

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСЗВУКОВОЙ КОМПРЕССОРНОЙ РЕШЕТКИ СОВРЕМЕННЫХ ГТД

Дмитрий Леонидович БУТРИМОВ родился в 1981 г. в городе Риге. Адъюнкт ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина. Основные научные интересы — в области математического моделирования течений в осевых компрессорах. Автор восьми научных работ. E-mail: bondy2002@list.ru

Dmitry L. BUTRIMOV, was born in 1981 in Riga. He is a Post-Graduate Student at the Air Force Engineering Academy named after prof. N.E. Zhukovskiy and Yu.A. Gagarin. His research interests are in numerical flow simulation in axial flow compressors. He has published 8 technical papers. E-mail: bondy2002@list.ru

В статье описывается вычислительная методика решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Рассмотрены процедуры, позволяющие ускорить получение установившегося решения, приводятся результаты аэродинамического исследования и анализа параметров трансзвуковой решетки профилей. Показана возможность изменения структуры течения, в результате которого могут быть улучшены характеристики такого типа решёток, полученные расчетным путем.

A computational technique is described to solve Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equations. Procedures are presented to obtain faster steady-state solution of the RANN. Numerical aerodynamic simulation results are presented as well as analysis results for parameters of a transonic cascade. A possibility is demonstrated to change flow structure and to improve aerodynamic characteristics of the transonic cascade.

Ключевые слова: уравнения Навье-Стокса, аэродинамический анализ, решетка профилей, лопаточный венец.

Key words: Navier-Stokes equations, aerodynamic analysis, cascade, blade row.

Введение

В настоящее время математическое моделирование широко применяется для описания процессов и явлений в различных технических системах и их элементах. Для моделирования течений жидкостей и газов наиболее универсальными являются модели, базирующиеся на уравнениях Навье—Стокса.

Существующие методики решения уравнений газовой динамики в ряде случаев позволяют успешно решать практические задачи применительно к определенным объектам исследования. Простое моделирование течений позволяет детально изучить явления и процессы, происходящие в объекте исследования, однако для практического применения представляет интерес знание не только физических процессов, но и оперирование полученными результатами с целью повышения эффективности функционирования реальных конструкций. Одним из перспективных направлений, позволяющих решать задачу повышения эффективности проектирования, является интеграция вычислительных методик расчета уравнений газовой динамики и алгоритмов оптимизации.

В статье рассмотрен один из примеров такой интеграции (рис. 1), где представлены результаты аэродинамического исследования и анализ различных вариантов профилей с клиновидной кромкой на его входном и выходном участках, устанавливаемых в трансзвуковую решётку рабочего колеса компрессора.

1. Математическая модель течения жидкости и газа

Для моделирования течения газа используется система дифференциальных уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу:

$$\frac{\partial \bar{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{F}_i - \bar{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\bar{G}_i - \bar{G}_v)}{\partial y} = 0, \quad (1)$$

где векторы консервативных переменных, конвективных и диффузионных потоков равны:

$$\bar{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{pmatrix}; \quad \bar{F}_i = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uH \end{pmatrix}; \quad \bar{G}_i = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho v u \\ \rho v^2 + p \\ \rho vH \end{pmatrix};$$

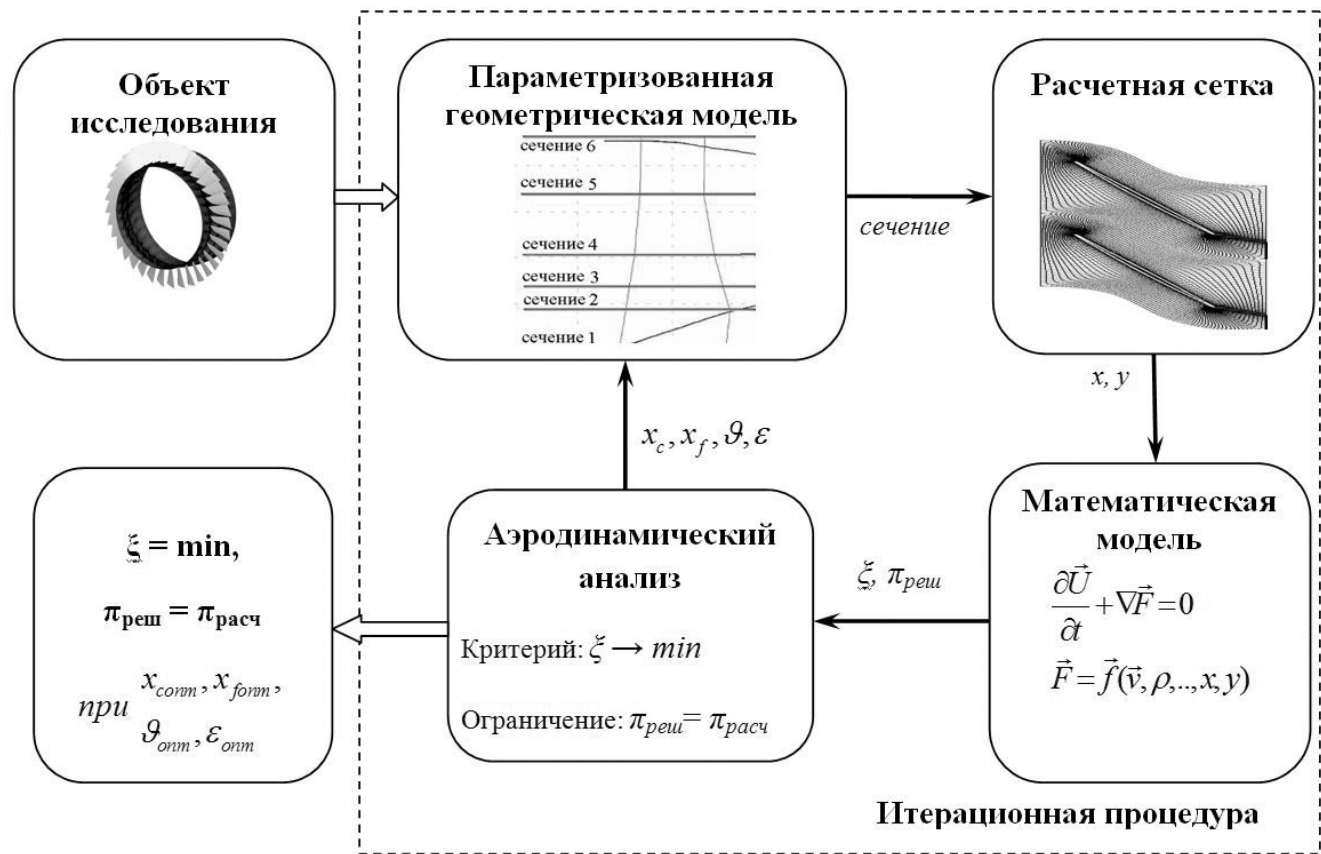


Рис. 1. Блок-схема методики аэродинамического анализа формы профилей, образующих трансзвуковую решётку рабочего колеса компрессора

$$\vec{F}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x \end{pmatrix}; \quad \vec{G}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + q_y \end{pmatrix};$$

t — время; p, ρ, u, v — давление, плотность, декартовы компоненты скорости; E — полная энергия; H — полная энтальпия; $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{yx}, \tau_{yy}$ — вязкие напряжения; q_x, q_y — потоки тепла.

Для замыкания системы уравнений используют следующие соотношения, справедливые для идеального газа:

$$E = \frac{p}{(k-1)\rho} + \frac{u^2 + v^2}{2}; \quad H = E + \frac{p}{\rho}, \quad (2)$$

где k — показатель адиабаты.

Для получения численного решения исходную систему уравнений преобразуют в дискретную форму. Дискретизация системы осуществляется по пространству и по времени. После проведения процедуры дискретизации получается алгебраическая система уравнений, для решения которой существу-

ют эффективные вычислительные алгоритмы и специальные процедуры ускорения сходимости.

1.1. Пространственная дискретизация

Система уравнений (1) дискретизируется методом конечных объемов в соответствии с методикой, приведенной в работе [1]:

$$\int_V \frac{\partial \bar{U}}{\partial t} d\Omega + \sum_{k=1}^4 [\bar{F} \cdot \bar{n} \Delta S]_k = 0, \quad (3)$$

где Ω — контрольный объем ячейки; \bar{n} — вектор нормали к грани контрольного объема; ΔS — площадь (в двухмерном случае — длина) k -й грани; k — грань контрольного объема.

Рассчитываемые параметры течения относятся к центрам контрольных объемов (рис. 2). Конечно-объемные методы подразумевают преобразование конвективных потоков и допускают их постоянство вдоль границ.

Для подавления нелинейной неустойчивости, которая может проявляться на разрывах и в областях с большим градиентом параметров потока, при расчете конвективных потоков в дискретную систему уравнений добавляется дополнительный член,

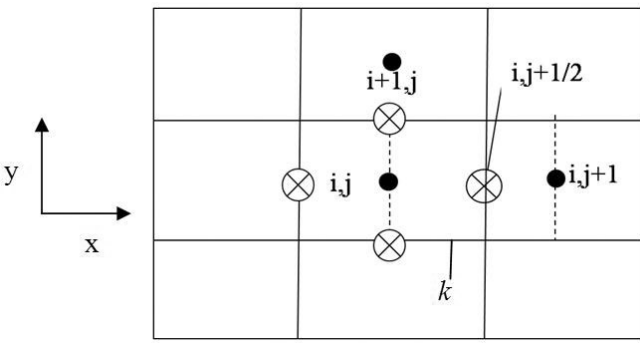


Рис. 2. Пространственная дискретизация

называемый искусственной вязкостью, в форме, предложенной Джеймсоном с соавторами [2].

1.2. Дискретизация по времени

Интегрирование системы уравнений (3) по времени осуществляется методом Рунге—Кутты по гибридной схеме [3]. Для этого система уравнений (3) преобразуется к виду

$$\frac{(\bar{U}_{i,j}^{n+1} - \bar{U}_{i,j}^n)}{\Delta t} = -\frac{1}{\Omega_{i,j}} [\bar{R}(\bar{U}^n) - \bar{R}_d^n]_{i,j}, \quad (4)$$

где n — индекс временного слоя; $\bar{R}(\bar{U}^n)$ — средняя объемная невязка конвективных потоков через грани контрольного объема; \bar{R}_d — диссипативный поток в ячейке (i,j) .

Полученная дискретная система уравнений решается методом Рунге—Кутты:

$$\begin{aligned} \bar{U}^0 &= \bar{U}^n; \\ \bar{U}^1 &= \bar{U}^n - \alpha_1 \frac{\Delta t}{\Omega} [\bar{R}(\bar{U}^0) - \bar{R}_d^0]; \\ \bar{U}^2 &= \bar{U}^n - \alpha_2 \frac{\Delta t}{\Omega} [\bar{R}(\bar{U}^1) - \bar{R}_d^0]; \\ \bar{U}^3 &= \bar{U}^n - \alpha_3 \frac{\Delta t}{\Omega} [\bar{R}(\bar{U}^2) - \bar{R}_d^{(2,0)}]; \\ \bar{U}^4 &= \bar{U}^n - \alpha_4 \frac{\Delta t}{\Omega} [\bar{R}(\bar{U}^3) - \bar{R}_d^{(2,0)}]; \\ \bar{U}^5 &= \bar{U}^n - \alpha_5 \frac{\Delta t}{\Omega} [\bar{R}(\bar{U}^4) - \bar{R}_d^{(4,2)}]; \\ \bar{U}^{n+1} &= \bar{U}^5; \\ \bar{R}_d^{(0)} &= \sum_k \bar{d}_k(\bar{U}^0); \\ &\dots \\ \bar{R}_d^{(2,0)} &= \beta_3 \bar{R}_d^{(2)} + (1 - \beta_3) \bar{R}_d^{(0)}; \\ \bar{R}_d^{(4,2)} &= \beta_5 \bar{R}_d^{(4)} + (1 - \beta_5) \bar{R}_d^{(2,0)}. \end{aligned} \quad (5)$$

Следует отметить, что выбранная схема интегрирования по времени оптимально согласуется с

процедурами ускорения сходимости [1, 3] как для обеспечения устойчивости счета, так и для снижения вычислительных затрат. Значения коэффициентов гибридной схемы приведены в табл. 1.

Таблица 1

Значения коэффициентов гибридной схемы

№ этапа	α	β
1	0,2500	1,00
2	0,1667	0,00
3	0,3750	0,56
4	0,5000	0,00
5	1,0000	0,44

2. Модели турбулентности

Как известно, при осреднении по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса в уравнениях появляются новые члены, которые можно интерпретировать как градиенты «кажущихся» (рейнольдсовых) напряжений и тепловых потоков, связанных с турбулентным движением. Полученная система уравнений оказывается незамкнутой, и поэтому с помощью дополнительных гипотез, называемых моделями турбулентности, необходимо связать рейнольдсовы напряжения с характеристиками осредненного течения. От точности описания турбулентных явлений зависит адекватное определение отрыва пограничного слоя, потерь кинетической энергии в потоке, теплообмена и т.д. В расчетных исследованиях, приведенных в данной работе, использовалась дифференциальная однопараметрическая модель турбулентности Спаларта—Аллмараса [4]

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \tilde{v} = \frac{1}{\sigma} \left\{ \nabla \cdot [v + (1 + c_{b2}) \tilde{v}] \nabla \tilde{v} \right\} - c_{b2} \tilde{v} \Delta \tilde{v} + Q, \quad (6)$$

где \vec{V} — вектор скорости; Q — источниковый член; σ и c_{b2} — константы; \tilde{v} — рабочая переменная.

Турбулентная вязкость задается следующим соотношением:

$$v_t = \tilde{v} f_{v1}, \quad (7)$$

где f_{v1} — функция, определяемая как

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}}, \quad (8)$$

где χ — соотношение между рабочей переменной \tilde{v} и молекулярной вязкостью ν :

$$\chi = \frac{\tilde{v}}{\nu}. \quad (9)$$

Источниковый член включает в себя составляющие, отвечающие за генерацию и диссипацию турбулентной энергии:

$$Q = \tilde{v}P(\tilde{v}) - \tilde{v}D(\tilde{v});$$

$$\tilde{v}P(\tilde{v}) = c_{b1}\tilde{S}\tilde{v}; \quad \tilde{v}D(\tilde{v}) = c_{w1}f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2, \quad (10)$$

где d — расстояние до ближайшей стенки.

Слагаемое, отвечающее за генерацию турбулентной энергии, формируется из следующих функций:

$$\tilde{S} = Sf_{v3} + \frac{\tilde{v}}{k^2 d^2} f_{v2};$$

$$f_{v2} = \frac{1}{(1 + \chi/c_{v2})^3}; \quad f_{v3} = \frac{(1 + \chi f_{v1})(1 - f_{v2})}{\chi}, \quad (11)$$

где S — завихренность.

Составляющее слагаемого, отвечающее за диссипацию турбулентной энергии, в формуле (10) определяется следующим образом:

$$f_w = g \left(\frac{1 + c_{w3}^6}{(g^6 + c_{w3}^6)} \right)^{\frac{1}{6}}; \quad (12)$$

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r); \quad r = \frac{\tilde{v}}{\tilde{S}k^2 d^2}. \quad (13)$$

Константы, представленные в модели турбулентности, имеют следующие значения:

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}; \quad c_{w2} = 0,3; \quad c_{w3} = 2,0;$$

$$c_{v1} = 7,1; \quad c_{v2} = 5,0; \quad \kappa = 0,41; \quad (14)$$

$$\sigma = 2/3; \quad c_{b1} = 0,1355; \quad c_{b2} = 0,622.$$

Выбор данной модели турбулентности обусловлен результатами большого количества тестовых расчетов, в которых получено удовлетворительное совпадение результатов расчета и экспериментальных данных.

3. Процедуры ускорения сходимости решения

3.1. Локальный шаг интегрирования по времени

При численном интегрировании дискретной системы уравнений по времени используется мак-

симально возможный по условию устойчивости шаг интегрирования для каждой ячейки:

$$\Delta t_{i,j} = \frac{CFL}{\lambda^i + \lambda^j} \Omega_{i,j}, \quad (15)$$

где CFL — число Куранта—Фридрихса—Леви; λ^i, λ^j — спектральный радиус матрицы Якоби, образованной конвективными членами системы уравнений (1); $\Omega_{i,j}$ — контрольный объем ячейки.

3.2. Процедура неявного сглаживания невязок

Как известно, явные схемы имеют жесткие ограничения на максимально допустимый шаг интегрирования по времени. Данные ограничения обобщаются комплексным критерием, называемым числом Куранта—Фридрихса—Леви (CFL). Для описанной выше гибридной схемы максимальное значение CFL, при котором возможен устойчивый счет, равно 3,6. Для увеличения значения CFL, а следовательно, увеличения шага интегрирования по времени разработана процедура неявного сглаживания невязок, суть которой заключается в замене невязок в каждой ячейке комбинацией осредненных невязок по нескольким ячейкам. Существуют различные варианты определения сглаживающих коэффициентов для комбинирования невязок [1, 3, 5]. В данной работе используется методика, предложенная в работе [1]:

$$-\varepsilon^I R_{i-1,j}^* + (1 + 2\varepsilon^I) R_{i,j}^* - \varepsilon^I R_{i+1,j}^* = R_{i,j}^*;$$

$$-\varepsilon^J R_{i,j-1}^{**} + (1 + 2\varepsilon^J) R_{i,j}^{**} - \varepsilon^J R_{i,j+1}^{**} = R_{i,j}^{**}. \quad (16)$$

Здесь $R_{i,j}^*, R_{i,j}^{**}$ — сглаженные невязки в i -м и j -м

направлении соответственно; $R_{i,j} = \bar{R}(\bar{U}^n) - \bar{R}_d^n$ — несглаженная невязка системы уравнений (4).

Систему уравнений (16) можно представить в виде матрицы, которая имеет трехдиагональную структуру. Уравнения в этом виде эффективно решаются методом прогонки.

Сглаживающие коэффициенты определяются следующим выражением:

$$\varepsilon^I = \max \left\{ \frac{1}{4} \left[\left\langle \frac{CFL^*}{CFL} \frac{\lambda^I}{\lambda^I + \theta \lambda^J} \right\rangle^2 - 1 \right], 0 \right\};$$

$$\varepsilon^J = \max \left\{ \frac{1}{4} \left[\left\langle \frac{CFL^*}{CFL} \frac{\lambda^J}{\theta \lambda^I + \lambda^J} \right\rangle^2 - 1 \right], 0 \right\}, \quad (17)$$

$\theta = 0,125$, CFL* и CFL — числа Куранта—Фридрикса—Леви сглаженной и несглаженной схемы такие, что

$$\frac{CFL^*}{CFL} \leq \sqrt{1 + 4\epsilon^{I(J)}}. \quad (18)$$

Из опыта практического применения вычислительного алгоритма установлено, что оптимальное соотношение чисел CFL равно 2. Таким образом, «эффективное» число CFL увеличивается в два раза.

3.3. Многосеточный метод

Существенно повысить скорость сходимости решения позволяет геометрический многосеточный метод. Он основывается на решении дискретных уравнений на различных сеточных уровнях. В процессе решения задачи на исходной подробной сетке эффективно подавляются высокочастотные компоненты ошибки, а низкочастотные демпфируются слабо. С увеличением размера ячеек низкочастотные компоненты становятся высокочастотными, и их можно быстро подавить стандартными вычислительными процедурами, которые применяются на подробной сетке. Детально многосеточная технология описана в работах [1, 3].

4. Параметрическая геометрическая модель

Геометрическая форма лопатки венца осевого компрессора в общем случае может описываться набором двумерных профилей, расположенных на различных радиусах по высоте пера лопатки (количество точек, описывающих форму лопатки в декартовой системе координат XYZ, может достигать нескольких тысяч). Для возможности проведения оптимизации геометрической формы необходимо создать некоторый её трехмерный аналог, максимально точно описывающий форму исходной лопатки, используя функции, аппроксимирующие ее поверхность, т.е. ее параметрическую модель. Параметризация лопатки осуществляется по сечениям, формируемым из расчетной сетки, построенной для рассматриваемой лопатки рабочего колеса (рис. 3).

Для параметризации интересующего сечения используются геометрические параметры решетки и профиля. В результате такого параметрического описания геометрии в рассматриваемом сечении варьируются угол установки ϑ и угол изгиба средней линии профиля ξ , положение точки максимального прогиба профиля \bar{x}_f и положение максимальной толщины профиля \bar{x}_c . Изменение таких параметров решетки профилей, как длина хорды, распределение толщины по хорде лопатки, как правило, не рассматривается, так как это приводит к существенному изменению прочностных характеристик лопаточного венца (статических и динамических).

Для параметризации геометрии в данной работе используются алгоритмы, разработанные на кафедре теории авиационных двигателей ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.

5. Алгоритмы аэродинамического анализа

Целью проведенных исследований являлась оценка влияния изменения формы профилей трансзвуковой компрессорной решетки на её аэродинамические характеристики. Для решения этой задачи используется метод непрямого статистического анализа на основе самоорганизации (МНСО), реализованный в программном комплексе IOSO [6]. Данный метод основывается на процедурах аппроксимации функций многих переменных. На начальной стадии процесса исследования точность фун-

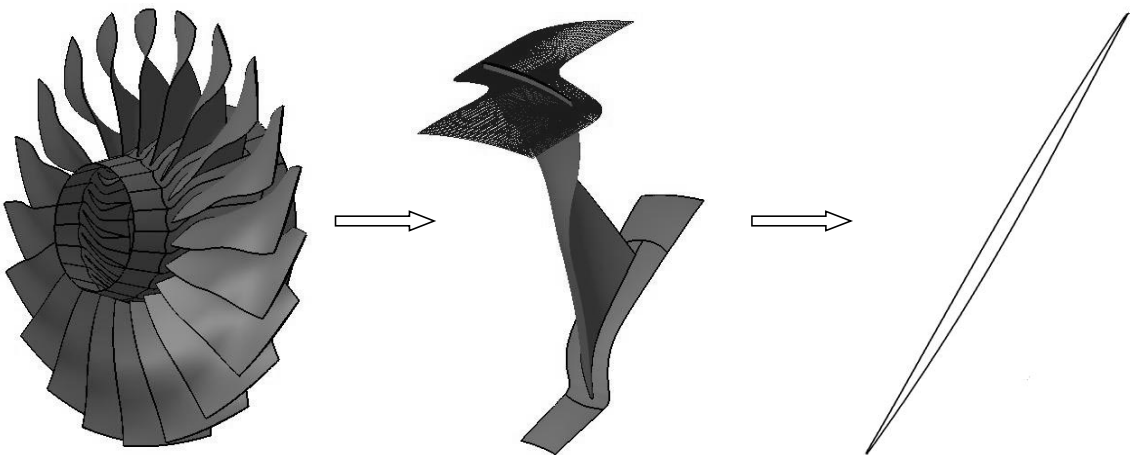


Рис. 3. Параметризация геометрии

кций аппроксимации может быть весьма незначительной из-за небольшого количества точек в плане эксперимента и сравнительно большой текущей области поиска. Однако по мере решения задачи аэродинамического исследования и анализа получаемых результатов количество точек в плане эксперимента, находящихся в окрестности искомых точек экстремумов, возрастает. В то же время уменьшается размер текущей области поиска. Эти тенденции приводят к увеличению точности функции аппроксимации и, следовательно, к повышению эффективности работы алгоритма поиска вариантов предпочтительных решений. Фактически в процессе проведения исследований, происходит постоянное накопление информации об объекте и использование этой информации для определения направления дальнейшего поиска.

Важнейшим достоинством используемого алгоритма является его способность решать практические задачи для случая невыпуклых, недифференцируемых и стохастических целевых функций и ограничений.

Следует особо отметить, что в процессе решения задач по аэродинамическим исследованиям предпочтительных вариантов трансзвуковых решеток профилей количество обращений к математической модели может достигать нескольких сотен или даже нескольких тысяч, поэтому применение процедур, позволяющих повысить скорость сходимости решений, является одним из ключевых элементов вычислительной методики. Так, например, включение всех описанных выше методов, ускоря-

ющих сходимость решения, позволило сократить время вычислений в два-три раза.

6. Численные исследования

Разработанная методика была применена для аэродинамического исследования и анализа полученных параметров и характеристик трансзвуковой решетки профилей [7] с целью определения предпочтительного варианта. Основные геометрические параметры исследуемой решетки и профиля представлены в табл. 2.

Расчеты проводились на структурированной сетке типа «Н-О-Н», размерность по профилю составляла 297×33 ячеек (рис. 4).

6.1. Граничные условия

На входной границе задавались полное давление $p_i^* = 317700$ Па, полная температура $T_i^* = 399,14$ К и угол потока на входе $\alpha_1 = 22,75^\circ$, на выходной — статическое давление, расчет проводился при двух значениях: $p_1 = 170000$ Па и $p_2 = 160000$ Па.

На профиле пера лопатки принималось условие прилипания, т.е. равенство нулю вектора скорости. Периодические граничные условия выставлялись на противоположных границах расчетной области, обладающих свойством повторяемости. Следует

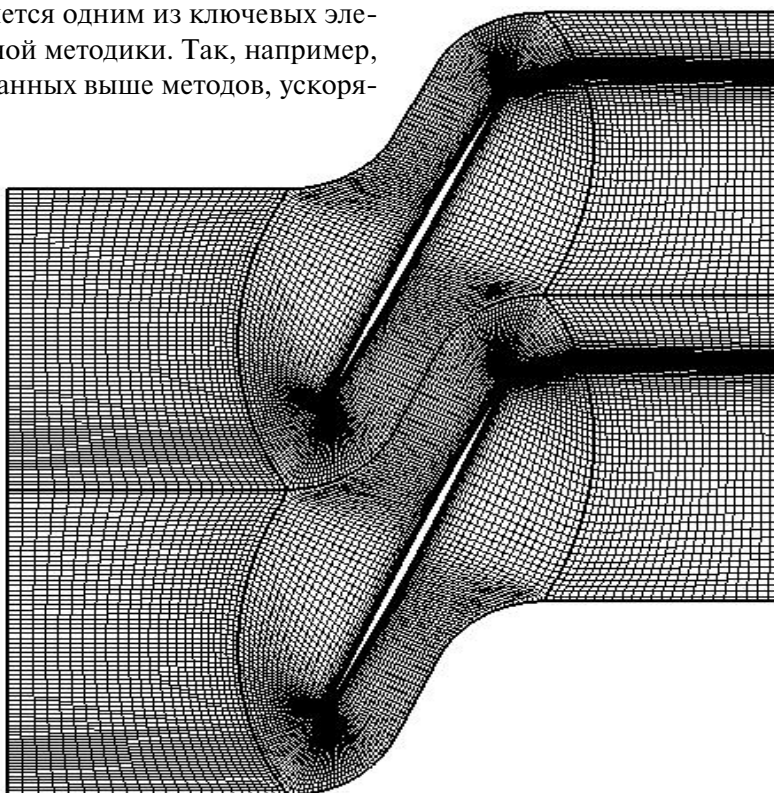


Рис. 4. Расчетная сетка

Параметры решетки и профиля

№ п/п	Геометрический параметр, единицы измерения	Значения
1	Хорда b , мм	98
2	Относительная максимальная толщина профиля \bar{c}	0,023
3	Относительное расстояние до максимальной толщины профиля \bar{x}_c	0,5
4	Относительное расстояние до максимального прогиба средней линии \bar{x}_f	0,5
5	Угол установки профиля ϑ , град	66°
6	Угол изгиба профиля ϵ , град	2°
7	Шаг решетки t , мм	80

отметить, что граничные условия заданы на основе результатов трехмерного расчета вращающегося рабочего колеса.

6.2. Результаты расчетов

На рис. 5 представлены рассчитанные поля числа Маха в решетке для двух значений статических давлений. В первом случае (рис. 5,а) замыкающий скачок уплотнения находится вблизи передней кромки, и за ним возникает значительная область отрыва пограничного слоя, при этом коэффициент гидравлических потерь $\xi_1 = 0,1197$, степень повышения давления в решетке $\pi_{реш 1} = 1,74$. Второй вариант расчета (рис. 5,б) показал смеще-

ние замыкающего скачка уплотнения к задней кромке, область отрыва существенно уменьшилась ($\xi_2 = 0,1132$, $\pi_{реш 2} = 1,63$).

6.3. Основные задачи расчётного исследования

Результаты расчета течения в трансзвуковой решетке показали изменение напорности и коэффициента потерь на 5–7 % при дросселировании решетки. При проектировании трансзвуковых ступеней желательно обеспечить минимальные потери в широком диапазоне условий работы, при этом необходимо обеспечить потребное значение степени повышения давления. Исходя из данного соображения, была поставлена задача снизить величину

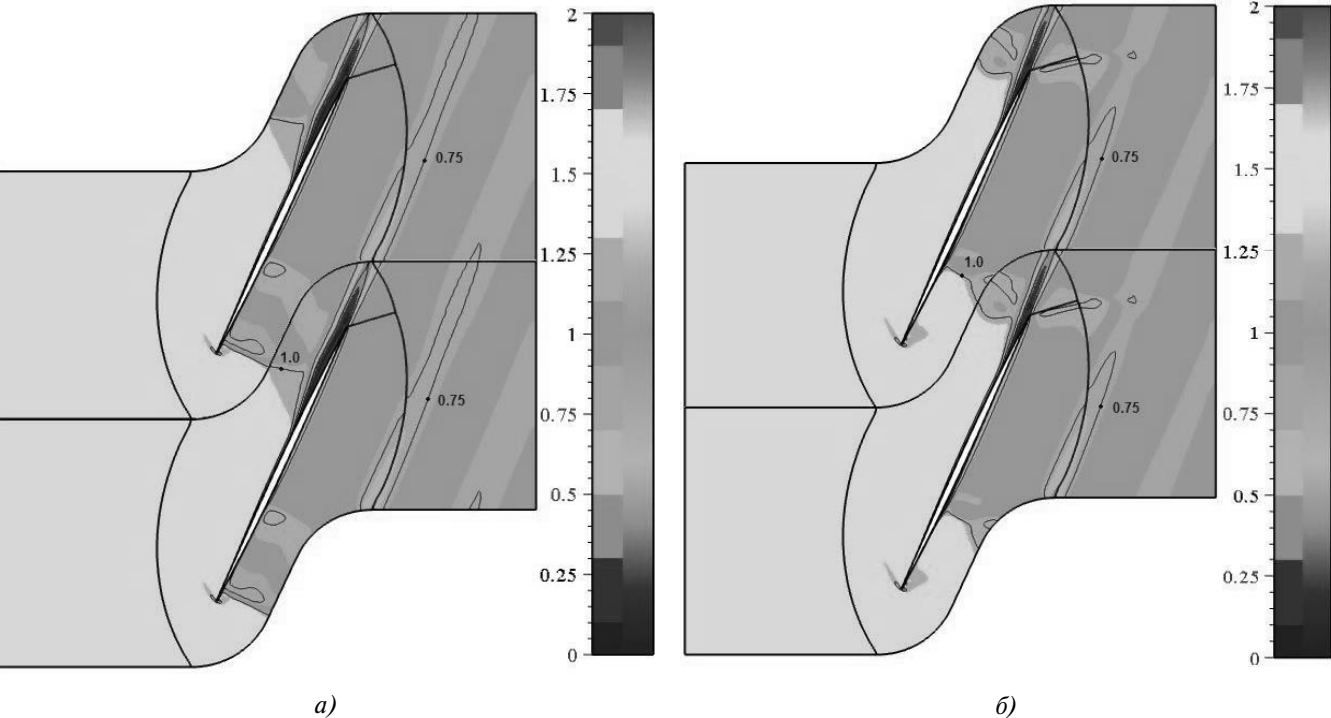


Рис. 5. Распределение числа Маха в «исходной» решетке: а — первый вариант расчета; б — второй вариант расчета

потерь для каждого из вариантов расчета при обеспечении величины $\pi_{\text{реш}} = 1,6 (\pm 3\%)$, данная величина соответствует проектному значению в рабочей точке исходного рабочего колеса.

В качестве варьируемых переменных были выбраны следующие параметры профилей решетки: \bar{x}_c и \bar{x}_f , диапазон варьирования задавался от 0,4 до 0,6, а также углы установки и кривизны профиля соответственно ϑ и ϵ с диапазоном варьирования $\pm 2^\circ$. Критерием предпочтительности исследуемых вариантов являлся минимум коэффициентов гид-

равлических потерь одновременно для двух вариантов расчета. При этом ограничением являлось обеспечение заданной степени повышения статического давления в решетке, величина которой указана выше.

В результате решения задачи по определению предпочтительного варианта профилирования формируется множество Парето (совокупность компромиссных решений), представленное на рис. 6 в виде совокупности расчетных точек в координатах « $\xi_1 - \xi_2$ » при заданном векторе варьируемых параметров.

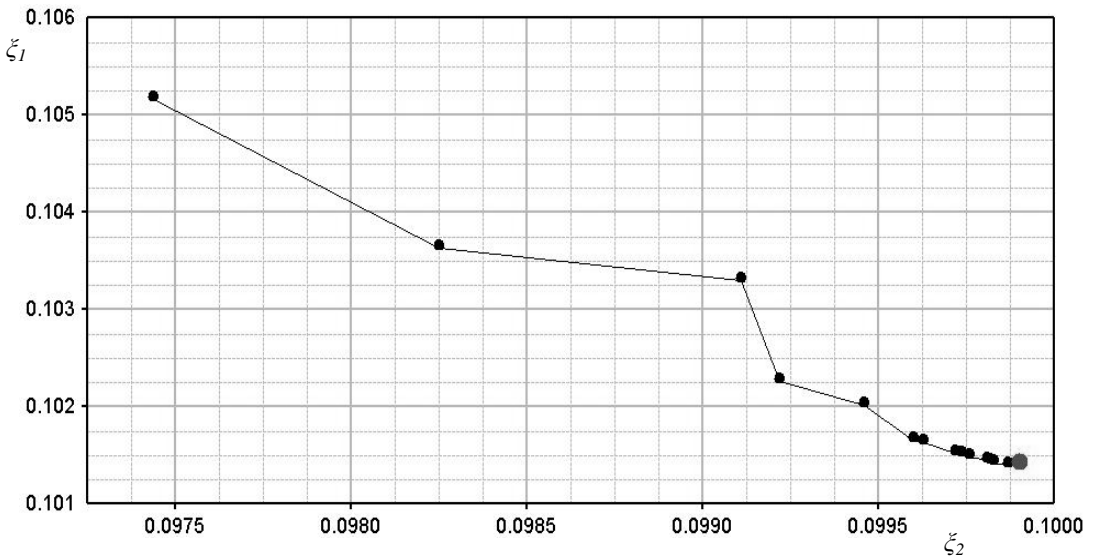


Рис. 6. Соотношение потерь для двух вариантов расчета при заданном векторе варьируемых параметров

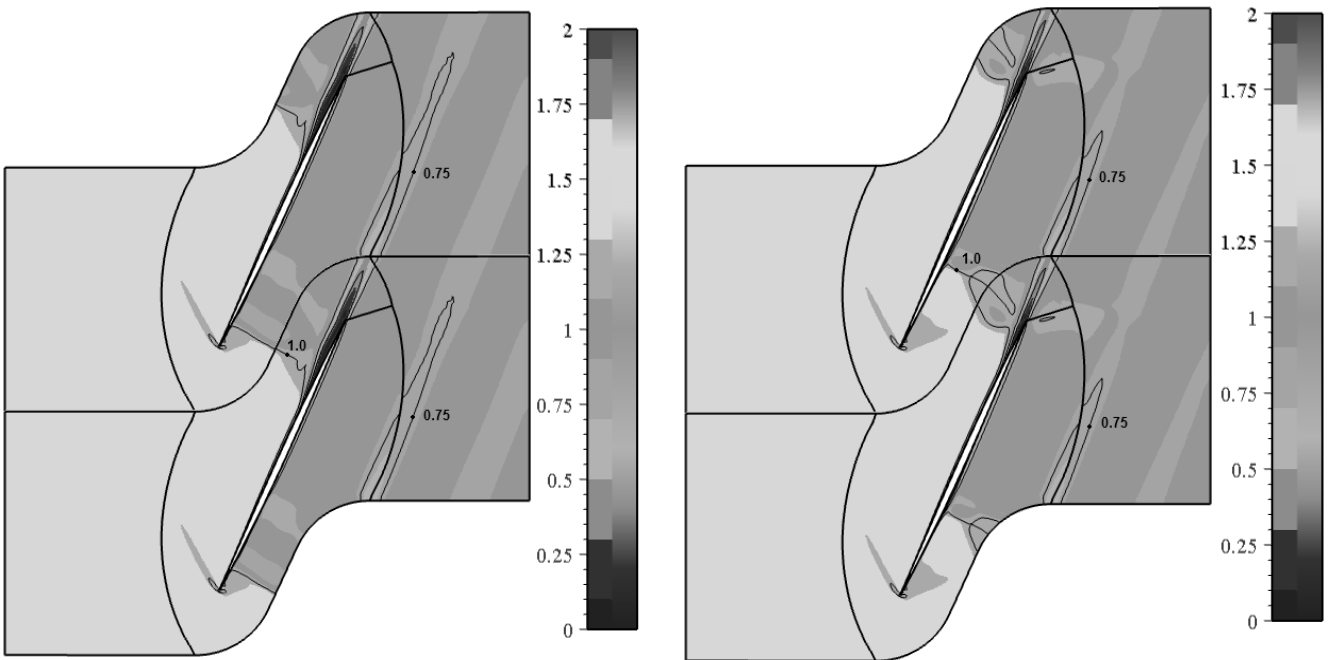


Рис. 7. Распределение числа Маха в оптимизированной решетке профилей: а — первый варианта расчета; б — второй варианта расчета

В качестве «наилучшего» решения была выбрана точка, для которой получены следующие параметры: $\bar{x}_c = 0,637$ и $\bar{x}_f = 0,494$, $\vartheta = 66,23^\circ$ и $\varepsilon = 1,470^\circ$. На рис. 6 она отмечена жирным маркером. Данный выбор связан с тем, что при заданном векторе входных параметров обеспечиваются минимальные потери для второго варианта расчета ($\xi_2 = 0,1014$), а потери для первого варианта расчета в окрестности выбранной точки изменяются в узком диапазоне от 0,0992 до 0,1, и для принятого варианта $\xi_1 = 0,0999$. По сравнению с исходным вариантом уровень потерь для первого варианта расчета снизился на 16,5 %, для второго — на 10,4 %.

Анализ картины течения в решетке, представленной на рис. 7, позволяет сделать вывод о причинах уменьшения потерь. Во-первых, уменьшилось число Маха на входе в решетку с 1,41 до 1,36 и 1,38 для первого и второго варианта расчета соответственно, что, в свою очередь, способствовало снижению интенсивности скачка уплотнения и потерь в нем. Во-вторых, в результате изменения формы профиля несколько уменьшилась зона отрыва, что также привело к снижению потерь.

Выводы

1. Выполненное расчетное исследование показало возможность улучшения характеристик трансзвуковой компрессорной решетки профилей, полученное на основе результатов аэродинамического исследования и анализа вариаций форм профилей рассматриваемой решетки.
2. В тоже время очевидно, что одновременно с аэродинамическим анализом и связанной с ним корректировкой формы профиля необходимо учитывать требования, предъявляемые к прочности и надежности проектируемых венцов лопаточных аппаратов компрессора ГТД. Это обстоятельство определяет необходимость проведения комплексных расчетных исследований, которые включают в себя методики оптимизации, методики аэродинамического и прочностного анализа.

Библиографический список

1. Swanson R.C., Turkel E. Multistage Schemes with Multigrid for Euler and Navier-Stokes Equations // NASA Technical Paper N3631, 1997.
2. Jameson A., Schmidt W., Turkel E. Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes // AIAA Paper 81-1259, 1981
3. Blazek J. Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications. Amsterdam, London, New York, Oxford, Paris, Shannon. Tokyo: Elsevier, 2001.
4. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // La Recherche Aerospatiale. 1994. № 1. P.5-21.
5. Jameson A., Baker T.J. Solution of the Euler Equations for Complex Configurations // AIAA Paper 83-1929, 1983.
6. Егоров И.Н. Методы непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. — М.: ВИНТИ, 1988.
7. Нестеренко В.Г. Атлас схемно-конструктивных решений узлов ВРД: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1991.

ВВИА им. Н.Е. Жуковского

Статья поступила в редакцию 10.09.2009