=i}^3 b_{ji} x_i x_j \quad (2)$$

— угол выхода потока из РК, где b_i и b_{ij} — коэффициенты полинома, x_1 — конструктивный угол выхода потока из РК ($\beta_{2к}$), x_2 — число Маха M_{w2} , x_3 — характеристическое число (отношение окружной скорости РК к скорости потока U/C).

Коэффициенты полиномов определялись на основе экспериментальных данных по методу наименьших квадратов [7] (приведены в таблице).

Коэффициенты полиномов

№ коэффициента	ψ	β_2
b_0	0,8079	0,2501
b_1	0,1122	0,0621
b_2	-0,1920	0,0023
b_3	-0,0377	0,0030
b_4	-0,0125	-0,1148
b_5	0,1093	0,0262
b_6	-0,0499	-0,0317
b_7	0,0021	0,0524
b_8	0,0730	0,0181
b_0	-0,0296	-0,0421

Проверка моделей, проведенная по критерию Фишера, показала их адекватность экспериментальным данным: расчетные значения ψ и β_2 составляют 1,206 и 1,218, критические значения — 1,225 и 1,224 соответственно.

На основании регрессионных зависимостей был выполнен численный эксперимент с применением элементов имитационного моделирования. В работе рассмотрено влияние режимных и геометрических параметров на коэффициент скорости РК и угол выхода потока из РК.

Угол входа потока РТ в РК совместно с β_k характеризует угол атаки. В работе установлено существование оптимального β_1 (рис. 2, 3), который находится в области малых положительных углов атаки. Это следствие того, что отрыв потока на входном участке вогнутой поверхности вызывает бóльшие потери, чем отрыв потока на входном участке выпуклой поверхности лопатки. Полученные результаты хорошо согласуются с литературными данными.

Возрастание коэффициента скорости с увеличением M_{w2} объясняется тем, что профиль канала имел сужающе-расширяющуюся форму.

Конструктивный угол оказывает незначительное влияние на коэффициент скорости РК при малых M_{w2} , но при увеличении M_{w2} влияние β_k усиливается (рис. 4).

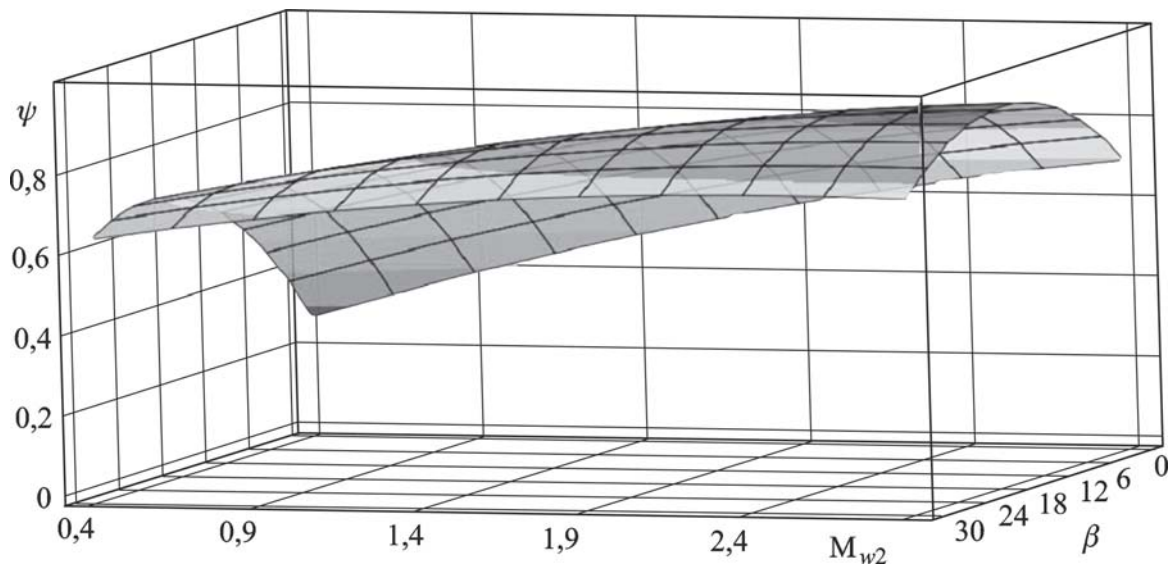


Рис. 2. Зависимость коэффициента скорости РК от β_1 и M_{w2} при $\beta_k=8,13^\circ$

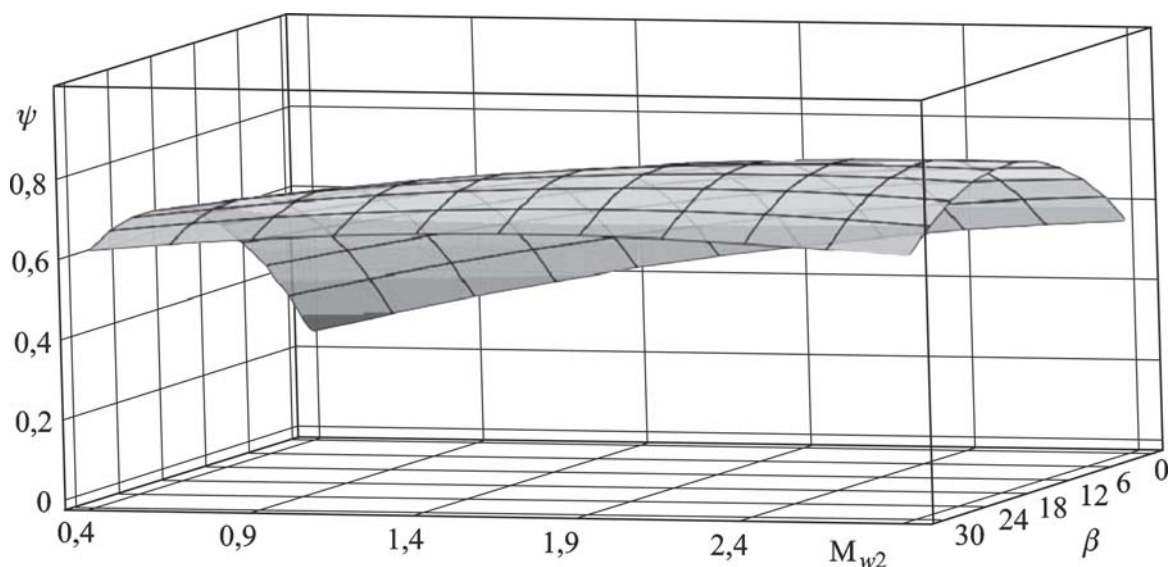


Рис. 3. Зависимость коэффициента скорости РК от β_1 и M_{w2} при $\beta_k=14,1^\circ$

При больших M_{w2} коэффициент скорости РК с увеличением β_k снижается, что обусловлено уменьшением угла атаки.

Анализ полученных результатов показал, что при отрицательных углах атаки повышение M_{w2} увеличивает прирост коэффициента скорости РК (рис. 5). Это увеличение объясняется тем, что отрицательные углы атаки предпочтительнее при больших M_{w2} , что соответствует утверждениям различных авторов. При больших β_1 с увеличением M_{w2} коэффициент скорости РК изменяется незначительно и находится в пределах погрешности эксперимента.

При малых M_{w2} влияние $\beta_{2к}$ на β_2 не установлено (рис. 6, а), так как на β_2 определяющее воздействие оказывают кромки КОВ, расположенного за РК. При увеличении M_{w2} происходит рост β_2 . Это обусловлено отклонением потока в косом срезе РК и воздействием скачков уплотнения, отраженных от КОВ.

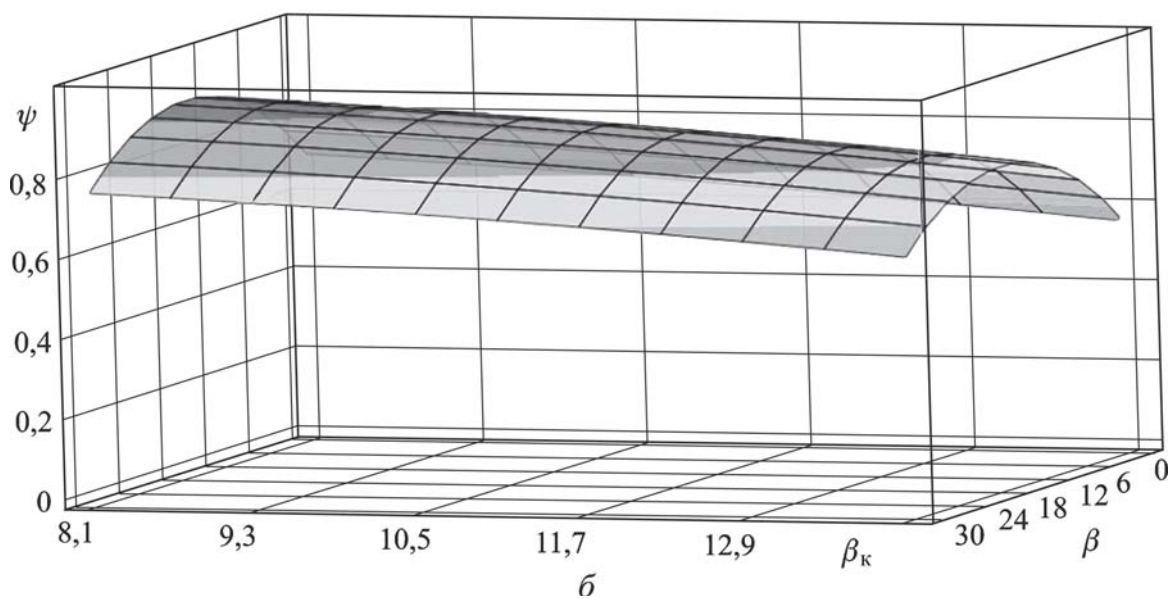
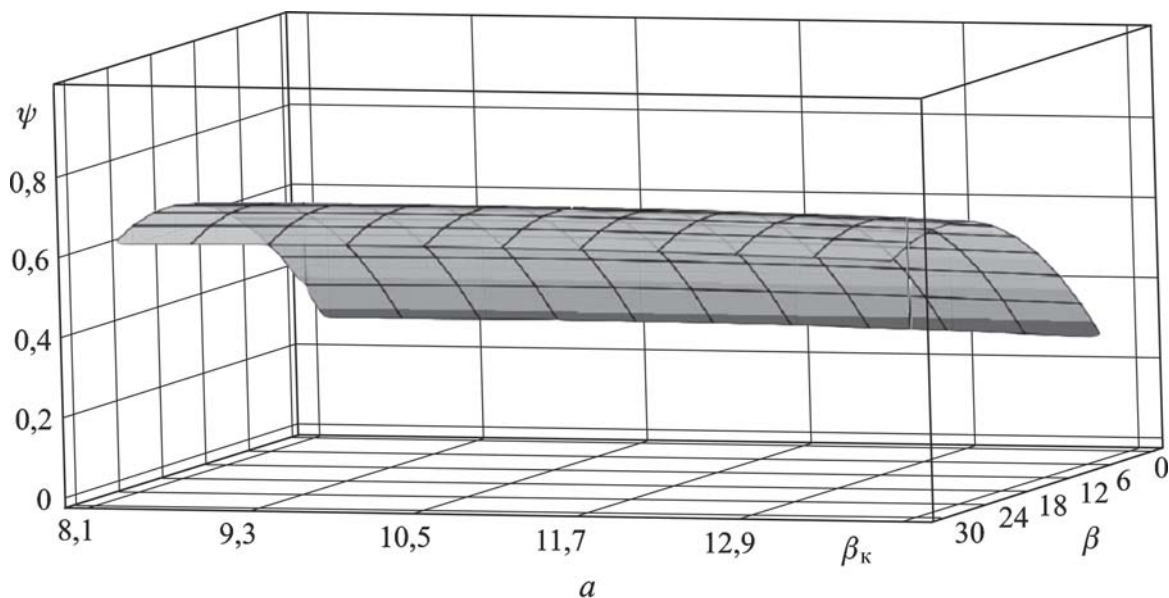


Рис. 4. Зависимость коэффициента скорости РК от β_1 и β_k при $M_{w2}=0,38$ (а) и $M_{w2}=2,82$ (б)

При больших значениях отношения U/C существенное влияние на β_2 оказывает β_{2k} (рис. 6, б). Влияние M_{w2} на β_2 уменьшается при больших значениях отношения U/C из-за усиления шаговой неравномерности, которая возникает вследствие того, что РТ течет в КОВ, имеющее неподвижные лопатки, что порождает образование вихрей большой интенсивности, влияние которых превалирует над влиянием числа Маха.

Угол выхода потока РТ имеет экстремум по характеристическому числу (рис. 7), что обусловлено усилением влияния шаговой неравномерности до определенного значения, после которого интенсивность вихрей между РК и КОВ начинает превалировать над другими факторами, не позволяя потоку отклоняться, и прижимает его к РК.

При малых β_{2k} осевая составляющая скорости потока мала, поэтому КОВ прижимает поток. При больших β_{2k} степень воздействия КОВ снижается.

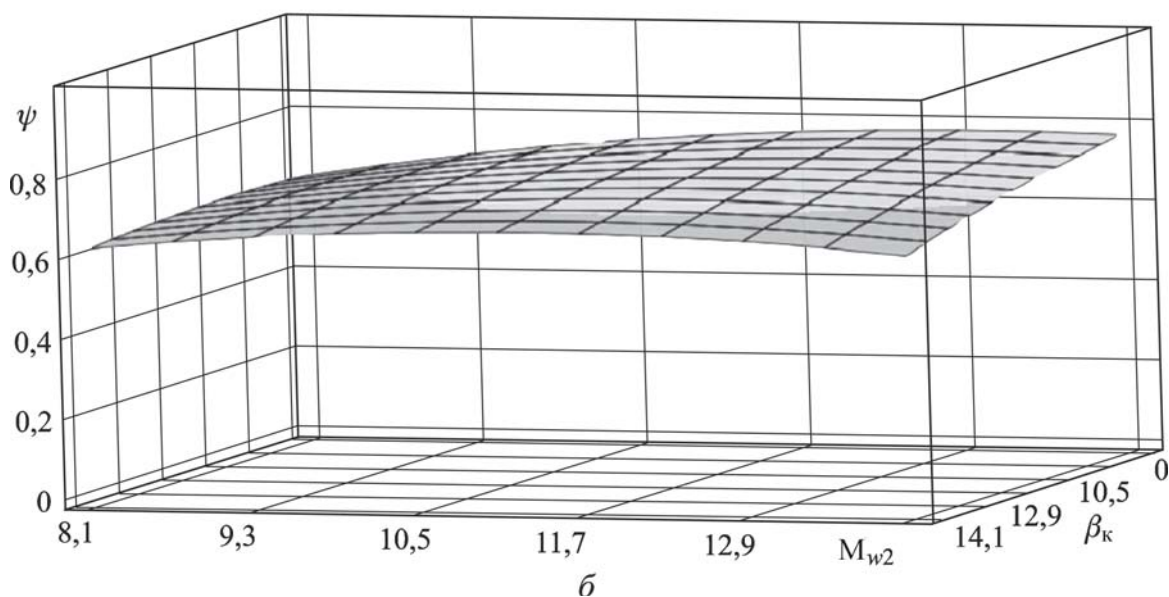
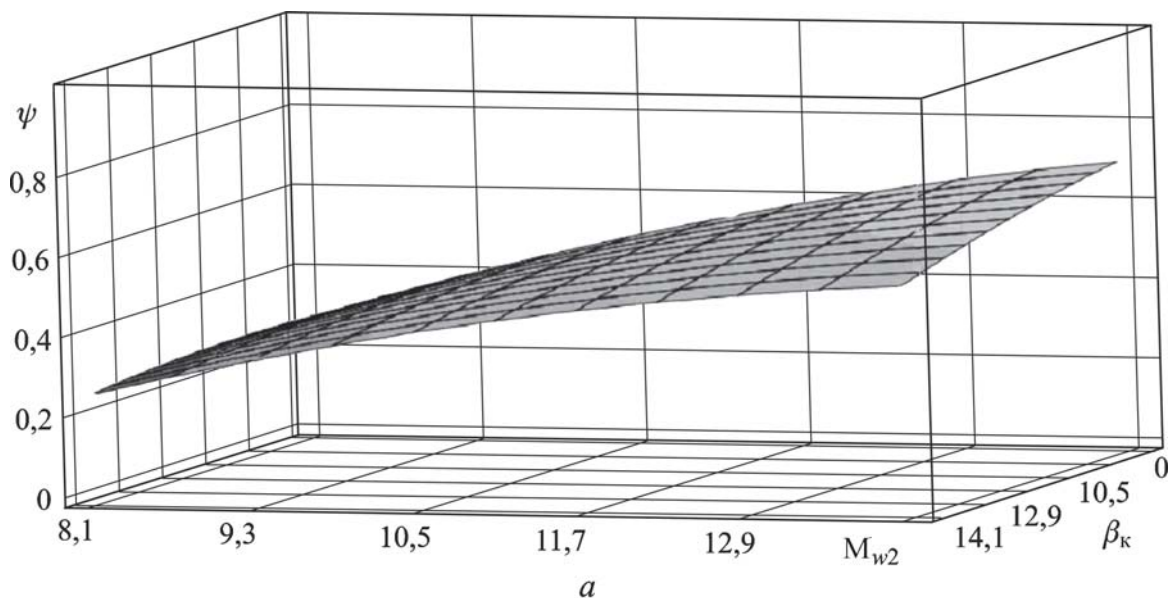


Рис. 5. Зависимость коэффициента скорости от M_{w2} и β_k при $\beta_1=2,86^\circ$ (а) и $\beta_1=31,72^\circ$ (б)

Для определения максимального значения коэффициента скорости РК была выполнена многомерная оптимизация в области, ограниченной экспериментальными исследованиями. Оптимизация выполнялась в два этапа: первый — поиск области глобального экстремума полным перебором с большим шагом; второй — уточнение экстремума функции (и значений факторов) методом покоординатного спуска.

В результате оптимизации получено значение коэффициента скорости РК, равное 0,92 при $\beta_1 = 18^\circ$, $\beta_k = 8,13^\circ$ и $M_{w2} = 3$.

На основе выполненных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Исследованные модели РК обеспечивают приемлемый уровень потерь.
2. Сужающе-расширяющийся профиль проточной части РК обеспечивает достаточно высокий коэффициент скорости РК ($\psi = 0,92$) при больших числах Маха: $M_{w2} = 3$.

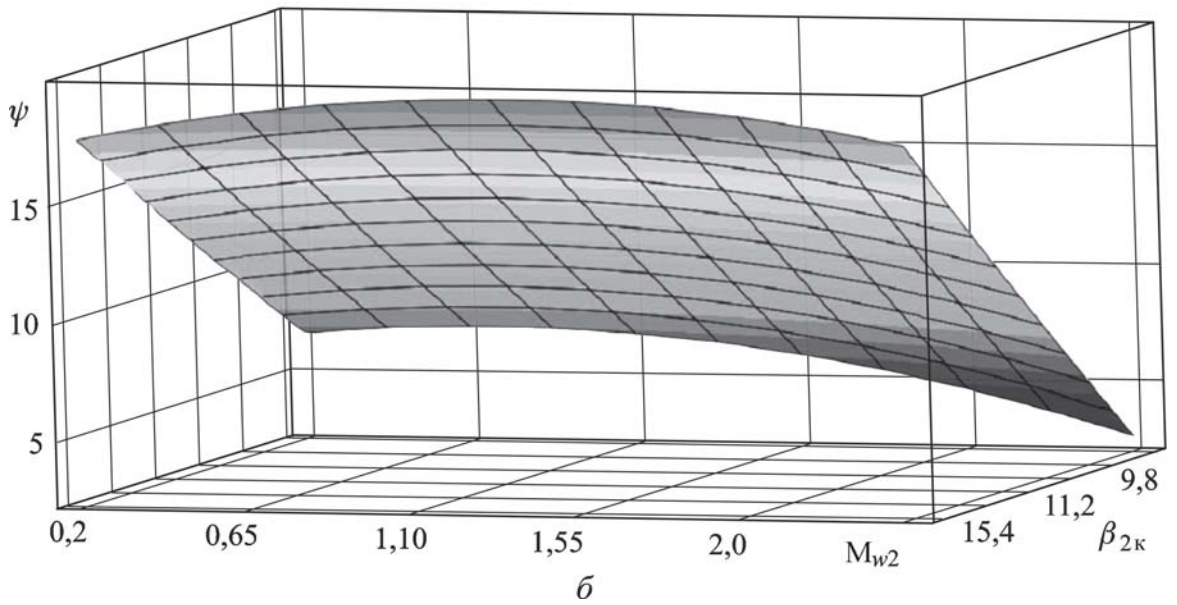
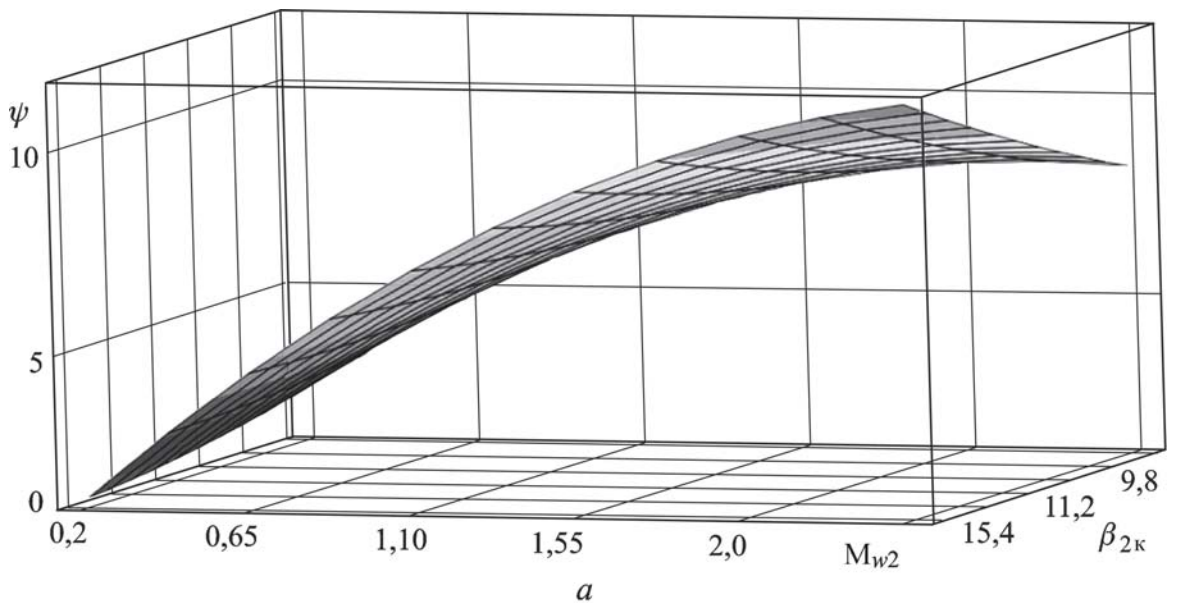


Рис. 6. Зависимость угла выхода потока РТ из РК от M_{w2} и $\beta_{2к}$ при $U/C=0$ (а) и $U/C=0,66$ (б)

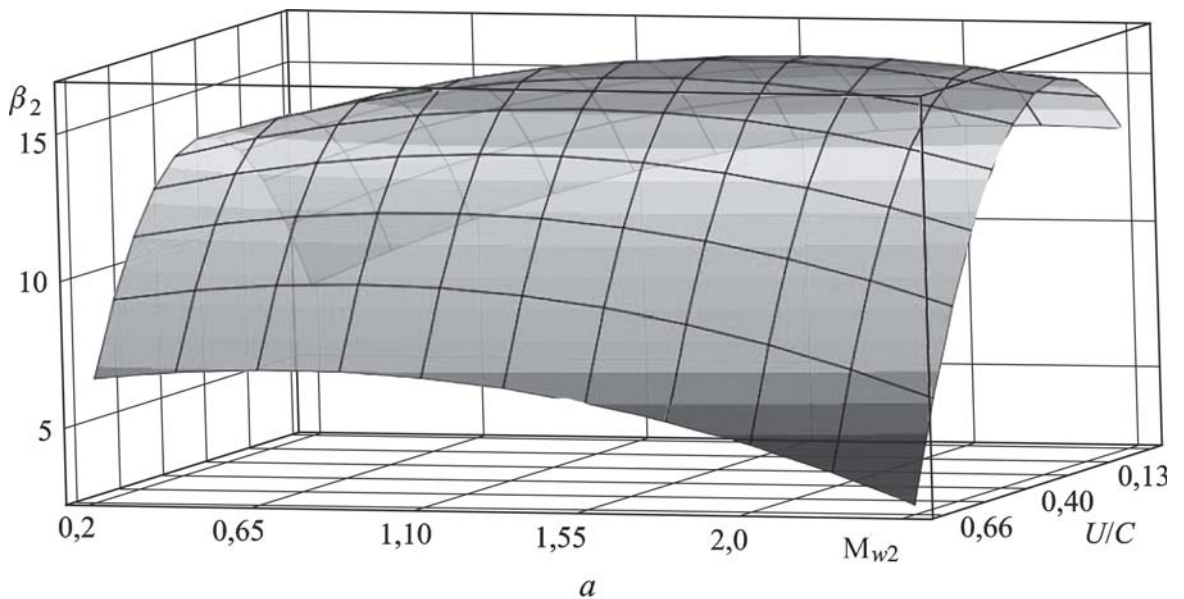


Рис. 7 (начало). Зависимость угла выхода потока РТ из РК от M_{w2} и U/C при $\beta_{2к}=8,44^\circ$ (а) и $\beta_{2к}=15,35^\circ$ (б)

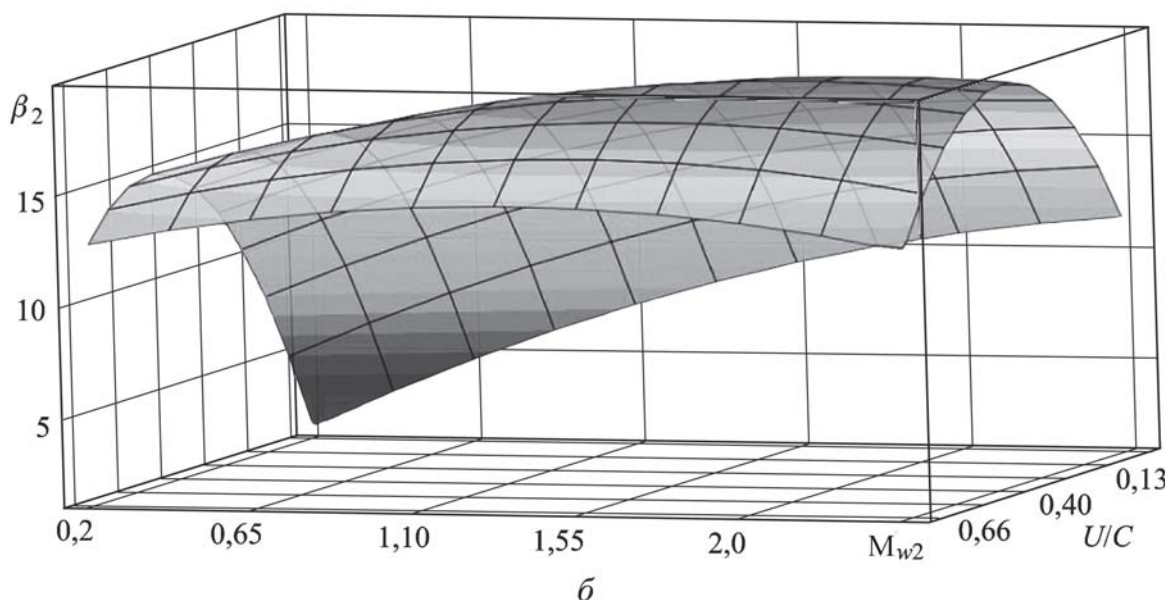


Рис. 7 (окончание)

3. Значительное влияние на угол выхода из РК оказывают лопатки КОВ.

4. Доказана возможность создания высокоэкономичных сверхзвуковых МРТ с большим относительным шагом лопаток РК.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Федеральной целевой программы “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России” на 2009–2013 годы (в рамках мероприятия 1.3.2 “Проведение научных исследований целевыми аспирантами”).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.С. 857512 (СССР). Осевая турбина.
2. Хан Г., Шапиро С. Статистические модели в инженерных задачах. – М.: Мир, 1969. – 395 с.
3. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников. – М.: Физматлит, 2006. – 813 с.
4. ОСТ 5.0511-78. Методика обработки результатов наблюдений при прямых измерениях. – Отраслевая система метрологического обеспечения в судостроении, 1978.
5. Фершалов Ю. А. Совершенствование сверхзвуковых осевых малорасходных турбин: Дисс. ... канд. техн. наук. – Владивосток, 2000.
6. Левенберг В. Д. Судовые малорасходные турбины. – Л.: Судостроение, 1976. 192 с.
7. Адлер Ю. П., Маркова Е. В., Грановский Ю. В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. – М.: Наука, 1986. – 254 с.

Статья поступила в редакцию 29.11.2010

Юрий Яковлевич Фершалов родился в 1957 г. Канд. техн. наук, доцент Дальневосточного государственного технического университета. Автор 36 научных работ в области малорасходных турбин

Yu.Ya. Fershalov (b. 1957) — Ph. D. (Eng.), assoc. professor of the Far-East State Technical University. Author of about 36 publications in the field of low-flowrate turbines.

Андрей Юрьевич Фершалов родился в 1985 г. Аспирант Дальневосточного государственного технического университета. Автор 14 научных работ в области малорасходных турбин.

A.Yu. Fershalov (b. 1985) — Post-graduate of the Far-East State Technical University. Author of about 14 publications in the field of low-flowrate turbines.

Матвей Валерьевич Грибиниченко родился в 1980 г. Канд. техн. наук, доцент Дальневосточного государственного технического университета. Автор 12 научных работ в области турбомашин и их элементов.

M.V. Gribinichenko (b. 1980) — Ph. D. (Eng.), assoc. professor of the Far-East State Technical University. Author of about 12 publications in the field of turbine machines and their elements.

