

УДК 621.165

А.В. БОЙКО, д-р техн. наук; проф. НТУ «ХПИ»;
Ю.Н. ГОВОРУЩЕНКО, канд. техн. наук; с.н.с. НТУ «ХПИ»;
М.В. БУРЛАКА, канд. техн. наук; н.с. НТУ «ХПИ»;
В.С. БАРАННИК, инженер 2-й кат. НТУ «ХПИ»

ПРОСТРАНСТВЕННАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОФИЛЯ ЛОПАТКИ ПРЯМОЙ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ

Приведена постановка задачи исследования с описанием варьированных геометрических параметров профиля и методов, которые использовались. Также, приведены результаты оптимизации пространственного профиля направляющей турбинной решетки с использованием различных граничных условий на торцевых поверхностях канала. Рассмотрено методику, при которой достигается стабилизация потока за выходными кромками.

Приведена постановка задачі дослідження з описанням варійованих геометричних параметрів профілю та методів, що використовувалися. Також, приведені результати оптимізації просторового профілю напрямної турбінної решітки з використанням різних граничних умов на торцевих поверхнях каналу. Розглянуто методику, при якій досягається стабілізація потоку за вихідними кромками.

The formulation of research task with the specification of the varied geometrical parameters of profile and methods that is resulted. Also, the results of optimization of spatial profile of directing turbine grate with the using of different maximum terms on the butt-end surfaces of channel are showed. The methodology at that stabilizing of stream is arrived at after initial edges is considered.

Как известно, характер обтекания турбинных лопаток в ядре потока и на концах решеток существенно отличается. В то же время постановка задачи оптимизации турбинных решеток должна учитывать отличия сложных физических процессов, имеющих место при обтекании решеток профилей по высоте лопаток. В связи с выше изложенным, задача оптимизации турбинных решеток с функцией цели минимума интегральных потерь должна включать возможность применения сложного тангенциального навала решеток с изменением формы самого профиля по высоте лопатки или на отдельных ее участках (у корня и периферии лопатки). Однако оптимизация лопатки в такой постановке представляет сложную задачу и требует варьирования большого количества параметров и, следовательно, большого количества *CFD* расчетов. Анализ физических процессов, имеющих место в решетках с одновременным изменением многих параметров, очень сложен и не позволяет оценить влияние отдельных параметров на потери в решетках. В связи с этим представляется целесообразным поэтапное решение указанной задачи:

- 1) оптимизация формы профилей в двухмерной постановке;
- 2) оптимизация формы профиля прямой решетки в трехмерной постановке;
- 3) оптимизация пространственной формы лопатки направляющей решетки по нескольким сечениям без применения сложного тангенциального навала;
- 4) оптимизация сложного тангенциального навала направляющей решетки совместно с формой профиля лопатки по нескольким сечениям.

По первому этапу были проведены некоторые исследования, представленные в работе [1].

Данная статья посвящена решению второго этапа поставленной оптимизационной задачи.

Постановка задачі оптимізації

Цель исследования – повышение аэродинамической эффективности профиля лопатки прямой турбинной решетки при заданных параметрах на входе и выходе с сохранением расхода рабочего тела через решетку и площади профиля.

Объектом исследования является прямая турбинная решетка по своим характеристикам соответствующая направляющему аппарату второй ступени цилиндра высокого давления турбины К-310-23,5. Высота лопатки равна 25,5 мм, площадь профиля – 0,000322 м², хорда $b = 53,17$ мм, относительный шаг $t/b = 0,8406$, длина входного участка – $0,3b$, длина выходного участка – $0,35b$. В *CFD* расчетах использовалась трехмерная сетка размерностью $166 \times 72 \times 62$ на один межлопаточный канал. Расчетный объем с названиями граничных поверхностей приведен на рис. 1, где «pressure side» и «suction side» это соответственно стороны давления и разрежения соседних лопаток в турбинной решетке.

Построение параметрической модели профиля и варьирование параметров производилось с помощью, созданной на кафедре турбиностроения, программы *TopGrid*. Описание параметрической модели профиля и входящие в нее параметры описаны в работе [1].

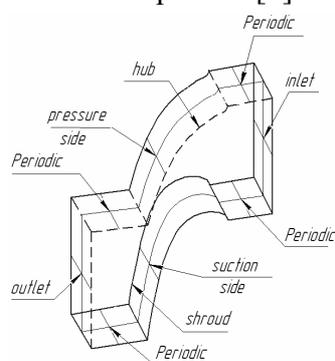


Рис. 1. Граничные условия расчетной области

При оптимизации варьировались следующие параметры: β_y – угол установки профиля, α_{1r} – геометрический угол выхода, δ – угол отгиба, ω_0 – угол заострения входной кромки, ω_1 – угол заострения выходной кромки. Функция цели – суммарные потери (сумма профильных и концевых). При расчетах накладывались ограничения на площадь поперечного сечения лопатки и расход рабочего тела. В качестве минимально допустимой площади поперечного сечения была величина площади исходного профиля ТС-1А, а максимальной – 0,000386 м² (увеличение на 20 %). Технологические ограничения в данной работе не рассматривались.

Определение оптимальной формы профиля проводилось с помощью теории планирования эксперимента и ЛП_r-поиска по алгоритму, представленному в работе [1].

Во всех расчетах задавались одни и те же граничные условия: полное давление на входе – 16,15 МПа; полная температура на входе – 457,54 °С; статическое давление на выходе – 13,72 МПа; степень турбулентности потока на входе – 1 %; модель турбулентности – $k-\omega$ SST; расчетная схема TVD второго порядка аппроксимации с локально первым в местах больших градиентов; $y^+ < 1$; на границах расчетной области «hub», «shroud» и «blade» задавалось условие стенки с прилипанием потока.

В работе [2] по ряду причин производилась оптимизация пространственной формы профиля без учета кромочного следа, так как выходная плоскость измерения параметров располагалась непосредственно за выходной кромкой. Однако, при оптимизации формы профиля прямой турбинной решетки, необходимо учитывать потери, возникающие в кромочном следе, так как они являются неотъемлемой составляющей потерь. Для определения влияния кромочных потерь на результат оптимизации были проведены расчетные исследования в двух постановках: с учетом и без учета кромочных потерь.

Влияние кромочных потерь на результаты оптимизации.

Результаты расчетов исходного и оптимальных вариантов приведены в таблице 1. Как видно из таблицы, кромочные потери оказывают существенное влияние

на результат оптимізації. Більше того, на рис. 2 можна бачити, що форма оптимальних профілів, отриманих при різних постановках, суттєво відрізняються одна від одної. Тобто різниця в значеннях сумарних втрат з урахуванням кромочних втрат і без їх урахування має не тільки кількісний, але й якісний характер. З цього випливає, що при оптимізації форми профіля по сумарним втратам необхідно враховувати кромочні втрати, тобто розташовувати площину визначення вихідних параметрів на певній відстані від вихідних кромок.

Таблиця 1

Результати оптимізації

Параметри	З урахуванням кромочних втрат		Без урахування кромочних втрат	
	Профіль			
	Исходный	Оптимальный	Исходный	Оптимальный
Втрати, %	4,6033	4,48287	3,13186	3,09235
Витрата, кг/с	2,08142	2,082	2,08142	2,08129
Площадь, м ²	0,000322	0,000384	0,000322	0,000386

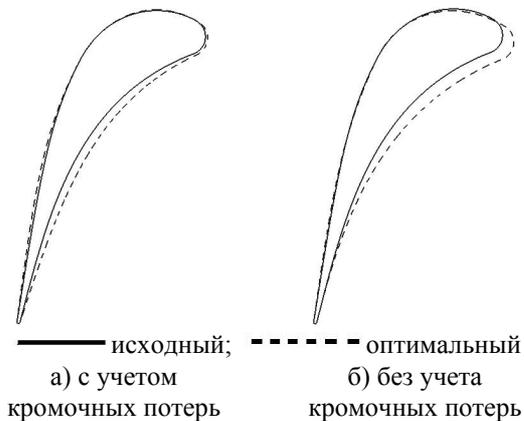


Рис. 2. Форми профілів, отримані при оптимізації

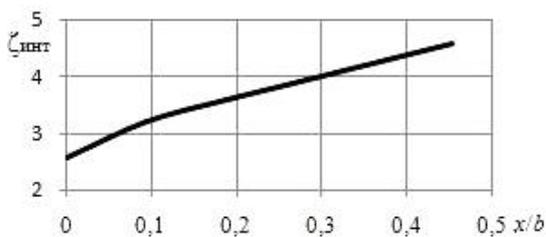


Рис. 3. Розподіл інтегральних втрат за вихідними кромками

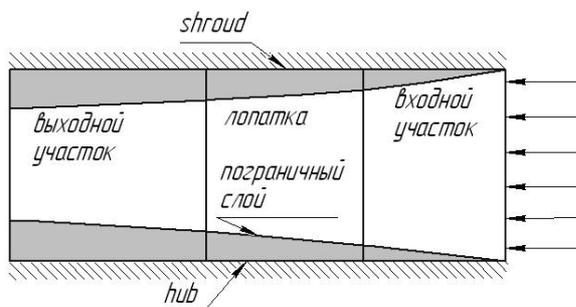


Рис. 4. Структура формування пограничного слоя на торцевих поверхностях каналу

В ряду робіт [3, 4] по експериментальним дослідженням прямих турбінних решіток рекомендується розташовувати площину вимірювання вихідних параметрів на відстані 1/7 хорди від вихідних кромок решітки або величини горла. Такі рекомендації обумовлені тим, що площину заміра вихідних параметрів повинна розташовуватися в області, де відбувається стабілізація потоку і кромочних втрат. Однак, при постановці задачі прийнятої в нашому розрахунковому дослідженні, стабілізація потоку не відбувається аж до межі розрахункової області (рис. 3), хоча вона розташовується на значно більшій відстані, ніж рекомендується в вказаних роботах.

Дати пояснення цього ефекту можна, якщо розглянути меридіональне сечення розрахункового каналу і формування в ньому пограничного шару на торцях (рис. 4). З рисунка видно, що на торцевих стенках («hub» і «shroud») має місце постійно накопичуваний пограничний шар, формуючийся від початку розрахункового каналу і до його кінця. Тому втрати в будь-якому поперечному сеченні каналу будуть постійно збільшуватися по ходу руху потоку робочого тіла і, відповідно, стабілізація втрат, яка має місце в експериментах не відбувається. Очевидно, що при схемі

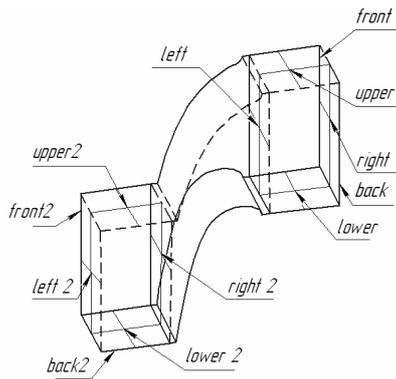


Рис. 5. Построения расчетной сетки с помощью трех объемов

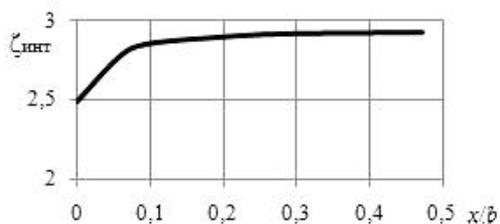


Рис. 6. Распределение интегральных потерь за выходными кромками

задания граничных условий, описанной в рассмотренной постановке задачи, стабилизация потока не произойдет в не зависимости от длины выходного участка.

В экспериментальных исследованиях прямых турбинных решеток, как правило, используются так называемые отсечные пластины, отсекающие накопленный пограничный слой на подводящих к исследуемой решетке каналах.

В свою очередь на отсечных пластинах формируется новый пограничный слой. Длина этих пластин значительно меньше длины границ расчетной области «hub» и «shroud». В связи с выше изложенным потребовалось изменить схему задания граничных условий так, чтобы пограничный слой накапливался только на участках границ «hub» и «shroud» примерно соответствующим размерам отсечных пластин, а граница «inlet» и плоскость измерения выходных параметров располагались за пределами этих участков.

Кроме этого, при численных расчетах течений в турбинных решетках из соображений точности и сходимости обычно рекомендуется, чтобы длина входного участка была не менее 100 % хорды, а выходного участка не менее 200 % хорды. Таким образом, была принята новая схема задания граничных условий и формирования расчетной области (рис. 5), удовлетворяющая указанным выше требованиям. Как видно из рис. 5 новая расчетная область состоит из трех объемов: входной (40×40×40), собственно решетка (166×72×62) и выходной (166×72×62). На границах «back» и «front» входного и выходного расчетных объемов задавалось условие стенки со скольжением потока, а прилипание на этих границах только в объеме турбинной решетки.

При такой схеме задания граничных условий, пограничный слой формируется только в объеме турбинной решетки, по аналогии с отсечными пластинами в эксперименте.

Межлопаточный канал, входной и выходной объемы были построены с использованием программы *TopGrid*.

Характер изменения суммарных потерь в зависимости от расстояния за решеткой приведен на рис. 6. Как видно из рисунка, в новой постановке имеет место стабилизация потерь, более того расстояние стабилизации в достаточной степени согласуется с экспериментальными данными.

Таким образом, для оптимизации формы профилей прямых турбинных решеток необходимо задавать граничные условия как представлено на рис. 5. Входной участок и межлопаточный канал связывались между собой через границы «inlet» и «left» с использованием интерфейса переноса параметров рабочего тела, выходной участок с межлопаточным каналом связывались границами «outlet» и «right 2» с использованием того же граничного условия. Границы межлопаточного канала, используемые при этом, аналогичны приведенным на рис. 1.

Результаты оптимизации

Таблица 2

При оптимизации профиля в новой постановке отличалась только схема задания граничных условий, остальные параметры соответствовали постановке задачи. Результаты оптимизации приведены в таблице 2.

Результаты оптимизации

Параметры	Профиль	
	Исходный	Оптимальный
Потери, %	2,962	2,82224
Расход, кг/с	2,01304	2,01292
Площадь, м ²	0,000322	0,000386

Как видно из таблицы, оптимальный вариант по сравнению с исходным имеет меньшие интегральные потери (приблизительно на 0,14 % в абсолютных величинах). Также, оптимальный вариант имеет большую площадь поперечного сечения, что косвенно свидетельствует о удовлетворении прочностным требованиям.

Распределение потерь по высоте лопатки и форма оптимального и исходного профилей приведены на рис. 7 и рис. 8. Видно, что оптимальный вариант имеет меньшие потери как в ядре потока, так и в области вторичных течений.

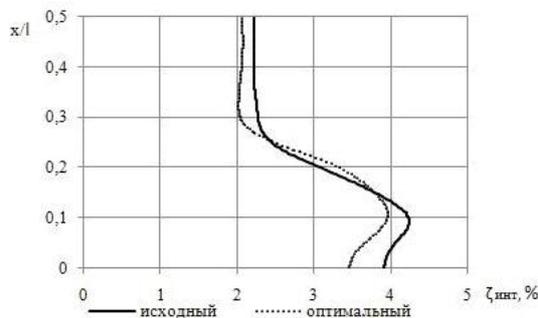


Рис. 7. Распределение интегральных потерь по высоте лопатки

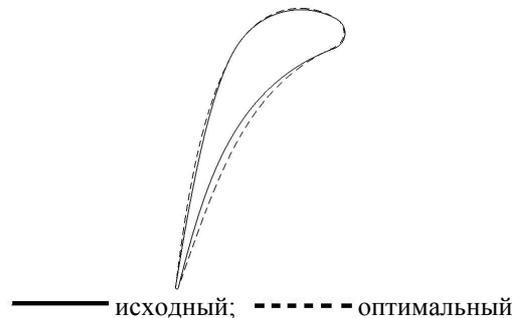


Рис. 8. Форма профиля, полученного при оптимизации

Выводы:

– расположения расчетной плоскости выходных параметров потока за решеткой оказывает существенное влияние на результаты оптимизации, причем как качественное, так и количественное.

– предложена методика расчетов, которая максимально приближена к физическому эксперименту и позволяет получать характер изменения параметров за решеткой соответствующий общеизвестным экспериментальным данным работ по исследованию прямых турбинных решеток.

– пространственная оптимизация с помощью описанной методики и по используемому алгоритму позволила получить профиль с меньшими интегральными потерями (на 0,14 % в абсолютных величинах) в заданном диапазоне изменения площади при сохранении расхода рабочего тела.

Список литературы: 1. Бойко, А.В. К вопросу об оптимизации формы плоских турбинных профилей [Текст] / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака, В.С. Баранник // Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. Вестник НТУ «ХПИ»: Сб. науч. трудов. – Харьков: НТУ «ХПИ». – 2011. – № 5. – С. 51-54. – ISSN 2078-774X. 2. Бойко, А.В. Методы параметрической оптимизации навала направляющих турбинных лопаток [Текст] / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака // Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. Вестник НТУ «ХПИ»: Сб. науч. трудов. – Харьков: НТУ «ХПИ». – 2010. – № 2. – С. 13-21. – ISSN 2078-774X. 3. Гукасова, Е.А. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов паровых и газовых турбин [Текст] / Е.А. Гукасова, М.И. Жуковский, Л.М. Зысина-Моложен и др. – М.—Л.: Госэнергоиздат, 1961. – 167 с. 4. Мельтюхов, В.А. Оценка качества новых турбинных решеток профилей для режимов диффузорного и конфузорного течений [Текст]: дис. ... канд. техн. наук / В.А. Мельтюхов. – Харьков, 1986.