

УДК 629.7.03:536.24

С.В. МЕЛАШИЧ¹, Ю.Г. КАЛИНКИНА², В.И. ПИСЬМЕННЫЙ²¹ Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепрпетровск² ГП «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко» (ГП «Ивченко-Прогресс»), Запорожье, Украина

ПРОЕКТИРОВАНИЕ НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА ПОСЛЕДНЕЙ СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ ОБРАТНОЙ И ПРЯМОЙ ЗАДАЧИ ГАЗОДИНАМИКИ

Целью данной работы является проектирование направляющего аппарата последней ступени осевого компрессора. В работе представлены методики решения прямой задачи газодинамики в трехмерной постановке и обратной задачи газодинамики в двумерной постановке. Решение обратной задачи выполнялось с помощью компьютерной программы INVERSE, которая создана в Институте технической механики НАН Украины и НКА Украины. Решение прямой задачи выполнялось в расчетном пакете ANSYS CFX. Для выполнения заданного расчета была построена сетка воздушной полости в межлопаточном канале направляющего аппарата на которую, в дальнейшем приложены граничные условия. Результатами расчета являются полученные основные параметры потока, картина течений, для наглядности прилагаются рисунки и таблицы.

Ключевые слова: осевой компрессор, коэффициент полезного действия, направляющий аппарат, прямая задача, обратная задача, циркуляция, сетка, граничные условия, поток.

Введение

Компрессор является одним из основных и наиболее сложных в разработке узлов газотурбинного двигателя. Качество компрессора определяется следующими параметрами: степень повышения давления, коэффициент полезного действия, приведенный расход воздуха и т.д. Основными элементами турбомашин являются лопатки рабочего колеса и направляющего аппарата, поскольку именно через них передается импульс потока.

Известно, что прототипом лопатки компрессора послужил крыловой профиль. В процессе исследования аэродинамики компрессоров были изготовлены и испытаны решетки профилей различной конфигурации. В Советском Союзе наибольшее распространение получили профили серии А (А30, А40, А50) [1] и Б (Б10, Б40, Б60) [2], в США наиболее востребованной оказалась серия профилей НАСА-65 и DCA, в Англии серия профилей С. Результаты продувок решеток профилей обычно представлялись в виде зависимости различных характеристик решетки от угла атаки. На основе экспериментальных данных по вышеупомянутым профилям спроектировано очень большое количество компрессоров различного назначения, которые эксплуатируются по настоящее время. Да и результаты продувок вышеупомянутых профилей будут использоваться долгое время.

Однако в связи с ростом нагрузок в компрессорах авиационного назначения решетки профилей стали более густыми и стали рассматриваться не как набор профилей, а как каналы. Дальнейшее развитие компрессоров связано с возросшими возможностями и доступностью расчетных методов. Это дало возможность реализовать на практике применение профилей с предписанным распределением скоростей (Prescription Velocity Distribution) [3]. По существу задача сводится к нахождению профиля удовлетворяющему треугольнику скоростей и распределению скоростей по поверхности профиля.

Решение прямой задачи путем использования современных CFD расчетов позволяет получить различные характеристики решеток профилей, как по углу атаки, так и по числу Маха потока на входе в решетку.

Целью данной работы является получение профиля направляющего аппарата последней ступени осевого компрессора, который обеспечивает большой поворот потока с приемлемыми характеристиками, а также подтверждение соответствия полученных данных при решении прямой и обратной задачи газодинамики.

1. Решение обратной задачи

Пусть искомая решетка обтекается потоком идеального газа. В этом случае обтекание характе-

ризуется углом входа потока в решетку, α_1 углом выхода потока α_2 , а также приведенными скоростями λ_1 на входе и λ_2 на выходе из решетки. Пусть известны 3 из указанных параметров, тогда четвертый определяется из уравнения неразрывности

$$\rho(\lambda_1)\lambda_1 \cos \alpha_1 = \rho(\lambda_2)\lambda_2 \cos \alpha_2.$$

Пусть также задано распределение приведенной скорости $\lambda(s)$ по длине дуги s профиля решетки.

Заменяя течение идеального газа течением газа в приближении Чаплыгина, введем фиктивную скорость [4]:

$$q = r\lambda,$$

$$\text{где } r^2 = \frac{\lambda_2^2 \cos^2 \alpha_2 - \lambda_1^2 \cos^2 \alpha_1}{\lambda_1^2 \lambda_2^2 (\cos^2 \alpha_1 - \cos^2 \alpha_2)} - \text{ постоянная}$$

газа Чаплыгина.

Из заданного распределения скорости интегрированием определяются распределение потенциала скорости $\varphi_c(s)$ и циркуляция по профилю Γ . Период решетки d определяется по теореме о силовом воздействии на решетку [5]:

$$d = \frac{\Gamma}{q_1 \sin \alpha_1 - q_2 \sin \alpha_2}.$$

Использование приближения Чаплыгина позволяет, учитывая сжимаемость среды применить к решению обратной задачи метод конформных отображений. Согласно предложенному в [4] методу течение около искомой решетки профилей отображается на течение идеальной несжимаемой жидкости около единичного круга, генерируемое четырьмя вихреисточниками.

Комплексный потенциал $F(\zeta)$ данного течения имеет следующий вид:

$$F(\zeta) = A \ln(\zeta - a_1) + \bar{A} \ln\left(\zeta - \frac{1}{a_1}\right) + B \ln(\zeta - a_2) + \bar{B} \ln\left(\zeta - \frac{1}{a_2}\right) + D,$$

где A, B, D – комплексные величины, определяющие комплексный потенциал $F(\zeta)$;

$a_1, a_2, \frac{1}{a_1}, \frac{1}{a_2}$ – точки положения вихреисточников.

Комплексный потенциал $F(\zeta)$ полностью определяется по заданным параметрам на бесконечности и циркуляции Γ . Тогда можно найти потенциал скорости на единичном круге $\varphi_j(\theta)$ в зависимости от полярного угла θ в плоскости ζ .

Из согласования потенциалов $\varphi_c(s)$ и $\varphi_j(\theta)$ определяется функция отображения течения несжимаемой жидкости в плоскости ζ на течение газа

Чаплыгина в решетке профилей в плоскости z , которая имеет следующий вид.

$$dz = g(\zeta)(\zeta - a_1)^{-1}(\zeta - a_2)^{-1} d\zeta - \frac{1}{4} F'(\zeta)^2 g(\zeta)^{-1} (\zeta - a_1)(\zeta - a_2) d\zeta,$$

где $g(\zeta)$ – регулярная функция в области $|\zeta| \geq 1$.

В процессе решения определяются условия разрешимости задачи, обеспечивающие замкнутость получаемого профиля и соответствие заданного распределения скорости параметрам, на бесконечности. Удовлетворение условиям разрешимости заключается в корректировке задаваемого распределения скорости.

2. Решение прямой задачи с использованием трехмерной модели

Учитывая вышесказанное, был спроектирован спрямляющий аппарат с большим углом поворота потока с помощью решения обратной задачи газодинамики и получен профиль (рис. 1).

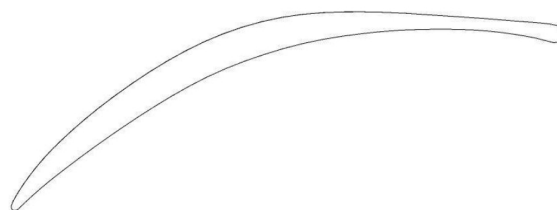


Рис. 1. Профиль лопатки направляющего аппарата

Лопатка направляющего аппарата выставлена на угол установки $16,3^\circ$, что соответствует углу входа потока в лопатку равному $36,3^\circ$. Хорда лопатки равна 125мм, а заданная плотность принята 1.

Для дальнейшего анализа нам необходимо знать значения потерь давления и углы поворота потока для данного профиля, а также параметры течения воздуха в межлопаточном канале для анализа возможности улучшения.

Расчёты трехмерного течения выполнены с помощью расчётной программы ANSYS CFX, в которой реализована численная модель трехмерного вязкого течения, построенная на основе решения системы нестационарных уравнений Навье-Стокса.

Для выполнения расчетов была построена пространственная сетка проточной части межлопаточного канала, которая представлена одним сектором (одной лопаткой) с заданной окружной периодичностью (рис. 2).

Длину воздушного тракта принимали, учитывая возможность сравнения с экспериментом, из соображения: одна хорда на входе и две хорды на выходе.

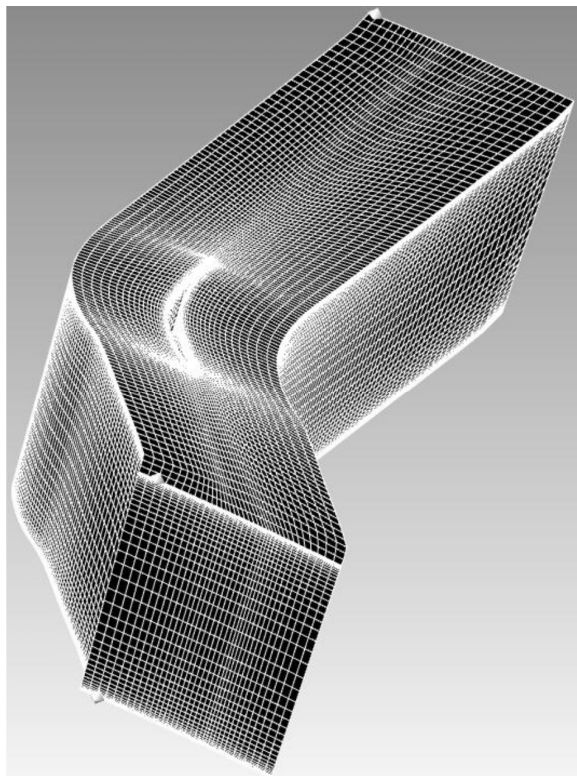


Рис. 2. Пространственная сетка проточной части межлопаточного канала

Для построения расчетной области была использована многоблочная сетка H-Grid – типа, вблизи профиля применялась сетка O-типа (рис.3). Она состоит из 222396 элементов. Сгущение от всех стенок 0,04 см, коэффициент сгущения 1,2.

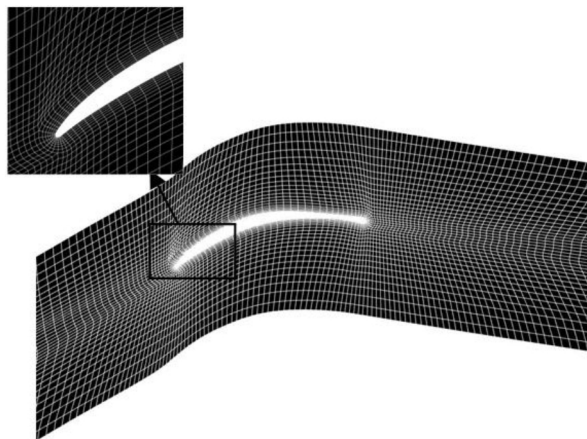


Рис. 3. Многоблочная сетка H-Grid типа

После проведения предварительных расчетов было решено задать сгущение сетки в области следа за выходной кромкой лопатки для увеличения точности снимаемых параметров.

Для моделирования турбулентных эффектов к модели применили модель турбулентности RNG k-Epsilon. Рабочая среда - идеальный газ, граничные условия: полная температура на входе 288,15[K];

давление на входе 1 атмосфера; на стенках отсутствует скольжение; на выходе статическое давление усредняется по выходной площади.

При передаче данных с боковых поверхностей канала осреднение параметров производилось по окружности.

Критерием сходимости являлось достижение величины среднеквадратичной невязки устойчивого уровня 1×10^{-5} .

Были проведены расчеты модели на трёх числах Маха: $M=0,2$; 0,4; 0,6, для каждого, из которого задавалось своё статическое давление на выходе. В связи с существенной не стационарностью процесса обтекания лопатки было предложено фиксировать данные через каждые 2 секунды машинного времени на протяжении 200 секунд. Для анализа результатов были сняты данные в контрольных сечениях, которые расположены перпендикулярно профилю лопатки в межлопаточном канале на 30%, 80%, 180% от длины хорды от выходной кромки, а также перед входной кромкой лопатки направляющего аппарата и за выходной кромкой. Результаты осреднённых расчётных параметров представлены в табл. 1.

На рис. 4 показано распределение чисел Маха на плоскости, которая находится на половине высоты лопатки, вид сверху параллельно потоку. Значение числа Маха на входе равняется 0,4. На изображении видно, что на стороне разрежения максимальный разгон потока равен 0,55 и расположен на 40% длины хорды от входной кромки.

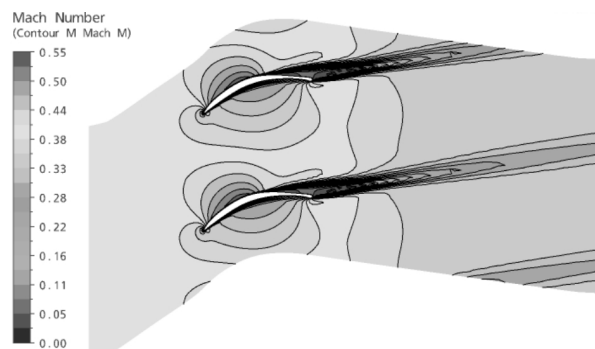


Рис. 4. Распределение чисел Маха на контрольной плоскости

Торможение потока происходит на незначительном участке, после окончания этой зоны четко видна зона отрыва потока, которая имеет не стационарный характер. В зоне отрыва хорошо видны места с пониженной скоростью потока и следами от вихреобразования. На стороне давления происходит торможение потока до числа Маха равного 0,14. На выходной кромке происходит разгон потока, наиболее вероятно он связан с большим радиусом выходной кромки.

Таблица 1

Результаты расчёта в контрольных сечениях при числе Маха на входе равном 0,4

	Inlet	LE	TE	30% chord	80% chord	180% chord	Outlet
$T^*, [K]$	288.150	288.149	288.104	288.112	288.155	288.150	288.155
$P^*, [Pa]$	101324	101230	100530	100513	100639	100375	100393
$T, [K]$	279.365	278.952	279.854	280.088	281.569	282.230	282.233
$P, [Pa]$	90923	90380.8	90786.5	91028.3	92804.5	93332.1	93349.3
Angle, [degree]	36.292	35.557	5.674	6.375	10.091	10.534	10.555
Mach	0.3964	0.404	0.380	0.374	0.339	0.322	0.322
w_{ave}			0.49080	0.30804	0.17962	0.17962	0.20674
w_{mass}			0.07640	0.07802	0.06583	0.06583	0.08914
w_{line}			0.24390	0.19951	0.05175	0.01050	0.04491
σ		0.99907	0.99216	0.99199	0.99323	0.99063	0.99081

В таблице указаны обозначения: Inlet – входная область; 30% chord (80%, 180%) – контрольное сечение на 30% от длины хорды от выходной кромки (80%, 180%); LE – входная кромка лопатки; TE – выходная кромка лопатки; Outlet – выходная область; $T^*(T)$ – полная (статическая) температура; $P^*(P)$ – полное (статическое) давление; Angle – угол выхода потока; Mach – число Маха; w_{ave} – потери давления осреднённые по площади; w_{mass} – потери давления осреднённые по расходу воздуха; w_{line} – потери давления осреднённые по линии; σ – коэффициент потери полного давления.

Торможение потока в межлопаточном канале происходит с числа Маха 0,4 до 0,3.

Поток воздуха выходит из лопатки под углом $10,5^\circ$, что соответствует углу отставания $4,8^\circ$.

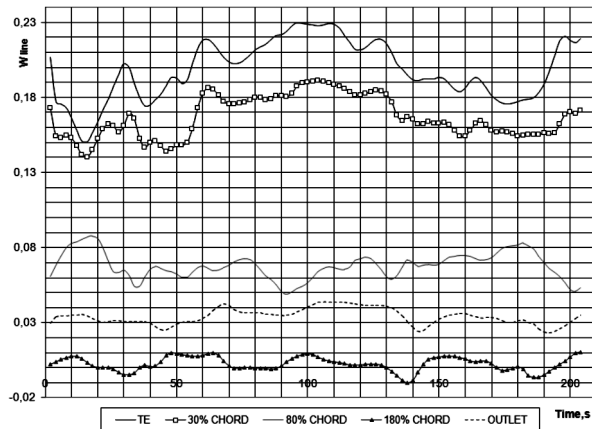


Рис. 5. Изменение величин потерь W_{line} по времени

Анализируя данные, которые получены в результате решения прямой задачи, очевидным является присутствие не стационарного процесса в межлопаточном канале.

Рассматривая график (рис. 5), на котором показана зависимость изменения величины потерь W_{line} по времени, можем определить максимальные (0,22938) и минимальные (0,15066) значения потерь на заданном временном интервале. На случайность процесса указывает факт отсутствия периодичности процесса.

Из графика видно, что максимальное значение потерь находится на контрольном сечении, на расстоянии 30% от длины хорды от выходной кромки. Чем дальше по длине канала расположены контрольные сечения, тем меньшие потери мы наблюдаем.

Такой факт свидетельствует, по-видимому, о не корректном процессе осреднения результатов расчёта в пакете ANSYS CFX.

Если измерения проводить только на средней линии профиля, то потери w_{line} от w_{mass} будут отличаться примерно в два раза. Потери давления σ получились не значительными из-за достаточно маленькой скорости потока.

Заключение

В данной работе рассматривается возможность проектирования лопатки направляющего аппарата методом последовательного использования программ решения обратной задачи, получая профиль по заданному распределению давлений и проверки характеристик полученного профиля, используя моделирование течения в расчётной программе ANSYS CFX в трёхмерной постановке.

Для более полного анализа и достоверности проведенных расчётов можно говорить после проведения в ближайшее время испытаний данного профиля на специальной установке.

Результаты исследований будут учитываться при проектировании осевых направляющих аппаратов.

Литература

1. Бунимович А.И. Сборник аэродинамических характеристик плоских компрессорных решёток / А.И. Бунимович, Г.С. Орлова. – М.: ЦИАМ, 1956. – 83 с.
2. Комаров А.П. Аэродинамические характеристики 133 компрессорных решёток, составленных из профилей одного семейства (при малых скоростях набегающего потока) / А.П. Комаров. – М.: ЦИАМ, 1955. – 79 с.
3. Cumpsty N.A. Compressor aerodynamics / N.A. Cumpsty. – New York: John Wiley & Sons, 1989. – P. 688.
4. Costello G.R. Method of designing cascade blades with prescribed velocity distributions in compressible potential flows / G.R. Costello // NACA Report N978. – 1949. – 11p.
5. Елизаров А.М. Обратные краевые задачи аэродинамики. Теория и методы проектирования и оптимизации формы крыловых профилей / А.М. Елизаров, Н.Б. Ильинский, А.В. Потапов. – Магадан, 2006. – 436 с.

Поступила в редакцию 1.06.2009

Рецензент: канд. техн. наук И.Ф. Кравченко, первый заместитель руководителя ГП «Ивченко-Прогресс» им. А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина.

**ПРОЕКТУВАННЯ СПРЯМУВАЛЬНОГО АПАРАТА ОСТАННЬОЇ СТУПЕНІ
ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА НА ОСНОВІ РІШЕННЯ ЗВОРОТНЬОЇ
ТА ПРЯМОЇ ЗАДАЧІ ГАЗОДИНАМІКИ**

С.В. Мелашич, Ю.Г. Калінкіна, В.І. Письменний

Метою даної роботи являється проектування спрямувального апарата останньої ступені осьового компресора. В роботі представлені методики рішення прямої задачі газодинаміки у трьохмірній постановці та зворотної задачі газодинаміки у двомірній постановці. Рішення зворотної задачі виконувалось за допомогою комп'ютерної програми INVERSE, яка створена в Інституті технічної механіки НАН України. Рішення прямої задачі виконувалось у розрахунковому пакеті ANSYS CFX. Для виконання заданого розрахунку була побудована сітка повітряної порожнини у міжлопатному каналі спрямувального апарата на яку, а подальшому прикладені граничні умови. Результатами розрахунку являються отримані параметри потоку, картина течії, для наочності додаються малюнки і таблиці.

Ключові слова: осьовий компресор, коефіцієнт корисної дії, спрямувальний апарат, пряма задача, зворотня задача, циркуляція, сітка, граничні умови, потік.

**THE AXIAL COMPRESSOR LAST STAGE GUIDE VANES DESIGNING BASED ON SOLUTION
OF INVERSE AND DIRECT PROBLEM OF GAS-DYNAMICS**

S.V. Melashych, J.G. Kalinkina, V.I. Pismennij

The objective of this work is the designing of axial compressor last stage guide vanes. Solution methods of gas-dynamics direct problem in three-dimensional statement and of inverse problem in two-dimensional statement are represented in this work. The inverse problem was solved using computer program called INVERSE developed in the Institute Of Technical Mechanics of NAS of Ukraine and in the National Cosmic Agency of Ukraine. Direct problem was solved using ANSYS CFX application. To carry out the given calculation, there was an air chamber mesh created in guide vane channel. Subsequently the boundary conditions were applied to the mesh. Calculation results are the derived general parameters of the flow and flow pattern. Pictures and tables are attached for visualization.

Key words: axial compressor, efficiency, guide vanes, direct problem, inverse problem, circulation, mesh, boundary conditions, flow.

Мелашич Сергей Васильевич – аспирант по специальности «Механика жидкости, газа и плазмы», м.н.с. ИТМ НАНУ и НКАУ, Днепропетровск, Украина, e-mail: Seroga_m84@mail.ru.

Калінкіна Юлія Геннадьевна – инженер-конструктор расчетно-экспериментальной бригады отдела компрессоров государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко» (ГП «Ивченко-Прогресс»), Украина, e-mail: 035011@zmkb.com.

Письменный Владимир Иванович – начальник расчетно-экспериментальной бригады отдела компрессоров государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко» (ГП «Ивченко-Прогресс»), Украина, e-mail: 035011@zmkb.com.