

## ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ ЭКСПЕРТНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОПТИМИЗАЦИИ КОМПРЕССОРНЫХ ВЕНЦОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Проектирование компрессоров с высокими энергетическими характеристиками остается одной из важнейших задач для разработчиков газотурбинных двигателей. Традиционно, решение такой задачи основывается в первую очередь на конструкторском опыте проектировщика. Однако достигнутый в настоящее время уровень развития информационных технологий позволяет интенсивно использовать их в инженерной практике для автоматизации и ускорения процесса проектирования, а также повышения энергетических характеристик выпускаемой продукции. В связи с этим, актуальной является разработка соответствующего научно-методического обеспечения, которое позволило бы повысить эффективность процесса проектирования путем усиления возможностей проектировщика за счет применения методов искусственного интеллекта.

В настоящей работе рассматривается концепция интеллектуальной экспертной системы, которая позволяет автоматизировать процесс проектирования компрессорных венцов газотурбинных двигателей за счет применения методов искусственного интеллекта.

Рассмотрены отдельные элементы данной интеллектуальной системы, а именно, единая база данных, включающая в себя результаты натурных и численных экспериментов; искусственная нейронная сеть, которая позволяет получить геометрические параметры компрессорного венца на основе закладываемых проектировщиком аэродинамических характеристик; генетический алгоритм, который позволяет оптимизировать геометрические параметры компрессорного венца с целью повышения его аэродинамических характеристик; модуль численного моделирования газового течения в компрессорном венце на основе высокоуровневых математических моделей турбулентных течений газа в областях сложной геометрии. Элементы системы апробированы на решении задач, связанных с проектированием плоских компрессорных решеток. Установлено, что они обладают приемлемой степенью точности получаемых результатов и могут эффективно применяться в рассмотренной интеллектуальной экспертной системе для повышения эффективности процесса проектирования компрессорных венцов газотурбинных двигателей.

Проектування компресорів з високими енергетичними характеристиками залишається однією з найважливіших задач для розробників газотурбінних двигунів. Традиційно, розв'язання такої задачі ґрунтується в першу чергу на конструкторському досвіді проектувальника. Однак досягнутий у теперішній час рівень розвитку інформаційних технологій дозволяє інтенсивно використовувати їх в інженерній практиці для автоматизації та прискорення процесу проектування, а також підвищення енергетичних характеристик продукції, що випускається. У зв'язку з цим, актуальною є розробка відповідного науково-методичного забезпечення, яке дозволило б підвищити ефективність процесу проектування шляхом посилення можливостей проектувальника за рахунок застосування методів штучного інтелекту.

У даній роботі розглядається концепція інтелектуальної експертної системи, яка дозволяє автоматизувати процес проектування компресорних вінців газотурбінних двигунів за рахунок застосування методів штучного інтелекту.

Розглянуто окремі елементи даної інтелектуальної системи, а саме, єдина база даних, що включає в себе результати натурних і числових експериментів; штучна нейронна мережа, яка дозволяє отримати геометричні параметри компресорного вінця на основі заданих проектувальником аеродинамічних характеристик; генетичний алгоритм, який дозволяє оптимізувати геометричні параметри компресорного вінця з метою підвищення його аеродинамічних характеристик; модуль числового моделювання газового течія в компресорному вінці на основі високорівневих математичних моделей турбулентних течій газу в областях складної геометрії. Елементи системи апробовані на розв'язанні задач, пов'язаних з проектуванням плоских компресорних решіток. Встановлено, що вони мають прийнятний ступінь точності одержуваних результатів і можуть ефективно застосовуватися в розглянутій інтелектуальній експертній системі для підвищення ефективності процесу проектування компресорних вінців газотурбінних двигунів.

The design of high-power compressors remains one of the most important challenges for developers of gas-turbine engines. Traditionally, the solution of this problem is based primarily on the design experience of the designer. However, the currently achieved level of information technologies allows their application to the engineering practice for automatizing and promoting the design as well as improving the power performance of products. According to this, the development of appropriate academic support that would increase the efficiency of the design by enhancing the capabilities of the designer through artificial intelligence methods, is an actual problem.

This paper examines the concept of the intellectual expert system that automatizes the design of gas-turbine engine compressor blade rows through artificial intelligence methods.

The individual elements of the intelligent system are considered, namely: the unified database that includes the results of natural and numerical experiments; the artificial neural network that determines the geometric parameters of a compressor blade row due to the aerodynamic characteristics, which were set by the designer; the

genetic algorithm for the geometric parameters of the compressor blade row optimization to improve its aerodynamic characteristics; the module of a numerical simulation of the gas flow in the compressor blade row due to the high-level mathematical models of turbulent gas flows through the areas of a complex geometry. Elements of the system are tested by solving the problems related to the design of compressor profile cascades. It is found that they possess an acceptable degree of the accuracy of the results and can be effectively used for the considered intellectual expert system to improve the design efficiency of gas-turbine engine compressor rims.

**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. Традиционно, решение такой задачи основывается в первую очередь на конструкторском опыте проектировщика. Однако 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. Следует отметить, что хотя уровень существующих на сегодняшний день численных методов позволяет использовать их в инженерной практике наряду с натурным экспериментом, все же эксперимент играет основную роль в процессе определения характеристик проектируемых образцов. 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. Учитывая вышесказанное, актуальной задачей является разработка нового соответствующего научно-методического обеспечения, которое позволило бы повысить эффективность процесса проектирования путем усиления возможностей проектировщика за счет применения методов искусственного интеллекта.

**Постановка задачи.** В настоящей работе рассматривается концепция интеллектуальной экспертной системы, которая позволяет автоматизировать процесс проектирования компрессорных венцов газотурбинных двигателей за счет применения методов искусственного интеллекта. Основная концепция такой системы, представленная в работе [1], приведена на рис. 1.

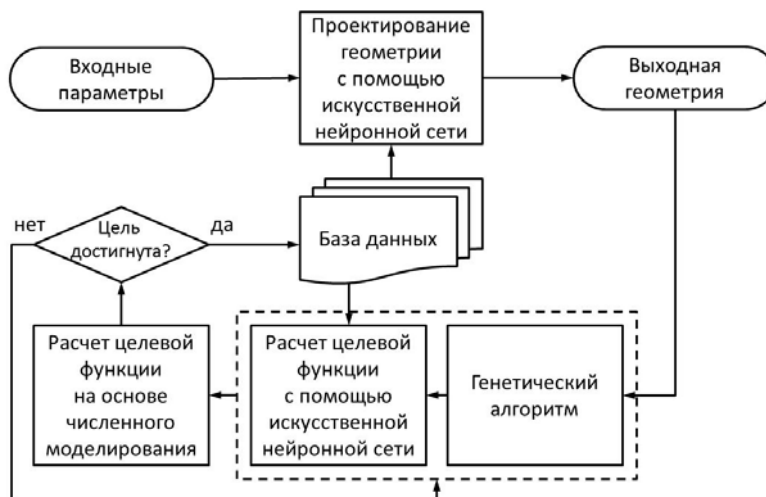


Рис. 1

Как видно из рис. 1, ключевыми элементами системы являются:

- единая **база данных**, включающая в себя результаты натуральных экспериментов, а также результаты численного моделирования газовых течений в компрессорных венцах. База данных формирует обучающее и контрольное множества для тренировки нейронных сетей, включенных в экспертную систему;

- **искусственная нейронная сеть** (ИНС-1), которая позволяет получить геометрические параметры компрессорного венца на основе закладываемых проектировщиком аэродинамических характеристик;

- **генетический алгоритм**, который позволяет оптимизировать геометрические параметры компрессорного венца с целью повышения его аэродинамических характеристик. Для быстрого расчета функции цели применяется обученная искусственная нейронная сеть (ИНС-2), которая позволяет получить аэродинамические характеристики компрессорного венца на основе его известных геометрических параметров.

- **модуль численного моделирования** газового течения в компрессорном венце на основе высокоуровневых математических моделей турбулентных течений газа в областях сложной геометрии.

Целью настоящей работы является разработка и описание отдельных элементов представленной интеллектуальной экспертной системы проектирования компрессорных венцов.

**Разработка базы данных.** С использованием семейства графических нотаций унифицированного языка моделирования UML [2] структура базы данных для хранения результатов натуральных и численных экспериментов с целью их использования для тренировки нейронных сетей может быть представлена в следующем виде.



Рис. 2

Разработка такой базы данных в целом не представляет принципиальных сложностей, однако ключевым элементом является разработка способа параметрического описания профиля лопатки компрессорного венца, т. е. введение единого пространства параметров, которое позволяет описать произвольную решетку профилей с достаточной степенью точности. На сегодняшний день существует ряд подходов к параметрическому описанию аэродинамических форм, обзор которых можно найти, например, в [3 – 5].

В рамках настоящей работы рассмотрены следующие способы параметрического описания и варьирования плоских профилей: покоординатное варьирование формы профиля; применение аппроксимации на основе базовых сплайнов; применение линейной комбинации выпуклых функций Хикса – Хенне. В результате предложен способ параметрического описания профилей компрессорных решеток [6] и межлопаточных каналов [7]. Данный способ основан на описании формы профиля с помощью его средней линии и функции, характеризующей толщину профиля посредством вписанных в профиль окружностей (рис. 3). При этом параметризация средней линии профиля выполняется с применением кривых Безье, а толщина профиля – с помощью системы гладких выпуклых функций Хикса – Хенне, что в совокупности представляет собой основную отличительную особенность предлагаемого способа. Его преимущество заключается в том, что варьирование средней линии и толщины профиля может осуществляться независимо друг от друга и при этом обеспечивается построение физически реализуемого контура профиля.

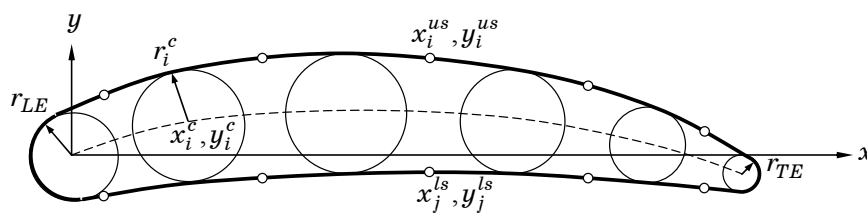


Рис. 3

Выполненный анализ результатов параметрического описания различных до- и трансзвуковых профилей позволил сделать оценки для количества параметров, необходимых для параметрического описания произвольного профиля с точностью, соответствующей точности изготовления лопаток компрессорных венцов на станках с числовым программным управлением. В ре-

зультате установлено, что для аппроксимации достаточно широкого спектра профилей различных классов в рамках предложенного способа требуется 12 варьируемых параметров. Из них 4 используются для описания средней линии и 8 – толщины профиля.

**Разработка генетического алгоритма.** Развитие эволюционных подходов к решению оптимизационных задач в значительной мере определяется работами многих авторов [8 – 11]. Генетические алгоритмы (ГА), являющиеся частным случаем эволюционных подходов, оперируют совокупностью особей (популяцией), которые представляют собой строки, кодирующие одно из решений задачи. Этим ГА отличается от большинства других алгоритмов оптимизации, которые оперируют лишь с одним решением, улучшая его. Работа генетического алгоритма применительно к задаче аэродинамической оптимизации формы компрессорного венца состоит из следующих шагов:

1. Генерация начальной популяции. В качестве хромосомы используется битовая строка из  $10 \cdot m$  элементов, которая логично разбивается на  $m$  равных частей по 10 бит, каждая из которых отвечает за свой варьируемый геометрический параметр венца. Таким образом, интервал возможных значений параметров разбивается на 1024 промежутка. Начальная популяция состоит из  $n$  особей, генотипы которых генерируются случайным образом.

2. Вычисляется значение фитнес-функции каждой особи, по которому проводится сортировка. Фитнес-функция рассчитывается с использованием функции цели, которая строится на основе заданных проектировщиком аэродинамических характеристик и ограничений. Расчет функции цели производится с помощью искусственной нейронной сети ИНС-2.

3. Выбор пары особей для размножения происходит с помощью рангового метода. Использование рангового метода, в отличие от, к примеру, отбора по «методу рулетки», позволяет воспрепятствовать преждевременной сходимости алгоритма к локальному минимуму.

4. К выбранной на предыдущем шаге паре особей применяется оператор однородного кроссовера с образованием двух потомков. Выбор однородного кроссовера обоснован тем, что использование однородного кроссовера позволяет обеспечить стабильно высокую эффективность генетического алгоритма, в то время как использование одно- или двухточечного кроссовера может существенно ее снизить.

5. Повторение пп. 2 – 3 заданное число раз. В результате на этом этапе получаем новую популяцию из  $n$  особей.

6. Этап мутации. Каждая особь из новой популяции мутирует с вероятностью 1%. Оператор мутации заключается в инвертировании случайно выбранного гена в генотипе особи.

**Разработка искусственной нейронной сети.** Ключевым элементом разработки ИНС как для определения геометрических параметров венца, так и для определения его аэродинамических характеристик является выбор ее архитектуры и подстройка под решаемые задачи. В работе [12] рассмотрен способ проектирования ИНС для решения задачи определения аэродинамических характеристик компрессорных решеток путем обобщения экспериментальных данных, в качестве которых используются результаты продувок плоских решеток. Разработана соответствующая методика проектирования ИНС для определения аэродинамических характеристик решетки. В качестве архитектуры ИНС использован многослойный персептрон (рис. 4).

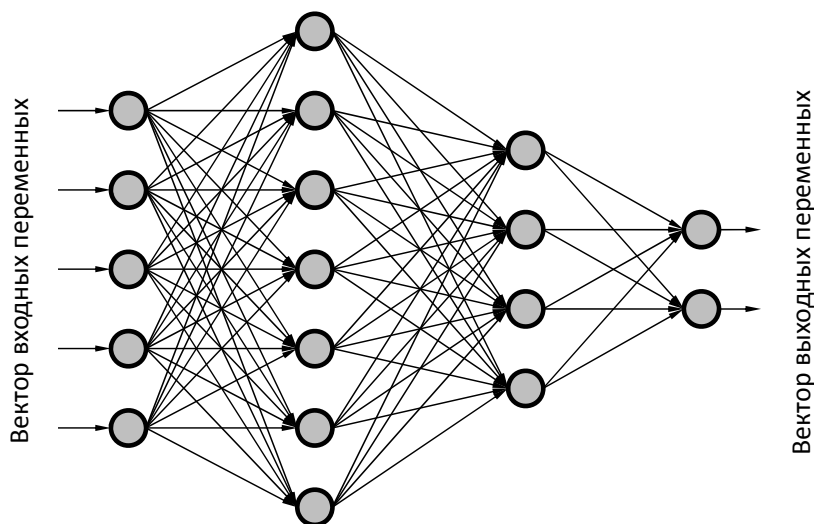


Рис. 4

Применяемый метод проектирования ИНС основан на модифицированной модели классического генетического алгоритма с обучением сети методом обратного распространения ошибки. Выполнена верификация разработанной методики с использованием имеющихся экспериментальных данных. Так, на рис. 5 представлена полученная с помощью ИНС зависимость коэффициента потерь полного давления от числа Маха набегающего потока в решетке, полученная с использованием экспериментальных данных [13].

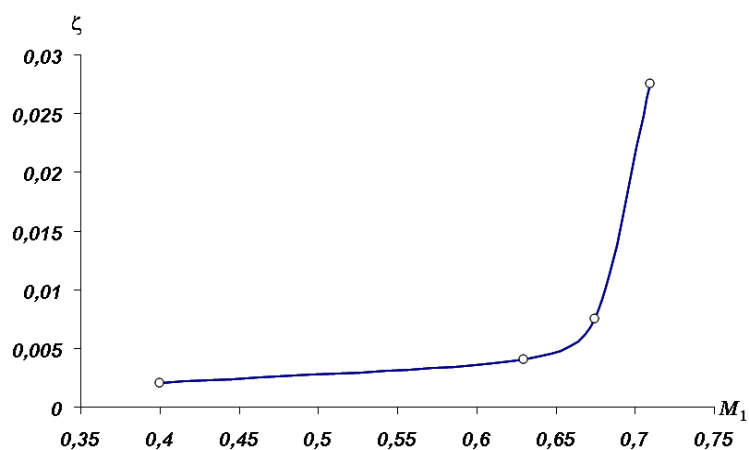


Рис. 5

**Разработка модуля численного моделирования.** В рамках данного модуля турбулентное течение газа в компрессорной решетке профилей описывается системой осредненных уравнений Навье–Стокса, записанных в обобщенных криволинейных координатах [14]. Замыкание системы уравнений осуществляется с помощью однопараметрической модели турбулентности SALSA.

Отличительными особенностями методики численного интегрирования системы исходных уравнений являются: использование схемы аппроксимации конвективных членов основных уравнений, разрешающей скачки уплотнения с единственной внутренней точкой; применение линеаризации диффузионных членов основных уравнений по схеме типа Бима–Уорминга, записанной в криволинейных координатах; реализация граничных условий на твердых поверхностях, состоящая в решении уравнения неразрывности с использованием прилежащего к поверхности «половинного» контрольного объема [15].

Тестирование модуля численного моделирования выполнено путем решения задач о взаимодействии косога скачка уплотнения с ламинарным пограничным слоем [15] и турбулентном газовом течении в сверхзвуковом диффузоре Сейбена [16], а также путем численного моделирования различных режимов течения в плоских компрессорных решетках профилей. На рис. 6,а представлено поле температуры в компрессорной решетке для режима с образованием  $\lambda$ -образного запирающего скачка, а на рис. 6,б – зависимости коэффициента потерь от числа Маха для различных углов входа потока в решетку [17].

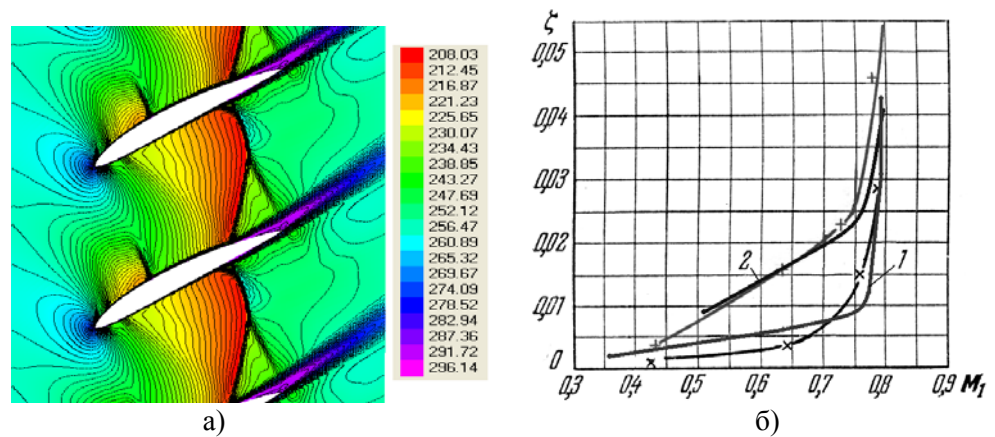


Рис. 6

Эффективность численного моделирования подтверждается возможностью выбора больших (свыше тысячи) чисел Куранта при проведении расчетов и приемлемым согласованием результатов расчета с имеющимися экспериментальными данными.

**Выводы.** В настоящей работе приведена концепция интеллектуальной экспертной системы проектирования компрессорных венцов. Рассмотрены отдельные элементы данной интеллектуальной системы, а именно, единая база данных, включающая в себя результаты натурных и численных экспериментов; искусственная нейронная сеть, которая позволяет получить геометрические параметры компрессорного венца на основе закладываемых проектировщиком аэродинамических характеристик; генетический алгоритм, который позволяет оптимизировать геометрические параметры компрессорного венца с целью повышения его аэродинамических характеристик; модуль численного моделирования газового течения в компрессорном венце на основе высокоуровневых математических моделей турбулентных течений газа в областях сложной геометрии. Элементы системы апробированы на решении

задач, связанных с проектированием плоских компрессорных решеток. Установлено, что они обладают приемлемой степенью точности получаемых результатов и могут эффективно применяться в рассмотренной интеллектуальной экспертной системе для повышения эффективности процесса проектирования компрессорных венцов газотурбинных двигателей.

1. *Kallianteris C.* A self-enhanced system for turbomachinery blading design and optimisation based on artificial neural networks and genetic algorithms / *C. Kallianteris, I. Bakogiannis, A. I. Kalfas* // ISABE-2009. – N 1232. – 9 p.
2. *Фаулер М.* UML. Основы : пер. с англ. / *М. Фаулер.* – 3-е издание. – СПб : Символ-Плюс, 2004. – 192 с.
3. *Jameson A.* Optimum Aerodynamic Design Using CFD and Control Theory / *A. Jameson* // AIAA Paper 95-1729. – 1995. – 24 p.
4. *Samaresh 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.
5. *Song W.* A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimization / *W. Song, A. J. Keane* // AIAA Paper 2004-4482. – 2004. – 8 p.
6. *Мелашич С. В.* Способ параметрического описания профилей компрессорных решеток / *С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2012. – № 2. – С. 77 – 82.
7. *Болотова Н. В.* Формирование подхода к математическому описанию лопаток компрессорных венцов / *Н. В. Болотова, С. В. Мелашич* // Сборник научных трудов SWorld. Материалы международной научно-практической конференции «Современные проблемы и пути их решения в науке, транспорте, производстве и образовании 2011». – Выпуск 4., Т. 7. – Одесса : Черноморье, 2011. – ЦИТ: 411-0406. – С. 78 – 81.
8. *Holland J. H.* Adaptation in natural and artificial systems / *J. H. Holland.* – Ann Arbor : University of Michigan Press, 1975. – 183 p.
9. *Еришов С. В.* Аэродинамическая оптимизация пространственной формы лопаток паровых и газовых турбин / *С. В. Еришов, В. А. Яковлев* // Авиационная космическая техника и технология. – 2008. – № 7. – С. 66 – 70.
10. *Меняйлов А. В.* Применение эволюционных методов для решения задач оптимизации компрессоров газотурбинных двигателей / *А. В. Меняйлов, А. А. Трончук, Е. М. Узрюмова* // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5. – С. 59 – 65.
11. *Kallianteris C.* A self-enhanced system for turbomachinery blading design and optimisation based on artificial neural networks and genetic algorithms // *C. Kallianteris, I. Bakogiannis, A. I. Kalfas* // ISABE. – 2009. – N 1232. – 10 p.
12. *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.
13. *Бунимович А. И.* Сборник аэродинамических характеристик плоских компрессорных решеток / *А. И. Бунимович, Г. С. Орлова.* – М. : ЦИАМ, 1955. – Выпуск 1. – 98 с.
14. *Tannehill J. C.* Computational fluid dynamics and heat transfer (Second edition) / *J. C. Tannehill, D. A. Anderson, R. H. Pletcher.* – New York : Taylor & Francis, 1997. – 785 p.
15. *Мелашич С. В.* Особенности построения эффективной разностной схемы для численного моделирования трансзвуковых течений вязкого газа в компрессорных решетках / *С. В. Мелашич* // Вісник Дніпропетровського університету. Серія ракетно-космічна техніка. – 2007. – Випуск 11, Т. 2, № 9/2. – С. 78 – 86.
16. *Пилипенко В. В.* Методика численного моделирования внутренних турбулентных течений газа / *В. В. Пилипенко, Ю. А. Кваша, С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2010. – № 4. – С. 22 – 33.
17. *Кваша Ю. А.* Численное моделирование плоского турбулентного течения газа в компрессорных решетках / *Ю. А. Кваша, С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2007. – № 2. – С. 67 – 73.

Институт технической механики  
НАН Украины и ГКА Украины,  
Днепропетровск

Получено 25.06.13,  
в окончательном варианте 25.06.13