

# ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ ЛОПАТКИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова":  
**Франческа Александровна Слободкина**, д.ф.-м.н., профессор  
**Виталий Владимирович Малинин**, к.ф.-м.н.  
**Алексей Владимирович Малинин**, инженер-конструктор

*Методами математического моделирования исследуется обтекание решетки профилей газовой турбины, определяются области отрыва пограничного слоя на поверхности профиля, проводится модификация формы профиля с целью уменьшения области отрыва, уменьшения потерь и интенсивности вихреобразования.*

*Mathematical modeling of fluid flow in 2D cascade of a gas turbine is investigated. Boundary layer separation zones are determined. In order to improve cascade performance characteristics (i.e. decrease of losses and vortex formation intensity) a profile geometry optimization is performed.*

**Ключевые слова:** решетка профилей, невязкое и вязкое газодинамическое течение, отрыв пограничного слоя, вихреобразование  
**Keywords:** cascade, inviscid and viscous gas flow, boundary layer separation, eddy generation.

Объектом исследования является решетка профилей лопаточной машины - газовой турбины - в потоке вязкой сжимаемой жидкости.

Известно, что в реальных ситуациях основные потери происходят в области пограничного слоя с неблагоприятным градиентом давления, вызывающим возникновение зоны отрыва потока от стенки и интенсивное вихреобразование. Такие особенности обтекания решетки профилей газовой турбины характерны как для полностью дозвукового обтекания, так и при появлении сверхзвуковой области на спинке профиля с замыкающим скачком уплотнения.

Цель исследования состоит в улучшении качества объекта путем изменения геометрии, направленного на уменьшение зоны отрыва, что приведет к уменьшению потерь и, следовательно, повышению коэффициента эффективности устройства.

В работе представлена реализация двух математических методов, результаты которых сравниваются между собой и с экспериментальными данными:

1. Метод численного расчета обтекания решетки профилей на основе уравнений газовой динамики для идеального газа с последующим вычислением характеристик пограничного слоя и опреде-

лением зоны отрыва потока на основе критериев подобия.

2. Метод численного расчета обтекания решетки профилей на основе уравнений Навье-Стокса для вязких турбулентных течений.

Использование двух математических методов, применяемых последовательно, объясняется тем, что получение решения для невязких течений по методу 1 требует значительно меньшего времени, чем нахождение решений по методу 2. В связи с этим многовариантный расчет по выбору оптимального профиля проводится методом 1 и затем проверяется и уточняется по методу 2.

В статье демонстрируются возможности моделирования дозвуковых режимов течения в решетке профилей с образованием замкнутой зоны с отрывом потока. Деформацией профиля удалось в несколько раз сократить область отрыва и снизить потери. Сравнение численных решений с соответствующими экспериментальными результатами подтверждает возможность использования выбранных математических моделей для решения поставленной задачи.

## Постановка задачи

В качестве исследуемой решетки профилей рассмотрим плоскую турбинную решетку, для которой имеются экспериментальные газодинамические характеристики. Схема турбинной решетки представлена на рис. 1. Характеристики решетки приведены в безразмерном виде: все линейные размеры отнесены к хорде профиля; толщина выходной кромки  $d_2$  отнесена к размеру выходного сечения межлопаточных каналов  $a_2$ . Геометрические параметры решетки определены аналитически с учетом ее шага  $t$  и угла установки  $\gamma$ :

Исходные данные:

1. Задана геометрия профиля лопатки;
2. На входе заданы полное давление и полная температура, равные атмосферным условиям  $P_{вх}^* = 10^5$  Па и  $T_{вх}^* = 293$  К;
3. На выходе задано статическое давление, выбранное таким образом, чтобы обеспечивать на выходе требуемое экспериментом значение параметра  $\lambda_2$  по формуле:

$P_{вх} = P_{вх}^* \cdot \pi(\lambda)$ , где  $P_{вх}$  - статическое давление на выходе из решетки,  $\pi(\lambda)$  - газодинамическая функция:

$$\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$k$  - показатель адиабаты;

4. Рабочим телом является воздух, рассматриваемый как невязкий сжимаемый газ;

5. Граничные условия на поверхности лопатки - равенство нулю нормальной составляющей скорости потока (условие непротекания) и адиабатическая стенка;

6. Угол входа потока равен  $54^\circ$  от вертикали (ось Y) т.е. поток направлен под углом  $36^\circ$  к продольной оси X.

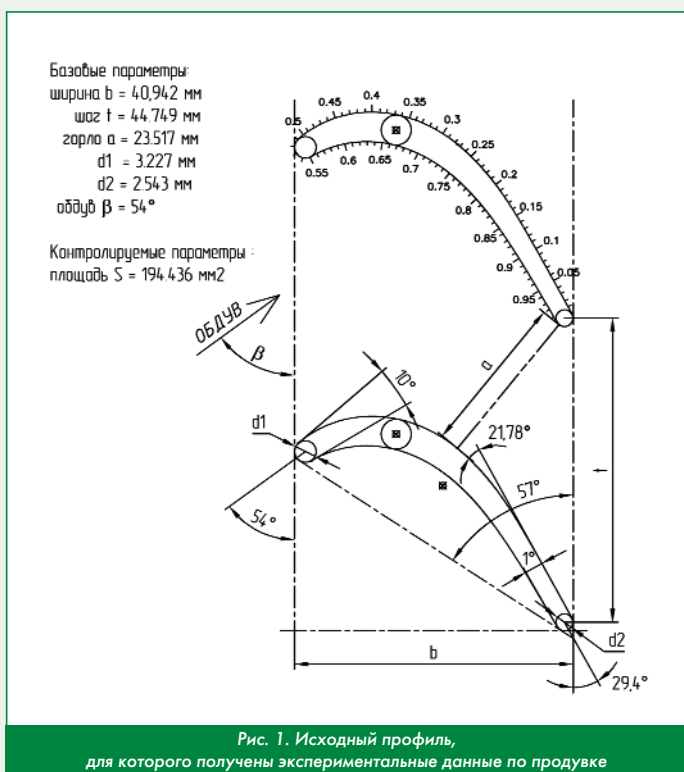


Рис. 1. Исходный профиль, для которого получены экспериментальные данные по продукке

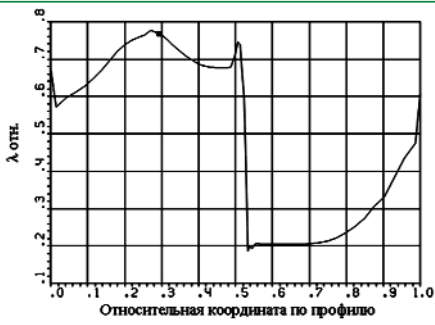


Рис. 2. Изменение величины  $\lambda$  относительной вдоль координаты  $S$  исходного профиля. Под  $\lambda$  отн. понимается величина  $\lambda$ , вычисленная в эксперименте по измерениям давления на профиле

Приведем результаты экспериментальных исследований газодинамических параметров данной решетки.

Распределение коэффициента скорости по лопатке решетки представлено на рис. 2. Величина  $S$  - относительная криволинейная координата вдоль обводов профиля,  $S$  - отсчитывается от точки на окружности  $d_2$  - по спинке и далее по корыту до нижней точки на окружности  $d_2$ . Величина коэффициента скорости  $\lambda_2 = 0,58$  на выходе из решетки. Из анализа рис. 2 следует, что при обтекании выбранной решетки имеются области больших градиентов скорости и, соответственно, давлений, приводящих к отрыву пограничного слоя от стенки (на спинке лопатки).

**Оптимизация профиля решетки**

Оптимизация профиля решетки состоит в таком его изменении, которое позволит сдвинуть область отрыва к концу профиля или существенно ее уменьшить.

Расчеты обтекания решетки первоначально проводятся на основе уравнений газовой динамики с последующим определением точек отрыва с привлечением уравнений пограничного слоя Прандтля и критериев отрыва потока [1,2].

После получения результатов для выбранной решетки профилей (прототипа) проводится деформация профиля с целью уменьшения области отрыва и расчет повторяется. Таким образом, строится цикл программы расчета, который заканчивается по достижении поставленной цели проверкой результатов на основе модели вязкого турбулентного течения.

Коэффициент потерь можно представить в виде суммы потерь на трение на профиле решетки и потерь, связанных с отрывом потока на спинке лопаток  $\zeta_{тр} + \zeta_{отр}$ .

Последние потери являются наиболее существенными, потому их минимизация даст значительный выигрыш в эффективности.

На рис. 3, 4 демонстрируются результаты расчета, проведенного по изложенным выше методам. В областях торможения потока возникают зоны отрыва, размеры которых определяются величиной градиентов  $\lambda$  или, что то же, давления.

Форма улучшенного профиля дана на рис. 3.

При деформации профиля соблюдались основные правила, следующие из построения решетки профилей турбины выбранной конструкции: неизменность базовых параметров, указанных на рис. 1 и 3.

Сохранность базовых параметров является существенным ограничением при оптимизации решетки профилей, в отличие от оптимизации одиночного профиля, где такие ограничения не выставляются [3, 4].

Необходимо отметить, что ни одна практически значимая задача оптимизации не решается без ограничений.

На рис. 4 представлено сравнение результатов расчета распределения коэффициента скорости  $\lambda$  вдоль координаты  $S$  для исходной и оптимизированной решетки профилей. Эти результаты наглядно демонстрируют выигрыш при модификации профиля в распределении  $\lambda$ , а, следовательно, давления и других параметров.

Проведем анализ графиков, представленных на рис. 4.

1. На диффузорном участке межлопаточного канала исходной решетки разгон газа, представляемый отношением  $\lambda_{max}/\lambda_2$ , равен 33 % против 20 % для оптимизированного профиля.

2. В случае исходного профиля присутствует резко выраженное диффузорное течение после горла (отмечено красной точкой); в случае оптимизированного профиля такое течение имеет значительно более гладкий характер.

3. Интенсивность отрыва на передней кромке, которая определяется отношением  $\lambda_{max}/\lambda_{min}$  (при  $S = 0,5$ ), составляет 0,07 для исходного профиля против 0,035 для оптимизированного, то есть интенсивность отрыва после оптимизации уменьшается вдвое.

4. Дисбаланс (разница скоростей схода струй со спинки и корыта) равен 0,098 для исходного профиля против 0,152 для оптимизированного (при норме 0...0,075);

5. Качественная характеристика - гладкость - у оптимизированного профиля также выше. Гладкость определяется частотой смены знака второй производной.

В заключение отметим, что, несмотря на несколько возросший дисбаланс скоростей при сходе струй в конце профиля, приближение остальных показателей к норме позволяет утверждать, что оптимизированный профиль лучше исходного.

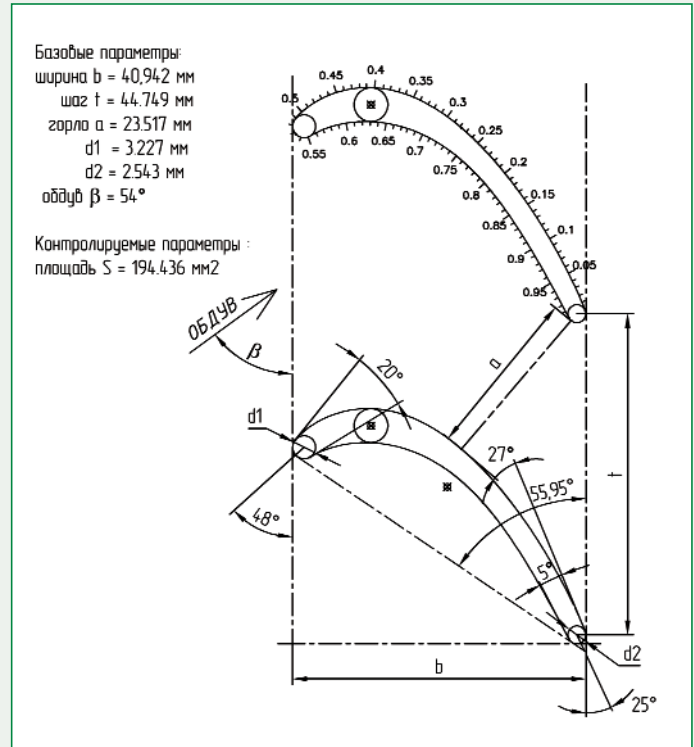


Рис. 3. Оптимизированный профиль с улучшенным обтеканием

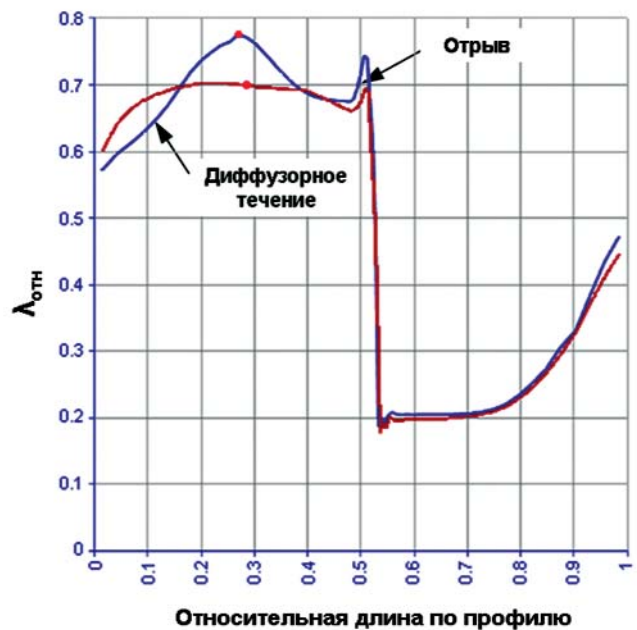


Рис. 4. Изменение относительной величины  $\lambda$  вдоль координаты  $S$  для исходного (голубой) и оптимизированного профилей (красный) при  $\lambda_2 = 0,58$

**Проверка результатов оптимизации расчетами уравнений Навье-Стокса**

Приведем результаты расчета обтекания исходной решетки и решетки с оптимизированными профилями на основе уравнений, описывающих вязкое турбулентное течение сжимаемого газа. Математическая модель вязкого турбулентного течения построена на уравнениях Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, дополненных двухпараметрической моделью турбулентности [5, 6].

На рис. 5, 7 демонстрируются результаты проведенного численного исследования.

На рис. 5 показана интенсивность зон отрыва пограничного слоя для исходного и оптимизированного профиля на примере распределения числа Маха.



На рис. 5 хорошо видно существенное снижение интенсивности и протяженности отрыва в случае оптимизированного профиля.

На исходном профиле длина зоны отрыва  $L_2 - L_1$  составляет 0,0237.

В случае оптимизированного профиля протяженность области отрыва равна 0,0089, то есть зона отрыва меньше в 2,66 раза.

Здесь  $L$  - относительное расстояние вдоль профиля от точки натекания (лобовой точки) к длине профиля от лобовой точки до задней кромки.  $L_1$  - точка отрыва потока,  $L_2$  - точка присоединения.

Отметим также, что интенсивность самого отрыва существенно снижена - максимальное значение числа Маха для исходного профиля равно 0,8888 против 0,8083 для оптимизированного. Приведенные отличия показывают, что общий уровень потерь в каскаде снижается при использовании оптимизированного профиля.

На рис. 6 приведены результаты расчета падения полного давления в межлопаточном канале по мере удаления от передней

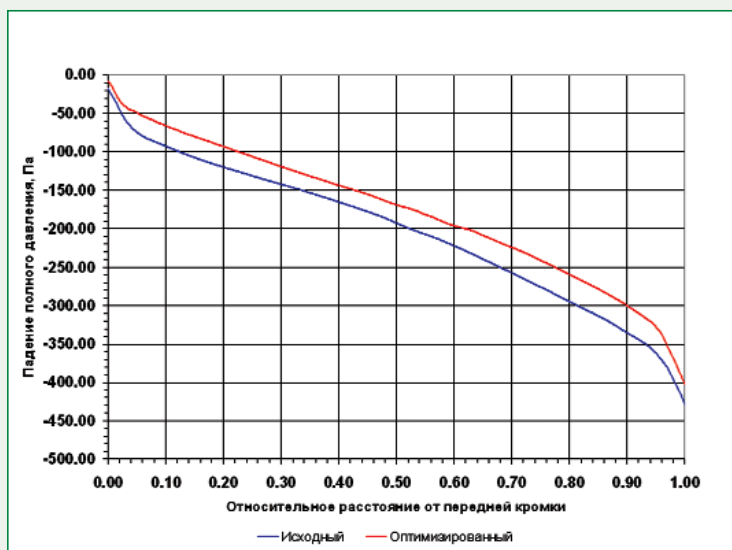


Рис. 6. Падение полного давления по межлопаточному каналу (синий - исходный профиль, красный - оптимизированный)

кромки для исходной решетки и оптимизированной.

Величина давления посчитана по среднемассовому расходу в каждом сечении. Из данных, представленных на рис. 6, следует, что потери в решетке при использовании оптимизированного профиля уменьшаются на 6,25 % по сравнению с исходным. Этот результат свидетельствует о том, что в каскаде выигрыш будет значительно больше.

В заключение приведем сравнение результатов расчета с экспериментальными данными для трех режимов обтекания, различных по величине  $\lambda_2$  (рис. 7).

Сплошной линией приведены результаты расчета, прерывистой линией со стрелочками - результаты эксперимента. Видно, что при  $\lambda_2 = 0,93$  на профиле образуется обширная сверхзвуковая зона.

Как следует из результатов, приведенных на рис. 7, численный расчет с высокой точностью воспроизводит экспериментальные данные, что является наглядным подтверждением адекватности математической модели, принятой для детального описания течения, исследуемым физическим процессам.

**Литература**

1. Годунов С.К., Забродин А.В., Прокопов Г.П. Разностная схема для двумерных нестационарных задач газовой динамики и расчет обтекания с отошедшей ударной волной. ЖВМ и МФ, 1961, 1, № 6, 1020-1050.
2. Бам-Зеликович Г.М. Расчет отрыва пограничного слоя. Изв. АН СССР, ОТН, 1954. - 85с.
3. Слободкина Ф.А., Малинин В.В., Петров А.Г. Численное исследование возможности построения оптимальной формы лопатки. //X международная школа-семинар "Модели и методы аэродинамики", Крым, г. Евпатория, 3-12 июня 2010 г., Материалы конференции, стр. 157-158.
4. Слободкина Ф.А., В.В. Малинин. Оптимизация эффективности работы лопаточных машин путем создания формы лопатки минимального сопротивления. // Российская техническая нефтегазовая конференция и выставка SPE по разведке и добыче 2010, Москва, 26-28 октября 2010 г., Материалы конференции, SPE-135795.
5. Launder B.E. and Spalding D.B. B. The Numerical Computation of Turbulent Flows // Comp. Meth. Appl. Mech. Eng. - 1974. - V.3. - P. 269-289.
6. Слободкина Ф.А., Малинин В.В., Шигапова Д.Ю. Течение жидкости в ступени центробежного насоса. // "Математическое моделирование", 2008, т.20, №10, с.51-62.

Связь с авторами: faslobod@gmail.com

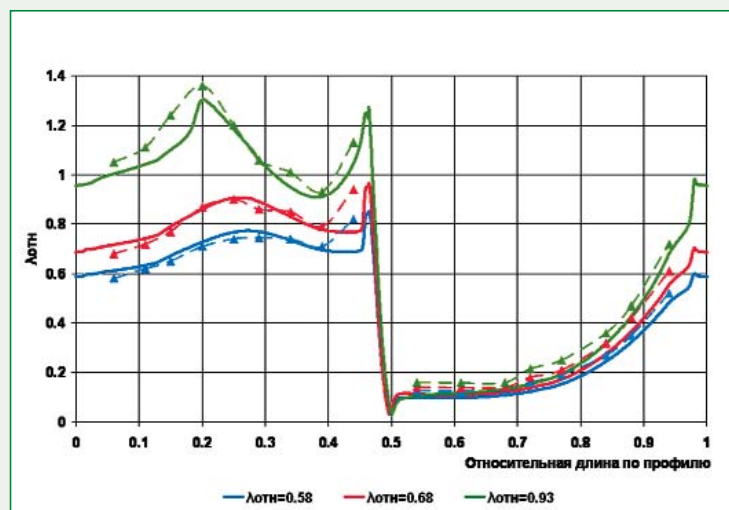


Рис. 7. Сравнение расчета (сплошные линии) с данными эксперимента (штриховые линии) для распределения параметра  $\lambda$  вдоль профиля при трех вариантах значений коэффициента скорости на выходе из решетки  $\lambda_2 = 0,58, \lambda_2 = 0,68, \lambda_2 = 0,93$