

ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ФОРМЫ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРНЫХ ВЕНЦОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассматривается вопрос параметрического описания лопаток компрессорных венцов авиационных газотурбинных двигателей. Целью работы является разработка методик математического описания формы поверхностей лопаток при аэродинамическом совершенствовании компрессорных венцов газотурбинных двигателей. Выполнен анализ литературных источников, посвященных задаче математического описания поверхностей межлопаточных каналов компрессорных ступеней газотурбинных двигателей. Рассмотрены основные способы построения данных поверхностей. Разработана методика математического описания лопаток компрессорных венцов с учетом возможности варьирования их формы. Данная методика позволяет параметрически описывать и варьировать лопатку компрессорного венца путем варьирования формы ее сечений, а также их углов установки и точек привязки в пространстве. Форма сечения лопатки представляется в виде совокупности его средней линии и толщины. Параметрическое описание средней линии выполняется с использованием кривых Безье, а параметрическое описание толщины – с помощью системы выпуклых гладких функций Хикса – Хенне. Выполнена оценка возможности описания лопатки компрессорного венца на примере рабочего колеса компрессора Rotor 37 и в результате подтверждена работоспособность методики. Реализован способ твердотельного представления поверхности лопатки компрессорного венца для обеспечения совместимости результатов параметрического описания, выполняемого с использованием разработанной методики, с существующими на сегодняшний день системами автоматизированного проектирования. Полученные результаты могут быть использованы при решении обратных задач газодинамики компрессорных венцов, а также задач оптимизации формы межлопаточных каналов компрессорных венцов авиационных газотурбинных двигателей, что позволит сократить сроки их проектирования и повысить их энергетические характеристики.

У роботі розглядається питання параметричного опису лопаток компресорних вінців авіаційних газотурбінних двигунів. Метою роботи є розробка методик математичного опису форми поверхонь лопаток при аеродинамічному вдосконаленні компресорних вінців газотурбінних двигунів. Виконано аналіз літературних джерел, присвячених задачі математичного опису поверхонь міжлопаткових каналів компресорних ступенів газотурбінних двигунів. Розглянуто основні способи побудови даних поверхонь. Розроблено методику математичного опису лопаток компресорних вінців з урахуванням можливості варіювання їх форми. Дана методика дозволяє параметрично описувати і варіювати лопатку компресорного вінця шляхом варіювання форми її перерізів, а також їх кутів установки і точок прив'язки у просторі. Форма перетину лопатки представляється у вигляді сукупності його середньої лінії і товщини. Параметричний опис середньої лінії виконується з використанням кривих Без'є, а параметричний опис товщини – за допомогою системи опуклих гладких функцій Хікса – Хенне. Виконано оцінку можливості опису лопатки компресорного вінця на прикладі робочого колеса компресора Rotor 37 і в результаті підтверджено працездатність методики. Реалізовано спосіб твердотільного представлення поверхні лопатки компресорного вінця для забезпечення сумісності результатів параметричного опису, що виконується з використанням розробленої методики, з існуючими на сьогоднішній день системами автоматизованого проектування. Отримані результати можуть бути використані при розв'язанні зворотних задач газодинаміки компресорних вінців, а також задач оптимізації форми міжлопаткових каналів компресорних вінців авіаційних газотурбінних двигунів, що дозволить скоротити терміни їх проектування і підвищити їх енергетичні характеристики.

The paper deals with a parametric description of compressor row blades of aircraft gas turbine engines. The aim of the study is to develop procedures of a mathematical description of blade surface forms during aerodynamic improvements in compressor rows of gas turbine engines. The literature devoted to the problem of a mathematical description of surfaces of vane channels of gas turbine engine compressor stages was examined. The basic ways for constructing these surfaces were reviewed. The procedure of a mathematical description of compressor row blades with the possibility of varying their shape is developed. The proposed procedure allows a parametrical determination and variations in the compressor row blade by changing the shape of its sections as well as their blade angles and reference points in space. Sectional shape of the blade is represented as a totality of its central line and thickness. Parametric description of a central line is performed using the Bezier curves, and a parametric description of thickness is made by the set of the Hicks-Henne smooth convex functions. The possibility of describing and varying the blade of the compressor row is estimated by the example of the Rotor 37 compressor impeller and as a result the robustness of this procedure is validated. The way of a solid representation of the compressor row blade surface is realized to ensure the compatibility of the results of the parametric description performed by using the developed procedure with the existing CAD systems. The obtained results can be used for the solution of inverse problems of the gas dynamics of compressor rows as well as problems of the optimization of the shape of interblade channels for compressor rows of aircraft gas turbine engines, resulting in more shorten time of their design and more improved power characteristics.

Введение. Аэродинамическое проектирование лопаточных венцов компрессоров современных авиационных газотурбинных двигателей представляет собой сложный многоэтапный процесс, в ходе которого важную роль играют этапы решения обратной задачи газодинамики компрессорных венцов и аэродинамической оптимизации формы межлопаточных каналов.

Одним из основных факторов, влияющих на эффективность выполнения оптимизации формы межлопаточных каналов компрессорных венцов, является количество параметров, с помощью которых происходит варьирование формы межлопаточного канала. Их количество, с одной стороны, должно быть достаточно малым, чтобы обеспечить приемлемое время выполнения процедуры оптимизации, а с другой стороны – достаточно большим, чтобы позволить варьировать форму межлопаточного канала в широком диапазоне всех возможных форм, приемлемых с инженерной точки зрения. Особенно четко эта проблема возникает при оптимизации компрессорных венцов с использованием методов моделирования трехмерных газовых потоков, когда проектировщики, ограниченные мощностью используемых ЭВМ, вынуждены удовлетворяться малым числом варьируемых параметров.

Анализ литературных данных показывает, что среди известных способов математического описания и варьирования формы межлопаточных каналов не только невозможно выделить наиболее эффективный и универсальный, но зачастую проектировщики вынуждены разрабатывать собственные методики варьирования. Этот факт обуславливает актуальность проведения дополнительных исследований в направлении математического описания и варьирования поверхностей при аэродинамическом совершенствовании формы межлопаточных каналов компрессоров газотурбинных двигателей и целесообразность разработки соответствующих методик.

Целью работы является разработка методик математического описания формы поверхностей лопаток при аэродинамическом совершенствовании компрессорных венцов газотурбинных двигателей.

Обзор существующих методик параметрического описания лопаток компрессорных венцов. Осевой компрессорный венец представляет собой набор лопаток (рис. 1, а), расположенных радиально и ограниченных снизу поверхностью втулки, а сверху – поверхностью периферии (рис. 1, б).

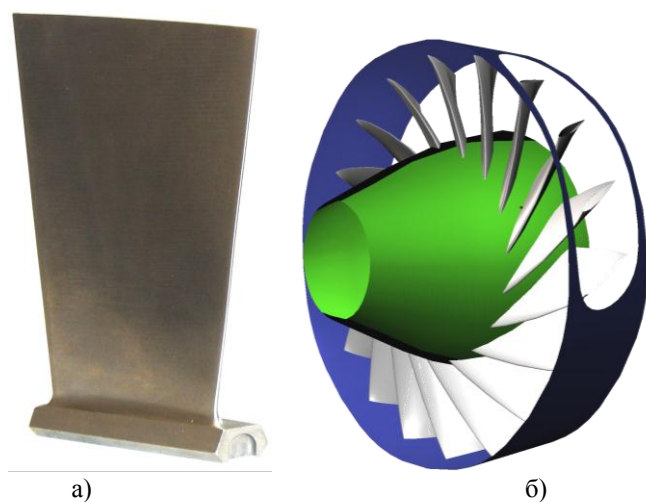


Рис. 1

Поверхности втулки и периферии, а также расположения всех лопаток задаются в связанной с компрессорным венцом цилиндрической системе координат $Ox\eta\phi$.

Форма лопатки задается в связанной с ней декартовой системе координат $O'xyz$. В рамках разрабатываемой методики используется представление формы лопатки в виде набора плоских сечений, расположенных в пространстве [1]. Количество сечений может быть различным, но к их общему количеству обычно добавляют корневое, срединное и периферическое сечение.

Существуют различные способы восстановления поверхности по данным сечениям [2 – 6], причем кромки лопатки могут моделироваться отдельно от поверхности спинки и корытца. До недавнего времени благодаря своей простой реализации довольно широко был распространен метод аналитического представления поверхностей кромок лопаток, основанный на замене криволинейных участков поверхностей, которые расположены между заданными исходными плоскими сечениями, участками линейчатых поверхностей. Однако с учетом современных принципов моделирования лопатки этот способ постепенно утрачивает свою практическую ценность.

Одним из видов поверхностей, применяемых в профилировании лопаток осевых компрессоров, являются сплайновые поверхности (в некоторых литературных источниках они называются плазовыми). Сплайновую поверхность получают следующим образом: отдельные сечения соединяются плавными кривыми, в результате чего получается единая трехмерная форма [7, 8]. Существует довольно большое количество сплайновых поверхностей (поверхность Эрмита, Лагранжа, Гордона [7] и другие). В [8] подробно изложены способы конструирования сплайновой поверхности по поперечным сечениям с прямой и искривленной осевой линией с использованием различных видов поверхностей Безье (бикубической, кубической, обобщенной).

Возможно, самым простым способом создания трехмерной поверхности является вращение двумерного объекта, например прямой или плоской кривой, вокруг оси в пространстве. Такие поверхности называются поверхностями вращения. В отечественной литературе встречаются интересные аспекты моделирования поверхностей лопаток с помощью одного из видов поверхностей движения, а именно — кинематической поверхности [9].

Кинематическая поверхность образуется движением образующей вдоль направляющих линий. Образующая в случае моделирования поверхности лопаток будет переменной формы, а направляющими будут прямые линии.

Разработка методики параметрического описания лопаток компрессорных венцов. Представим компрессорный венец как некоторый класс геометрических объектов с соответствующими ему подклассами и их атрибутами. Для удобства воспользуемся семейством графических нотаций унифицированного языка моделирования [10] (рис. 2).

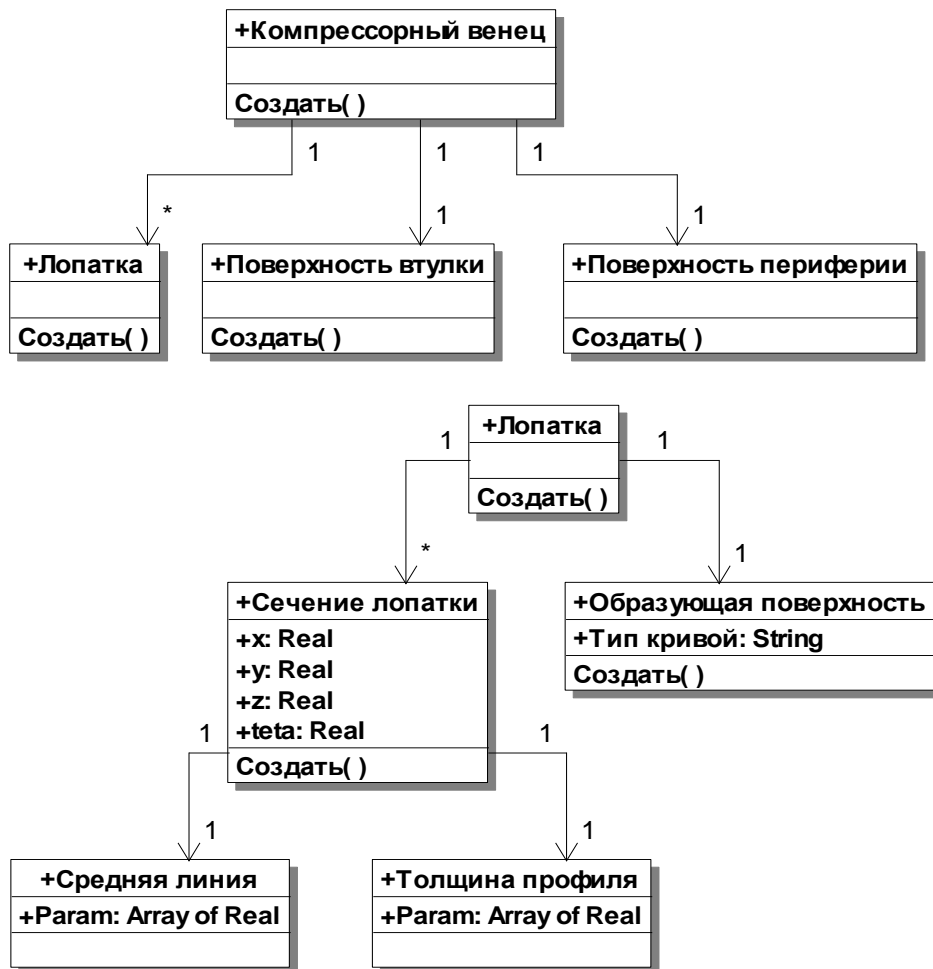


Рис. 2

Из рис. 2 видно, что для того, чтобы однозначно параметрически описать лопатку в связанной с ней системе координат $Oxyz$, необходимо задаться некоторым набором профилей-сечений лопатки, каждый из которых описывается двумя наборами параметров, и определить положение каждого сечения в пространстве набором x_i, y_i, z_i, θ_i , где x_i, y_i, z_i – координаты какой-либо однозначно определяемой точки профиля, в качестве которой может выступать положение носика, хвостика, геометрического центра, центра тяжести и т. д.; θ_i – угол установки профиля в плоскости $z = z_i$. Для математического описания формы профиля в произвольном сечении лопатки применяется разработанная в [11] методика математического описания профилей компрессорных решеток с учетом возможности варьирования их формы, в рамках которой реализованы такие способы параметрического описания, как покоординатное варьирование формы профиля, применение аппроксимации на основе базовых сплайнов, применение линейной комбинации выпуклых функций Хикса – Хенне.

После того как лопатка компрессорного венца параметрически описана, возникает задача восстановления ее поверхности. Выделим в ее решении подзадачу восстановления поверхности профиля-сечения. В рамках настоя-

шей работы эта задача решается следующим образом. Из описанных выше способов параметрического описания профилей компрессорных решеток можно заключить, что имеется семейство окружностей, радиусы которых определены толщиной профиля, а положения центров определены средней линией профиля (рис. 3).

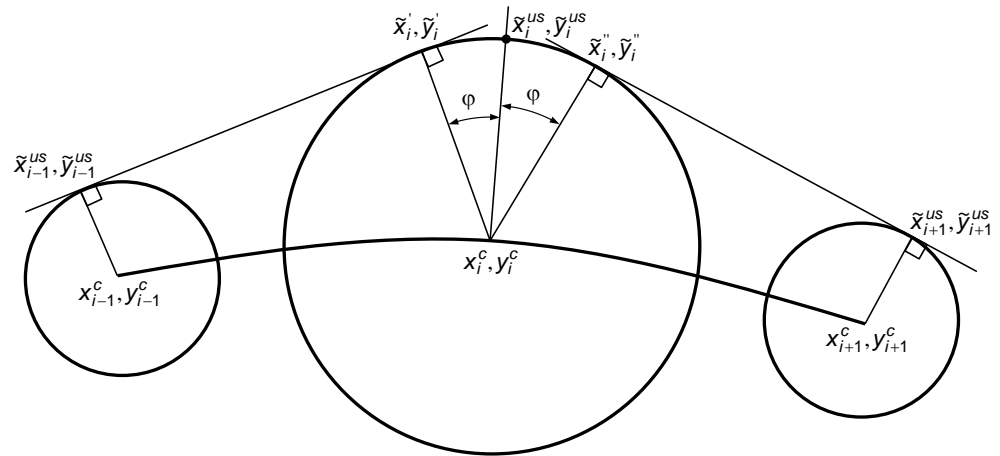


Рис. 3

К каждой паре соседних окружностей можно построить общую касательную. Соответственно, каждая окружность, кроме двух крайних, имеет пару точек касания, соответствующих верхней поверхности профиля. Из центра окружности с координатами (x_i^c, y_i^c) (как точка, принадлежащая средней линии) восстанавливаются два луча в точки касания (x_i', y_i') и (x_i'', y_i'') . Тогда искомая точка верхней поверхности профиля (x_i^{us}, y_i^{us}) определяется как точка пересечения биссектрисы угла, образованного точками (x_i', y_i') , (x_i^c, y_i^c) , (x_i'', y_i'') с окружностью.

Крайние точки верхней поверхности профиля определяются просто как общие точки крайних окружностей с построенными касательными. Рассуждения по построению нижней поверхности профиля совершенно аналогичны.

После того как наборы точек $\{(x_i^{us}, y_i^{us})\}$ и $\{(x_i^{ls}, y_i^{ls})\}$ определены для каждого профиля-сечения, произвольную точку верхней или нижней поверхности профиля несложно определить с помощью интерполирования. К примеру, это может быть выполнено с применением кубических сплайнов [12].

Когда подзадача восстановления формы профиля-сечения решена, задача восстановления поверхности лопатки решается следующим образом. На рис. 4, а представлена лопатка компрессорного венца, описанная, как пример, с помощью трех профилей-сечений.

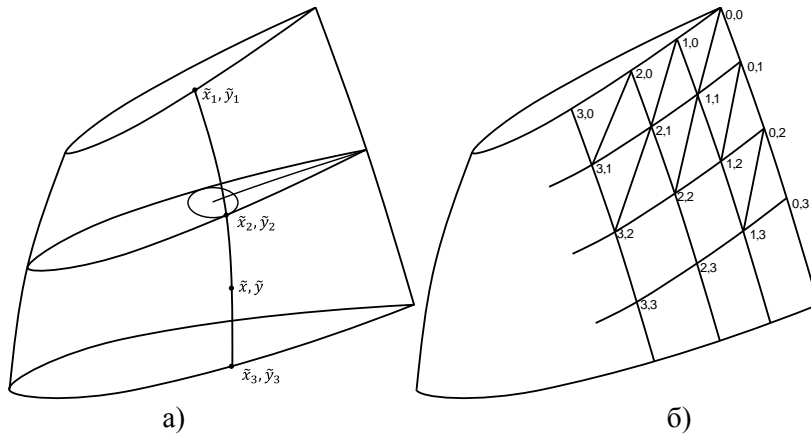


Рис. 4

Точки (x_1, y_1) , (x_2, y_2) , (x_3, y_3) определяются как соответствующие точки профилей-сечений лопатки, определенные при одном и том же значении параметра средней линии ξ . Тогда координаты произвольной точки (x, y) поверхности лопатки в меридиональном сечении, заданном точками (x_1, y_1) , (x_2, y_2) , (x_3, y_3) , можно найти в результате интерполирования:

$$(x, y)|_{\xi=const} = \text{Spline}(\{(x_i, y_i)\}, \eta), \quad (1)$$

где η – параметр вдоль меридиональной кривой; $\text{Spline}(\{(x_i, y_i)\}, \eta)$ – некоторая процедура интерполирования по заданному набору точек $\{(x_i, y_i)\}$.

Произвольная точка верхней или нижней поверхности лопатки задается как функция двух переменных в следующей форме:

$$[x(\xi, \eta), y(\xi, \eta)]^{us,ls} = \text{Spline}(\{(x_i^{us,ls}(\xi), y_i^{us,ls}(\xi))\}, \eta), \quad (2)$$

где индексы *us,ls* относятся к верхней или нижней поверхности лопатки соответственно; процедура определения $x_i^{us,ls}(\xi)$, $y_i^{us,ls}(\xi)$ описана выше.

Таким образом, выше описана теоретическая часть разрабатываемой методики математического описания лопаток компрессорного венца. Важным вопросом, касающимся практической значимости данной методики, является способ представления данных и ее совместимость с существующими системами автоматизированного проектирования и моделирования трехмерных газовых течений.

Для представления лопатки компрессорного венца как твердого тела в трехмерном пространстве удобно воспользоваться языком VRML 2.0 – языком моделирования виртуальной реальности [13], который представляет собой стандартный формат файлов для демонстрации трёхмерной интерактивной векторной графики. На сегодняшний день данный язык широко распространен в различных системах автоматизированного проектирования и допускает легкое конвертирование в множество других известных форматов.

Поверхность компрессорной лопатки в рамках нотаций языка VRML 2.0 описывается с помощью набора вершин, последовательность которых показана на рис. 4, б. Координаты вершин несложно определяются с использованием выражения (2). На множестве вершин, описывающих поверхность ло-

патки, формируется множество смежных треугольников, которые полностью покрывают поверхность лопатки. Исходя из рис. 4, б, это будут треугольники, образованные вершинами $\{(0,0), (1,0), (1,1)\}$, $\{(0,0), (0,1), (1,1)\}$, $\{(1,0), (2,0), (2,1)\}$ и т. д. Тогда, определив последовательность обхода множества сформированных треугольников, окончательно определим поверхность лопатки компрессорного венца в трехмерном пространстве.

Применение разработанной методики к параметрическому описанию лопатки компрессорного венца. Рассмотрим задачу параметрического описания лопатки компрессорного венца. В качестве такового выберем венец Rotor 37, который широко применяется в задачах тестирования различных математических пакетов для моделирования газовых течений.

Исходя из приведенных в [14] данных, лопатка компрессорного венца Rotor 37 представляется набором из 13 сечений, профили которых показаны на рис. 5, а. Следует отметить, что профили сечений, расположенных ближе к поверхности периферии, т. е. те, которые работают при сверхзвуковой скорости потока на входе, имеют характерную S-образную форму средней линии. Разработанная выше методика параметрического описания профилей решеток не тестировалась ранее на профилях подобной формы, однако, на наш взгляд, принципиальных сложностей это вызывать не должно.

Выполним параметрическое описание каждого из этих профилей-сечений с использованием разработанной методики параметрического описания профилей компрессорных решеток. Будем использовать представление профиля в виде совокупности его средней линии и толщины. В соответствии с [11] параметрическое описание средней линии будем выполнять с использованием кривых Безье, а параметрическое описание толщины – с помощью системы функций Хикса – Хенне. На рис. 5, б представлены расположенные в пространстве профили сечений, а на рис. 5, в – полученная в результате параметрического описания лопатка компрессора Rotor 37.

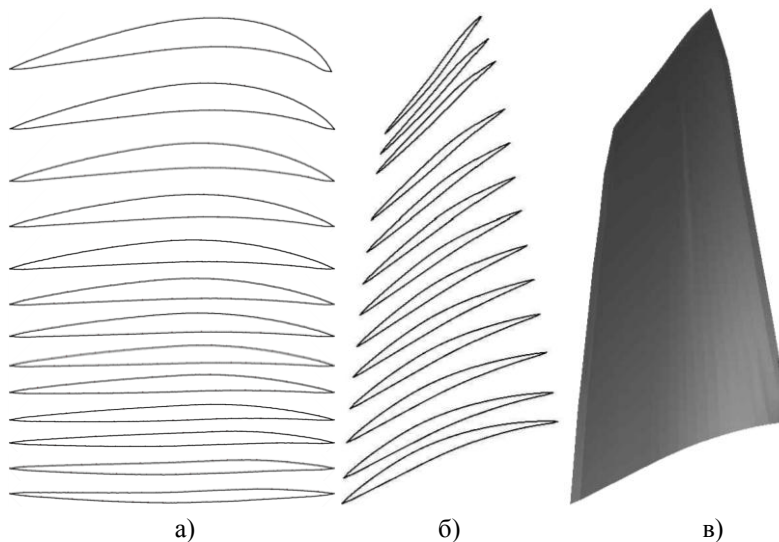


Рис. 5

Из результатов параметрического описания всех профилей-сечений лопатки компрессора Rotor 37 можно заключить, что параметрическое описание вы-

полнено с точностью 0,001 %, что соответствует точности изготовления компрессорных лопаток на станках с числовым программным управлением.

Выводы. В настоящей работе выполнен обзор литературных источников, посвященных математическому описанию формы поверхности лопаток компрессорных ступеней газотурбинных двигателей. Разработана методика математического описания лопаток компрессорного венца с учетом возможности варьирования их формы. В рамках данной методики реализованы способы параметрического описания профилей решеток как сечений лопатки компрессора.

Выполнена оценка возможности описания лопатки компрессорного венца на примере лопатки компрессора Rotor 37. Показана работоспособность разработанной методики.

Для обеспечения совместимости результатов параметрического описания, выполняемого с использованием разработанной методики, с существующими на сегодняшний день системами автоматизированного проектирования реализован способ твердотельного представления поверхности лопатки компрессорного венца.

Полученные результаты могут быть использованы при решении обратных задач газодинамики компрессорных венцов, а также задач оптимизации формы межлопаточных каналов компрессорных венцов авиационных газотурбинных двигателей, что позволит сократить сроки их проектирования и повысить их энергетические характеристики.

1. Miller P. L. Blade geometry description using B-splines and general surfaces of revolution : thesis of doctor of philosophy / P. L. Miller. – Ames, Iowa, 2000. – 106 p.
2. Спіцин В. С. Геометричне моделювання компресорних лопаткових апаратів : автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. техн. наук : спец. 05.01.01 – прикладна геометрія, інженерна графіка / Спіцин Володимир Євгенійович. – Мелітополь, 2006. – 23 с.
3. Устенко С. А. Геометричне моделювання елементів проточних частин двопоточних турбін : автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. техн. наук : спец. 05.01.01 – прикладна геометрія, інженерна графіка / Устенко Сергій Анатолійович. – Київ, 2001. – 20 с.
4. Кукліна О. Ю. Геометричне моделювання елементів проточних частин діагональних турбомашин : автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. техн. наук : спец. 05.01.01 – прикладна геометрія, інженерна графіка / Кукліна Ольга Юрійівна. – Київ, 2003. – 19 с.
5. Борисенко В. Д. Геометричне моделювання поверхонь еліптичних кромки лопаток осьових турбін / В. Д. Борисенко, Д. В. Котляр // Праці ТДАТУ. – 2011. – Т. 49. Вип. 4. – С. 17 – 22.
6. Разов А. А. Методика параметрического представления поверхностей в задачах аэродинамического проектирования : автореф. дис. на соискание уч. степени канд. техн. наук : спец. 05.07.01 – аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов / Разов Александр Анатольевич. – Жуковский, 2009 – 23 с.
7. Фокс А. Вычислительная геометрия. Применение в проектировании и на производстве : пер. с англ. / А. Фокс, М. Пратт. – М. : Мир, 1982. – 304 с.
8. Голованов Н. Н. Геометрическое моделирование / Н. Н. Голованов. – Москва : Физматлит, 2002. – 472 с.
9. Устенко А. С. Застосування кінематичних поверхонь до геометричного моделювання робочих поверхонь лопатки осьової турбомашини / А. С. Устенко // Праці ТДАТУ. – 2009. – Т. 44. Вип. 4. – С. 149 – 154.
10. Фаулер М. UML. Основы : пер. с англ. / М. Фаулер. – 3-е издание. – СПб : Символ-Плюс, 2004. – 192 с.
11. Мелашин С. В. Способ параметрического описания профилей компрессорных решеток / С. В. Мелашин // Техническая механика. – 2012. – № 2. – С. 77 – 82.
12. Бронштейн И. Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов / И. Н. Бронштейн, К. А. Семендяев. – М. : Наука, 1981. – 718 с.
13. Аврамова О. Д. Язык VRML. Практическое руководство / О. Д. Аврамова. – М. : Диалог-МИФИ, 2000. – 288 с.
14. Reid L. Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor / L. Reid, R. D. Moore // NASA Technical Paper. – 1978. – 1337. – 132 p.

Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 03.08.13,
в окончательном варианте 03.09.13