УДК 533.697:004.89

С.В. МЕЛАШИЧ

ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ГАЗОДИНАМИКИ КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТОК

В настоящей работе представлено решение обратной задачи газодинамики компрессорных решеток с применением искусственных нейронных сетей (ИНС) путем обобщения экспериментальных данных, в качестве которых используются результаты продувок плоских решеток. На основе полученного решения разработана методика определения геометрических параметров решетки профилей по заданным параметрам потока на бесконечности перед и за решеткой. В данной методике используется ИНС, архитектура которой представляет собой многослойный персептрон, для расчета аэродинамических характеристик решетки профилей. Для проектирования ИНС применяется модифицированная модель классического генетического алгоритма. Обучение сети выполняется с использованием метода обратного распространения ошибки. Выполнена оценка эффективности разработанной методики путем решения обратной задачи газодинамики компрессорных решеток для заданных параметров течения и последующего определения аэродинамических характеристик решетки на основе численного моделирования турбулентного течения газа. Полученные результаты подтверждают работоспособность описанной в настоящей работе методики решения обратных задач газодинамики компрессорных решеток с применением ИНС для обобщения экспериментальных данных. Результаты настоящей работы могут быть использованы на этапе эскизного проектирования компрессорных венцов авиационных газотурбинных двигателей и различных энергоустановок. Их применение позволит автоматизировать и ускорить процесс проектирования, а также повысить энергетические характеристики выпускаемых образцов.

В даній роботі представлено розв’язання оберненої задачі газодинаміки компресорних решіток з використанням штучних нейронних мереж (ШНМ) шляхом узагальнення експериментальних даних, в якості яких використовуються результати продувок плоских решіток. На основі отриманого розв’язку розроблено методику визначення геометричних параметрів решітки профілів за заданими параметрами потоку на нескінченності перед та за решіткою. У даній методиці використовується ШНМ, архітектура якої представляє собою багатошаровий персептрон, для розрахунку аеродинамічних характеристик решітки профілів. Для проектування ШНМ використовується модифікована модель класичного генетичного алгоритму. Навчання мережі виконується з використанням методу зворотного розповсюдження помилки. Виконано оцінку ефективності розробленої методики шляхом розв’язання оберненої задачі газодинаміки компресорних решіток для заданих параметрів течії та подальшого визначення аеродинамічних характеристик решітки на основі числового моделювання турбулентної течії газу. Отримані результати підтверджують працездатність описаної у даній роботі методики розв’язання обернених задач газодинаміки компресорних решіток з застосуванням ШНМ для узагальнення експериментальних даних. Результати даної роботи можуть бути використані на етапі ескізного проектування компресорних вінців авіаційних газотурбінних двигунів, а також різноманітних енергоустановок. Їх застосування дозволить автоматизувати та пришвидшити процес проектування, а також підвищити енергетичні характеристики зразків, що випускаються.

This paper presents a solution of an inverse problem of the gas dynamics of compressor cascades using artificial neural networks (ANN) by summarizing the experimental data resulting from plane cascades purging. The technique for determination of geometrical parameters of the cascade of profiles for given parameters of the flow at infinity in front and behind the cascade is developed using the solution proposed. The technique uses ANN, the architecture of which is a multilayer perceptron, for calculations of aerodynamic characteristics of the cascade of profiles. The modified model of a classical genetic algorithm is used for ANN designing. Network training is performed using the error backpropagation method. The effectiveness of the developed technique was evaluated by solving an inverse problem of the gas dynamics for given flow parameters and a subsequent determination of aerodynamic characteristics of the cascade, based on a numerical simulation of the turbulent gas flow. The results obtained confirm the robustness of the technique reported for solving inverse problems of the gas dynamics of compressor cascades using ANN for generalization of the experimental data. The results of this work can be used at the stage of a conceptual design of compressor wheels for aircraft gas turbine engines and various power plants. The application of these results will automate and improve the design process, energy characteristics of the produced prototypes.

Введение. Газотурбинные двигатели (ГТД) широко используются в различных отраслях современной промышленности, таких как морская, энергетическая, авиационная и другие. На сегодняшний день в условиях жесткой рыночной конкуренции для стран-разработчиков авиационных двигателей необычайно остро стоит проблема повышения их качества и энергоэффективности. Решение этой проблемы неразрывно связано с разработкой компрессоров ГТД с высокими энергетическими показателями, что в свою очередь ставит задачу проектирования проточной части компрессорных венцов с высокими аэродинамическими характеристиками.

Ключевым этапом процесса проектирования проточной части компрессорных венцов газотурбинных авиационных двигателей и различных энергоустановок является построение решеток профилей на осесимметричных (в частности, цилиндрических) поверхностях тока в проточной части компрессорных венцов. В случае цилиндрических поверхностей тока построение решеток профилей выполняется на основе решения задачи, состоящей в построении плоской решетки, обеспечивающей необходимый поворот потока при заданных интегральных параметрах рабочего процесса в ступени.

Достигнутый в настоящее время уровень развития информационных технологий и специализированных интеллектуальных систем позволяет интенсивно использовать их в инженерной практике для автоматизации и ускорения процесса проектирования, а также повышения энергетических характеристик выпускаемой продукции. Так, например, на сегодняшний день для существенного упрощения процесса проектирования различных образцов техники, когда количество переменных проектирования и связей между ними, устанавливаемых с помощью экспериментальных исследований, достаточно велико, перспективным является использование искусственных нейронных сетей (ИНС) для обобщения экспериментальных данных и оценки характеристик объекта проектирования [1].

Следует отметить, что в процессе исследования аэродинамики компрессоров были изготовлены и испытаны решётки профилей различной конфигурации. В Советском Союзе наибольшее распространение получили профили серии А (А30, А40, А50) [2, 3] и Б (Б10, Б40, Б60) [4], в США наиболее востребованной оказалась серия профилей NACA-65 [5] и DCA [6], в Англии – серия профилей С [7]. Результаты продувок решёток профилей обычно представлялись в виде зависимости различных характеристик решётки 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.

Учитывая вышесказанное, использование искусственных нейронных сетей для решения задач проектирования проточной части компрессорных венцов на основе обобщения экспериментальных данных может оказаться достаточно перспективным. И таким образом, целью настоящей работы является разработка методики решения обратной задачи газодинамики компрессорных решеток с применением ИНС на основе имеющегося набора данных продувок плоских решеток.

Постановка обратной задачи газодинамики компрессорных решеток. Рассмотрим следующую постановку обратной задачи газодинамики компрессорных решеток. Пусть задана скорость потока на входе в некоторую решетку M_1 и угол входа потока β_1. Требуется определить геометрические параметры решетки, обеспечивающей заданный поворот потока $\Delta\beta$ при минимальном уровне потерь полного давления.

Каждый режим течения в решетке профилей характеризуется вектором $\vec{g} = [g_1, g_2, ..., g_n]$ геометрических параметров решетки и векторами $\vec{r} = [r_1, r_2, ..., r_m]$ и $\vec{h} = [h_1, h_2, ..., h_k]$ режимных параметров потока. Вектор $\vec{r}$ содержит набор граничных условий для потока, а вектор $\vec{h}$ – набор параметров течения, определяющих аэродинамические характеристики решетки.

В работах [2, 3] приведен широкий набор экспериментальных данных, в рамках которого можно определить компоненты векторов:

$$\vec{r} = \left[M_1, \beta_1\right], \ \vec{h} = \left[\Delta\beta, \zeta\right], \qquad (1)$$

где M_1 – число Маха на входе в решетку; β_1 – угол входа потока в решетку; $\Delta\beta$ – поворот потока в решетке; ζ – коэффициент потерь механической энергии в решетке.

Вектор $\vec{g}$ геометрических параметров решетки напрямую зависит от выбранного способа параметрического описания решеток профилей. В рамках настоящей работы, основываясь на геометрических характеристиках профилей, используемых в работах [2, 3] в качестве элементов вектора $\vec{g}$, удобно выбрать:

$$\vec{g} = \left[\bar{c}, \varepsilon, \bar{b}, \vartheta\right], \qquad (2)$$

где $\bar{c}$ – относительная толщина профиля; ε – изгиб профиля; $\bar{b}$ – густота решетки; ϑ – угол установки профиля в решетке.

В работе [8] построена методика проектирования нейронных сетей и разработана нейронная сеть для решения прямой задачи газодинамики компрессорных решеток, т. е. задачи определения их аэродинамических характеристик. В этом случае вектор входных переменных представляет собой вектор $\vec{g} \cup \vec{r}$, вектор выходных переменных – $\vec{h}$. Полученные результаты показывают, что нейронная сеть достаточно эффективно и с высокой точностью справляется с решением подобной задачи.

Однако практика проведенных расчетов показывает, что решить аналогичным образом обратную задачу не представляется возможным. Это связано с тем, что при решении обратной задачи даже при таком наборе определяющих векторов количество выходных переменных равно количеству входных, а при использовании более универсальных способов описания геометрических параметров решетки (например [9 – 11]) будет значительно превышать его.

Решение данной проблемы может быть получено двумя способами. Первый способ подразумевает увеличение числа входных переменных за счет добавления параметрически описанного распределения давления по обводу профиля искомой решетки [12]. Второй способ – поиск решения обратной задачи как решения задачи оптимизации геометрических параметров решетки с целью обеспечения минимума некоторой заданной целевой функции, которая рассчитывается с помощью ИНС

$$F\left(\vec{g}^* \cup \vec{r}\right) = \min_{\vec{g}}\left[F\left(\vec{g} \cup \vec{r}\right)\right], \qquad (3)$$

где $\vec{g}^*$ – искомый вектор геометрических параметров решетки; F – целевая функция задачи оптимизации. Целевая функция в этом случае будет представлять собой функцию Лагранжа вида

$$F\left(\vec{g} \cup \vec{r}\right) = \zeta\left(\vec{g} \cup \vec{r}\right) + \lambda \cdot \left|\Delta\beta\left(\vec{g} \cup \vec{r}\right) - \Delta\beta^*\right|, \qquad (4)$$

где λ – множитель Лагранжа; $\Delta\beta^*$ – заданное значение угла поворота потока в решетке.

Решение обратной задачи. Для решения поставленной задачи (3) – (4) применяется генетический алгоритм [13]. Схема его работы представлена на рис. 1. Использование генетического алгоритма позволяет избежать трудностей, связанных со сходимостью градиентных методов и методов прямого поиска при решении задач с ограничениями, при решении задач большой размерности и также обеспечить хорошую сходимость метода в случае сложной многоэкстремальной формы поверхности целевой функции.

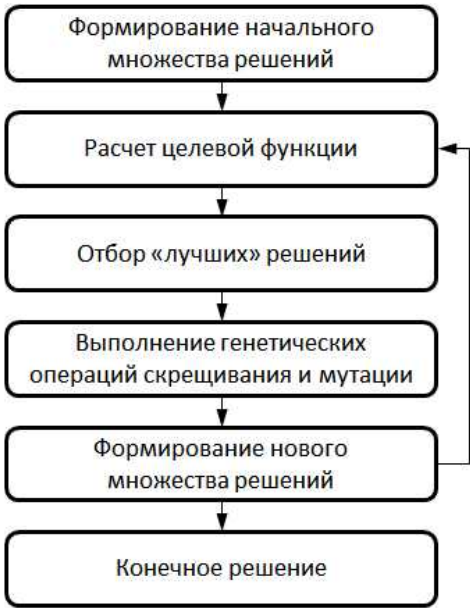


Рис. 1

Для получения аэродинамических характеристик, определяющих целевую функцию (4), использована ИНС типа многослойный персептрон. Для проектирования ИНС в настоящей работе применяется генетический алгоритм на основе классической модели [8] с использованием однородного оператора кроссовера. Функция цели рассчитывается как

$$\left\| Net\left(\vec{g} \cup \vec{r}, \vec{a}, \vec{w}\right), \vec{h} \right\|_{\tilde{E}} = \sum_{j=1}^{\left|\tilde{E}\right|} \sqrt{\sum_i \left[Net\left(\left[\vec{g} \cup \vec{r}\right]_j, \vec{a}, \vec{w}\right)_i - h_i \right]^2}, \qquad (5)$$

где $Net\left(\vec{g} \cup \vec{r}, \vec{a}, \vec{w}\right)$ – нейронная сеть, представленная как вектор-функция многих переменных; $\vec{a}$ – вектор параметров, определяющих топологическое строение ИНС; $\vec{w}$ – вектор весовых коэффициентов связей сети, зависящий от $\vec{a}$.

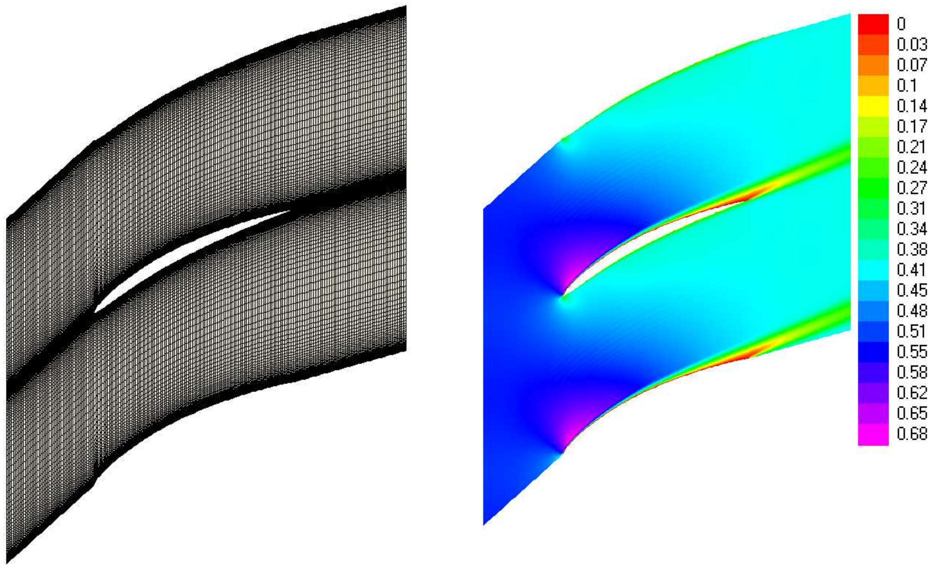
Для обучения каждой ИНС, получаемой в результате генетических операций, применяется метод обратного распространения ошибки [13].

Полученные результаты. С целью оценки эффективности разработанной методики решения обратных задач определим геометрические параметры решетки, обеспечивающей заданный поворот потока $\Delta\beta = 21°$ при числе Маха на входе $M_1 = 0{,}6$ и угле входа потока $\beta_1 = 46°$.

В результате решения обратной задачи с использованием ИНС получены следующие геометрические параметры решетки: $c = 5{,}2$, $\varepsilon = 27{,}6°$, $\bar{b} = 1{,}307$, $\vartheta = 62{,}3°$.

С целью проверки полученных результатов построена решетка, геометрические параметры которой соответствуют найденным в результате решения обратной задачи, и выполнено численное моделирование трансзвукового турбулентного течения в ней с использованием разработанной ранее методики [14, 15]. Методика основана на численном интегрировании системы осредненных уравнений Навье–Стокса, замкнутых с помощью однопараметрической модели турбулентности SALSA.

На рис. 2, а представлена использованная для моделирования расчетная сетка. Полученное в результате расчета поле течения в виде распределения чисел Маха представлено на рис. 2, б.



а) б)

Рис. 2

Полученное в результате численного моделирования значение угла поворота потока составило $\Delta\beta = 20{,}83^\circ$, что подтверждает работоспособность как разработанной ранее ИНС для определения аэродинамических характеристик решетки, так и описанную в настоящей работе методику решения обратных задач газодинамики компрессорных решеток с применением ИНС путем обобщения экспериментальных данных.

Выводы. В настоящей работе представлено решение обратной задачи газодинамики компрессорных решеток с применением ИНС путем обобщения экспериментальных данных, в качестве которых используются результаты продувок плоских решеток. Разработана методика, которая позволяет определять геометрические параметры решетки профилей по заданным граничным условиям для потока. В данной методике используется ИНС, архитектура которой представляет собой многослойный персептрон, для расчета аэродинамических характеристик решетки профилей. Для проектирования ИНС применяется модифицированная модель классического генетического алгоритма. Обучение сети выполняется с использованием метода обратного распространения ошибки.

Выполнена оценка эффективности разработанной методики путем решения обратной задачи газодинамики компрессорных решеток для заданных параметров течения и последующей оценки аэродинамических характеристик решетки на основе численного моделирования турбулентного течения газа в ней. Полученные результаты подтверждают работоспособность как разработанной ранее ИНС для определения аэродинамических характеристик решетки, так и описанную в настоящей работе методику решения обратных задач газодинамики компрессорных решеток с применением ИНС для обобщения экспериментальных данных. Результаты настоящей работы могут быть использованы на этапе эскизного проектирования компрессорных венцов авиационных газотурбинных двигателей и различных энергоустановок. Их применение позволит автоматизировать и ускорить процесс проектирования, а также повысить энергетические характеристики выпускаемых образцов.

1. *Дорофеев Е. А.* Применение искусственных нейронных сетей в задачах аэродинамического проектирования и определения характеристик летательных аппаратов */ Е. А. Дорофеев, Ю. Н. Свириденко //* Труды ЦАГИ. – 2002. – Вып. № 2655. – С. 73 – 86.
2. *Бунимович А. И.* Сборник аэродинамических характеристик плоских компрессорных решеток / *А. И. Бунимович, Г. С. Орлова.* – Выпуск 1. – М. : ЦИАМ, 1955. – 98 с.
3. *Бунимович А. И.* Сборник аэродинамических характеристик плоских компрессорных решеток / *А. И. Бунимович, Г. С. Орлова.* – Выпуск 2. – М. : ЦИАМ, 1955. – 83 с.
4. *Комаров А. П.* Аэродинамические характеристики 133 компрессорных решёток, составленных из профилей одного семейства (при малых скоростях набегающего потока) / *А. П. Комаров.* – Москва : ЦИАМ, 1955. – 79 с.
5. *Beasley W. D.* Experimental and theoretical low speed aerodynamic characteristics of the NACA 65 sub 1-213, alpha equals 0.50, airfoil / *W. D. Beasley, R. J. Mcghee* // NASA TM X-3160. – 1975. – 74 p.
6. *Zierke W. C.* The measurement of boundary layers on a compressor blade in cascade / *W. C. Zierke, S. Deutsch*. – NASA CR 185118. – 1989. – 65 p.
7. Bo Song. Experimental and Numerical Investigations of Optimized High-Turning Supercritical Compressor Blades / Song Bo. – Dissertation submitted to the Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy. – Blacksburg, Virginia, 2003. – 168 p.
8. *Мелашич С. В.* Определение аэродинамических характеристик компрессорных решеток путем обобщения экспериментальных данных с применением искусственной нейронной сети / *С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2012. – № 3. – С. 14 – 22.
9. *Мелашич С. В.* Способ параметрического описания профилей компрессорных решеток / *С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2012. – № 2. – С. 77 – 82.
10. *Samareh J. A.* Survey of Shape Parameterization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization / *J. A. Samaresh* // AIAA Journal. – 2001. – Vol. 39, N. 5. – P. 877 – 884.
11. *Song W.* 2004 A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimization / *W. Song, A. J. Keane* // AIAA Paper 2004-4482. – 2004. – 8 p.
12. *Sanz J. M.* A Neural Network Aero Design System For Advanced Turbo-Engines / *J. M. Sanz* // NASA/CP-1999-208757. – 1999. – 8 p.
13. *Рутковская Д.* Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы / *Д. Рутковская, М. Пилиньский, Л. Рутковский.* – М. : Горячая линия – Телеком, 2004. – 452 с.
14. *Кваша Ю. А.* Численное моделирование плоского турбулентного течения газа в компрессорных решётках / *Ю. А. Кваша, С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2007. – № 2. – С. 67 – 73.
15. *Пилипенко В. В.* Методика численного моделирования внутренних турбулентных течений газа / *В. В. Пилипенко, С. В. Мелашич, Ю. А. Кваша* // Техническая механика. – 2010. – № 4. – С. 22 – 33.

Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 03.02.14,
в окончательном варианте 06.03.14