DOI: 10.15593/2224-9982/2021.67.09

УДК 629. 7.036:621.515(077)

Н.Б. Симонов, И.А. Кривошеев, К.Е. Рожков

Уфимский государственный авиационный
технический университет, Уфа, Россия

ВЫБОР И ОПТИМИЗАЦИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ДОВОДКЕ ГТД

Рассматриваются выбор и оптимизация частоты вращения, числа ступеней, распределения осевых скоростей, степеней реактивности, диаметральных размеров и формы проточной части, ширины лопаточных венцов, изменения работы по высоте проточной части в компрессорах и турбинах ГТД. Предложен метод определения коэффициента восстановления полного давления и его связи с КПД лопаточных венцов, ступеней, компрессоров и турбин. Показано, что при одинаковом значении этого показателя в этих элементах достигается максимальный КПД компрессоров и турбин в составе турбокомпрессоров. Предложено с использованием этого показателя уже на раннем этапе проектирования определять оптимальное число ступеней и распределение работ между ними, изменение работы по высоте проточной части. Показано, как на диаграммах Смита определяются положение точек для ступеней и оптимальная форма проточной части. Предложены различные методы выбора параметров решеток профилей для первых, последних и для промежуточных ступеней. Показано, как эти методы используются при доводке компрессоров и турбин по результатам испытаний ГТД. Приведены результаты апробации разработанных методик проектирования и доводки на примерах проектирования компрессоров и турбин ВСУ, изменения геометрии лопаточных венцов и проточной части в сменной проточной части центробежного нагнетателя для ГПА Р-16"Уфа", доводки 3-ступенчатого КНД для перспективного ТРДДФсм, сравнения с результатами имитационного моделирования в системе DVGW, 2D и 3D CAD/CAE-моделирования.

Ключевые слова: компрессор, турбина, основные параметры, коэффициент восстановления полного давления, коэффициент полезного действия, запас газодинамической устойчивости.

N.B. Simonov, I.A. Krivosheev, K.E. Rozhkov

Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation

SELECTION AND OPTIMIZATION OF THE MAIN PARAMETERS OF TURBOCOMPRESSORS IN THE DESIGN AND FINE-TUNING OF GAS TURBINE ENGINES

The choice and optimization of the rotational speed, the number of stages, the axial velocities distribution, reactivity, diametric dimensions and flow path shape, the blade rows width, changes in the height of the flow path in the compressors and turbines of the gas turbine engine are considered. The method for determining the total pressure recovery ratio and its relationship with the efficiency of blade rows, stages, compressors and turbines is proposed. It is shown that with the same value of this indicator in these elements, the maximum efficiency of compressors and turbines in the composition of turbocompressors is achieved. It is proposed to use this indicator at an early design stage to determine the optimal stages number and the work distribution between them, the change in work along the flow path height. It is shown how the position of the points for the stages and the optimal flow path shape are determined on the Smith diagrams. Various methods are proposed for parameters choosing of the blade profiles for the first, last and for intermediate steps. It is shown how these methods are used when fine-tuning compressors and turbines based on the results of GTE tests. The results of approbation of the developed design and refinement methods are given on examples of changing the geometry of the blade rows and the flow path in the replaceable flow path of the centrifugal blower for the R-16 "Ufa" gas compressor unit, the refinement of the 3-stage LPC for perspective two spool turbofan engine, comparison with the results of simulation in the DVGW system, 2D and 3D CAD / CAE-modeling.

Keywords: compressor, turbine, main parameters, total pressure recovery ratio, efficiency, surge line margin.

Введение

Известно, что чем более обоснованно и точно определяются на начальных этапах проектирования начальные приближения основных параметров ГТД, турбокомпрессоров в их со-

ставе, тем меньше требуются затраты на последующую оптимизацию и доводку, тем выше качество итогового результата проектирования. При этом на начальном этапе для турбокомпрессоров ВД и НД (высокого и низкого давления), турбовентилятора определяются опти-

мальные (допустимые) значения частоты вращения, числа ступеней, распределения осевых скоростей, степеней реактивности, диаметральных размеров и формы ПЧ (проточной части), ширины ЛВ (лопаточных венцов), изменения работы по высоте ПЧ в компрессорах и турбинах ГТД, что актуально. Поэтому повышение степени и расширение области адекватности используемых при этом методов и моделей – актуальная задача. Ниже приводятся новые результаты, полученные авторами для уточнения и развития классических, применяемых в промышленности методов.

Развитие методов системного проектирования двигателей, их узлов с использованием имитационного моделирования

В настоящее время продолжается развитие методов проектирования и доводки двигателей летательных аппаратов (ДЛА). В НИЛ САПР-Д УГАТУ разработана оригинальная технология информационной под-

держки жизненного цикла ГТД на основе МетаСАПР/Framework CAMSTO [1,2]. Она позволяет оперативно создавать и использовать многоуровневые системы имитационного моделирования (СИМ). С их помощью при проектировании и доводке ГТД и узлов (компрессоров, турбин, ...) в его составе, ступеней, лопаточных венцов (ЛВ) и т.д. последовательно решаются чередующиеся задачи структурного и параметрического синтеза, анализа и оптимизации. При этом результаты решения параметрической задачи на очередном шаге используются для принятия последующего структурного решения с помощью СППР (системы поддержки принятия проектных решений) и соответствующего наращивания сетевой имитационной модели (рис. 1).

В коллективе накоплен большой опыт создания библиотек ФЭ (функциональных элементов) для моделирования ДЛА разных типов, узлов в их составе, компрессоров, камер сгорания и турбин, с поступенчатой и повенцовой детализацией [3]. Разработанный

Рис. 1. Использование технологии CAMSTO при проектировании турбокомпрессоров в составе ГТД

Рис. 2. Примеры СИМ для узлового, поступчатого и повенцового моделирования ГТД и турбокомпрессоров, задания и получения характеристик ФЭ в их составе

редактор CharEdit позволяет для каждого ФЭ использовать соответствующие характеристики (рис. 2). При разработке систем имитационного моделирования (СИМ) на первом этапе в алгоритмах ФЭ использовались методики и различные зависимости из опубликованных источников [4], полученные в различных ОКБ и отраслевых институтах (ЦИАМ, ЦКТИ,...). Тестирование таких моделей путем сравнения с экспериментальными данными и характеристиками выполненных ГТД, узлов и ступеней позволило выявить степень и область адекватности известных моделей и методик.

Развитие методов использования диаграмм Смита при выборе основных параметров компрессоров и турбин

При выборе и оптимизации основных параметров турбокомпрессоров на раннем этапе проектирования ГТД и при его доводке продуктивно использование характеристик моделей в виде диаграмм Смита для семейств ступеней компрессоров [5–8] и турбин [9–11]. Для использования таких характеристик в со-

ставе разработанных систем моделирования предложен способ их представления в редакторе CharEdit (рис. 3). Показано, что с использованием новых экспериментальных данных (по характеристикам полноразмерных и модельных ступеней) и результатов 3D CAD/CAE-моделирования имеется возможность повысить и расширить степень адекватности таких диаграмм. Например, получить их для ступеней с определенными диапазонами значений степени реактивности ρ , приведенной скорости натекания λ_{w1} , относительного значения диаметра втулки $\bar{d}$, диагональности. Кроме того, продуктивно построение диаграмм Смита для элементарных ступеней и элементарных решеток профилей. При этом на них наносятся не изолинии КПД, а изолинии используемого в конфузорных решетках коэффициента скорости ϕ , а для диффузорных решеток предложено использование коэффициента кажущейся приведенной скорости K_λ . При этом в компрессорных решетках профилей коэффициент восстановления полного давления $\sigma = 1 - \zeta_\varepsilon(\lambda)\lambda^2 k / (k + 1)$

Рис. 3. Способ задания диаграммы Смита как характеристики ступеней для СИМ Венес или TurboCom

Рис. 4. Определение положения точек «к», «ср» и «вт» для ступени компрессора на диаграмме Смита (пример для первой ступени КНД без ВНА)

аппроксимируется выражениями $\sigma \approx 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda) \times (K_\lambda \lambda)^2 k / (k + 1) \approx \pi(K_\lambda \lambda)$. В качестве аргумента для решетки РК используется λ_{w1} , а для решетки НА – λ_2 . Этот подход пригоден и для решеток турбин. При этом для СА используется λ_1 , а для РК – λ_{w2} . Показано, что на диаграммах Смита для оптимальных режимов элементарных решеток промежуточных ступеней следует использовать изолинии $K_{\lambda opt} = \text{const}$, а для номинальных по Хауэллу (*) режимов первых и последних ступеней – изолинии $K_\lambda^* = \text{const}$.

Для конфузорных решеток ВНА, СА и РК турбины используются соответственно показатели ϕ или $K_{\lambda opt}$, определяемые по λ_1 и λ_{w2} . На таких диаграммах Смита для элементарных решеток профилей и элементарных ступеней удастся построить линии (рис. 4), характеризующие полные ЛВ и ступени (по высоте ПЧ), определять для них среднеинтегральные значения показателя σ и КПД η^* .

Оптимизация числа ступеней и распределения работы, выбор частоты вращения ротора турбокомпрессора

Для обеспечения требуемого запаса газодинамической устойчивости (ГДУ), с учетом перераспределения режимов в ступенях компрессора на нерасчетных режимах, предложено при проектировании компрессора обеспечивать в первых и последних ступенях номинальные по Хауэллу (*) режимы, а в промежуточных ступенях – оптимальные (opt) режимы. С учетом этого для таких ступеней по-разному выбираются густоты, углы атаки и кривизна решеток профилей РК и НА. Показано, что значения приведенных скоростей λ на входе и выходе из турбин НД и ВД практически равны значениям λ в соответствующих сечениях компрессора – на входе и выходе из КНД (или вентилятора) и КВД. При заданных лобовой производительности $\bar{G}$, ограничениях по наружному диаметру и $\bar{d}$ однозначно определяется осевая скорость c_a на входе в КНД. С учетом этого определяются осевые скорости на входе и выходе из узлов. На выходе из турбин на диаграммах Смита параметры в сечении «ср» последней ступени

определяются на параболах $L_z / c_a^2 = \bar{L}_z / \bar{c}_a^2$. При этом в последней ступени турбины работа $L_z = (0,8 + 0,2e^{-1,5z})(L_T / z)$, где z – число ступеней. В сечении «вт» последней ступени ТНД при осевом выходе потока $\alpha_2 \approx 90^\circ$ и $\rho_{вт} \approx 0$ $\bar{L}_{ивт} \approx 2$. Это позволяет определить в этом сечении $u_{вт} = \sqrt{L_z / 2}$. При этом температура обтекающего корневого сечение рабочей лопатки газа $T_w^* = T_T^* + u_{вт}^2 / (2c_p)$. В современных ТРДДФсм с противовращением роторов на выходе из ТВД имеет место существенная закрутка потока на выходе из РК ($\alpha_2 \approx 60^\circ \dots 50^\circ$). При этом во втулочном сечении на выходе из ТВД $T_w^* \approx T_T^* + u_{вт}^2 / c_p$. Это учитывается при определении температуры лопатки T_l , $\sigma_{дл}$ (по диаграмме Ларсена – Миллера) и допустимого эквивалентного напряжения $[\sigma]$ с учетом запаса прочности K_3 . По формуле В.И. Дышлевского, методике Б.И. Мамаева и А.Г. Клебанова [12] на диаграмме Смита для ступеней турбины построены изолинии $b/t = \text{const}$ густот решеток профилей СА и РК. С учетом этого подбираются на выделенных параболах точки «ср» для РК последних ступеней ТВД и ТНД (рис. 5).

С учетом определенного КПД η_z^* для последней ступени определяется значение показателя σ_z по полученному выражению $\eta_z^* = 1 / [1 + (1 - \sigma_z^{\frac{k-1}{k}}) c_p T_2^* / L_z]$. Такие же выражения получены для СА, РК и многоступенчатой турбины.

Оптимизация КПД многоступенчатых компрессора и турбины с использованием коэффициента восстановления полного давления

Показано, что максимальный КПД многоступенчатой турбины обеспечивается при одинаковых показателях σ_i в ступенях (при этом в Т-S координатах в ступенях одинаковы приращения энтропии ΔS_i). Поэтому для многоступенчатой турбины $\sigma_T = (\sigma_z)^z$. Соответственно КПД многоступенчатой турбины $\eta_T^* = 1 / [1 + (1 - \sigma_T^{\frac{k-1}{k}}) c_p T_T^* / L_T]$. Таким образом,

Рис. 5. Подбор точек «к»(♦) «сп»(■) и «вт»(♦) для ТВД и ТНД при противовращении роторов. Показаны точки «сп»(■) для турбин Rolls&Royce

для разных значений z определяются значения КПД и оптимизируется z -число ступеней турбин (ТНД и ТВД). При этом с учетом значения η_t^* определяются π_t^* и площадь на выходе из турбины F_T . Для определенного $\text{const} = (2\pi/60^2)\rho_\lambda\Phi$ допустимая частота вращения ротора $[n] = \sqrt{\frac{[\sigma](1 - \sigma_u / \sigma_p)}{\text{const} \cdot F_T}}$. Для уточнения из-

вестной методики предложено явным образом определить изгибную составляющую напряжения в корневом сечении σ_u как $\sigma_u = (\bar{L}_u / \bar{c}_a) \times c_a G / [2\pi(b/t)_{\text{ср}} 0,098b^2(\bar{c}_m)^2(1 - \bar{F})^2(D_{\text{ср}}/h_\lambda + 1)]$.

При этом $\bar{F}$ – доля площади корневого сечения, занимаемая сечением охлаждающей полости ($\bar{F} \approx 0,3 \dots 0,4$). С учетом полученной частоты вращения ротора

$$[n] = \sqrt{\frac{[\sigma] - \sigma_u}{\text{const} \cdot F_T}}, \text{ определенных ранее осевой}$$

скорости c_{a1} и диаметральные размеров D_k и $\bar{d}$ на входе в компрессор определяется значение коэффициента расхода на входе в РК КНД $\bar{c}_a$. В первом приближении предложено определять работу в первой ступени как долю от изоэнтропического напора компрессора H_s , т.е. $H_I = H_s/z$. При этом на пересечении линии

$\bar{c}_a = \text{const}$ и парабол $H_I / c_a^2 = \bar{H}_I / \bar{c}_a^2$ для разных z на диаграмме Смита выделяются точки с определенными КПД η_t^* в первой ступени компрессора (с поправкой $\bar{\eta}$, учитывающей λ_{w1} , ρ и $\bar{d}$), и для них из выражения $\eta_t^* = 1 - (1 - \sigma_t^{k-1})(c_p T_1^* / H_I + 1)$ определяются значения σ_t . С учетом введенного выше условия – одинакового значения показателя σ_i в ступенях определяются значение $\sigma_k = (\sigma_t)^z$ и КПД компрессора

$$\eta_k^* = \frac{1}{\frac{1}{\sigma_k^{(k-1)/k}} (1 + c_p T_1^* / H_s) - c_p T_1^* / H_s}$$

для разных z – значений числа ступеней в компрессоре. Оптимальное значение z соответствует максимальному значению КПД компрессора η_k^* .

Оптимизация точек для средних сечений ступеней компрессора и турбины на диаграммах Смита

Показано, что оптимальное значение z соответствует положению точки «сп» для первой ступени компрессора на линии оптимальных решений H на диаграмме Смита. Эта линия строится через точки касания парабол $H_I / c_a^2 =$

$= \bar{H}_1 / \bar{c}_a^2$ и изолиний $\eta_{ст}^* = \text{const}$ на диаграмме Смита для компрессора. Для остальных ступеней компрессора и турбины оптимальное положение точек «ср» на диаграммах Смита подбирается с учетом распределения изменения осевых скоростей c_{ai} на входе и выходе ступеней, введенного условия одинаковых значений σ_i в ступенях и с учетом значений КПД ступеней η_i^* в этих ступенях. При этом точки «ср» для ступеней компрессора подбираются на линии H на диаграмме Смита (рис. 6), а для ступеней турбины с учетом построенных изолиний $b/t = \text{const}$. Учитывается поправка на диагональность РК. Подбор положения этих точек позволяет определить оптимальное протекание среднемассовой поверхности тока вдоль ПЧ. Для этого предложен метод определения ширины ЛВ с учетом крутящих моментов, действующих на РК, НА и СА.

Оптимизация степени реактивности для повышения КПД ступеней

Показано, что введенное условие – одинаковое значение показателей σ_i в РК и НА, в СА и РК позволяет увеличивать КПД

ступеней. При этом для первых ступеней компрессора с ВНА $\sigma_I = \sigma_{ВНА} \sqrt{\sigma_{w031} \sigma_{031}} \times \sigma_{wPK} \sqrt{\sigma_{w032} \sigma_{032}} \sigma_{НА}$. Оптимальное значение степени реактивности для первой ступени с ВНА $\rho_I = 0,75 - \bar{H}_T/4$. Для промежуточных ступеней компрессора получено оптимальное значение $\rho_i < 0,5$, на практике $\rho_i \approx 0,47 \dots 0,48$.

Оптимизация геометрии лопаточных венцов и проточной части

Оптимальное изменение удельной работы по высоте ПЧ также подбирается по условию обеспечения одинакового значения σ_i во всех сечениях с учетом парусности Π и изменения плотности (рис. 7). Все это позволяет определить оптимальную геометрию обводов ПЧ. Таким образом определяются первые приближения для основных параметров турбокомпрессора. На следующем этапе оптимизация производится с использованием разработанных имитационных и 3D CAD/CAE-моделей (рис. 8).

Рис. 6. Оптимизация положения на диаграмме Смита точек для ступеней и их числа z для компрессора при заданных частоте n и расходе G_0 с учетом $\sigma_{ст1}$ и σ_K компрессора

Рис. 7. Оптимизация изменения удельной работы по высоте ПЧ компрессора $H_T(r)$ с учетом густоты и фактора диффузорности F_D

Рис. 8. Анализ коэффициентов восстановления полного давления в ступенях и ЛВ компрессора по фактическому и идеальному давлениям и температуре

Метод определения коэффициентов восстановления полного давления в элементах проточной части

Для определения показателей σ_{wPK} предложено по изменению температур вдоль поверхностей тока ПЧ двигателя T_i^* (с учетом удельного внешнего теплоподвода $Q_{вн}$ на участке от входного сечения до текущего) определять изменение идеального давления:

$p_{i_ид}^* = p_1^* [T_i^* - Q_{вн} / c_p] / T_1^*]^{\frac{k}{k-1}}$. Текущее значение показателя $\sigma_{i\Sigma}$ в любом сечении вдоль поверхности тока $\sigma_{i\Sigma} = p_i^* / p_{i_ид}^*$ (рис. 8). Для любого i участка вдоль поверхности тока (для ЛВ, ступени, компрессора, турбины) $\sigma_i = \sigma_{i\Sigma} / \sigma_{i-1\Sigma}$.

Это позволяет по замеренным параметрам при доводке (поузловой или в составе ГТД) определить, как требуется перераспределить работу по ступеням компрессора и турбины для увеличения их КПД при сохранении и увеличении запасов ГДУ (ΔK_y). Соответственно определяется необходимое изменение густот решеток профилей, их кривизны и углов установки, изменения обводов ПЧ.

Разработанные методики выбора числа ступеней, распределения работ по ступеням углов атаки (различные для первых и последних и для средних ступеней) позволяют более обоснованно получать решения, обеспечивающие достижение максимума КПД компрессора при достаточном запасе ГДУ и тем самым сокращают затраты на оптимизацию на следующих этапах проектирования (с использованием 3D CAD/CAE-моделей) и на доводку ГТД. Результаты апробации разработанных методик – проектирования и доводки на примерах проектирования компрессоров и турбин ВСУ, изменения геометрии ЛВ и ПЧ в СПЧ ЦБН для ГПА Р-16"Уфа", доводки 3-ступенчатого КНД для перспективного ТРДДФсм, сравнения с результатами имитационного моделирования в системе DVIGw, 2D и 3D CAD/CAE-моделирования – подтвердили их эффективность.

Выводы

Таким образом, повышена степень обоснованности выбора начальных приближений (для дальнейшей оптимизации) параметров турбокомпрессора. Предложенный метод анализа изменения идеального давления вдоль поверхностей тока и вдоль ПЧ компрессора и турбины позволяет определять значения коэффициентов восстановления полного давления в ЛВ и осевых зазорах, в ступенях, в компрессорах и турбинах в целом. Полученные зависимости КПД ЛВ, ступеней, компрессоров и турбин от соответствующих коэффициентов восстановления полного давления показали, что максимум КПД компрессоров, турбин и ступеней в их составе достигается, если этот показатель одинаков для ЛВ (в рамках ступени) и для ступеней (в рамках компрессоров и турбин). Это позволяет уже на раннем этапе проектирования определить оптимальное число ступеней, распределение параметров по ступеням и по высоте ПЧ при проектировании ЛВ. Полученные зависимости позволяют выбирать густоту решеток профилей и углов атаки на номинальных (для первых и последних ступеней) и оптимальных (для промежуточных ступеней) режимах (когда КПД решеток профилей максимален). Установленная связь углов атаки на оптимальном и номинальном (по Хауэллу) режимах в координатах Л.Е. Ольштейна позволяет выбирать углы атаки для первых, последних и средних ступеней компрессора. При этом для обеспечения необходимого запаса ГДУ (газодинамической устойчивости) в первых и последних ступенях густоты и углы атаки должны выбираться по соотношениям для номинальных (по Хауэллу) режимов, а для средних ступеней для оптимальных (при максимальных КПД решеток) режимов.

Исследование не имело спонсорской поддержки.

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Библиографический список

1. Кривошеев И.А. Опыт разработки и внедрения компонентов информационной поддержки проектирования, доводки и эксплуатации ГТД и ГТУ // Известия Самар. науч. центра Рос. акад. наук, 2012. – Т. 14, № 4 (2). – С. 428–436.
2. Кривошеев И.А., Кожин Д.Г. Развитие методов моделирования и автоматизированного проектирования газотурбинных двигателей // Вестник Самар. ун-та. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2014. – № 5–3 (47). – С. 9–18.
3. Кривошеев И.А., Рожков К.Е. Развитие методов моделирования и автоматизированного проектирования компрессоров // Вестник Самар. ун-та. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2014. – № 5–2 (47). – С. 150–158.
4. Плотников А.И., Иноземцев А.А. Разработка многоуровневого расчетного комплекса для определения газодинамических параметров высоконагруженного малоступенчатого осевого компрессора // Современные проблемы науки и образования. – 2014. – № 4.
5. Отчет о проектировании и оценке характеристик высоконагруженной ступени компрессора: техн. отчет Исслед. центра Льюиса. – НАСА, 1969. – 106 с.
6. Lewis R.I. Turbomachinery Performance Analysis. – Elsevier Science & Technology Books, John Wiley & Sons Inc., 1996. – 329 p.
7. Диксон С.Л. Термодинамика турбомашин / пер. с англ Р.Е. Данилова, М.И. Осипова. – М.: Машиностроение, 1981. – 213 с.
8. Anderson M.R. Improved Smith Chart for Axial Compressor Design // ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. – GT2018-75845. – Oslo, Norway, 2018 – 9 p.
9. Основы проектирования турбин авиадвигателей / А.В. Деревянко, В.А. Журавлев, В.В. Зикеев [и др.]; под ред. С.З. Копелева. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.
10. Smith S.F. A Simple Correlation of Turbine Efficiency // Journal of the Royal Aeronautical Society. – 1965. – Vol. 69. – P. 467–470.
11. Coull J.D., Hodson H.P. Blade Loading and Its Application in the Meanline Design of Low-Pressure Turbines // Journal of Turbomachinery. – Nov. 2012. – Vol. 135 (2). – 12 p.
12. Клебанов А.Г., Мамаев Б.И. Оптимальный шаг турбинной решетки // Теплоэнергетика. – 1969. – № 10 – С. 35–41.

Reference

1. Krivosheyev I.A. Opyt razrabotki i vnedreniya komponentov informatsionnoy podderzhki proyektirovaniya, dovodki i ekspluatatsii GTD i GTU [Experience in the development and implementation of information support components for the design, debugging and operation of gas turbine engines and gas turbines]. Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2012, vol. 14, no. 4 (2), pp. 428-436.
2. Krivosheyev I.A., Kozhinov D.G. Razvitiye metodov modelirovaniya i avtomatizirovannogo proyektirovaniya gazoturbinnnykh dvigateley [Development of modeling methods and computer-aided design of gas turbine engines]. VESTNIK OF SAMARA UNIVERSITY. AEROSPACE AND MECHANICAL ENGINEERING, 2014, no. 5-3(47), pp. 9-18.
3. Krivosheyev I.A., Rozhkov K.E. Razvitiye metodov modelirovaniya i avtomatizirovannogo proyektirovaniya kompressorov [Development of modeling methods and computer-aided design of compressors]. VESTNIK OF SAMARA UNIVERSITY. AEROSPACE AND MECHANICAL ENGINEERING, 2014, no. 5-2(47), pp. 150-158.
4. Plotnikov A.I., Inozemtsev A.A. Razrabotka mnogourovnevnogo raschetnogo kompleksa dlya opredeleniya gazodinamicheskikh parametrov vysokonagruzhennogo malostupenchatogo oseвого kompressora [Development of a multilevel computational complex for determining the gas-dynamic parameters of a highly loaded low-stage axial compressor]. Sovremennyye problemy nauki i obrazovaniya, 2014, no. 4.
5. Otchet o proyektirovanii i otsenke kharakteristik vysokonagruzhennoy stupeni kompressora, tekhnicheskii otchet issledovatel'skogo tsentra Lyuisa [High Load Compressor Stage Design and Performance Evaluation Report, Lewis Research Center Technical Report]. NASA, 1969, 106 p.
6. Lewis, R. I., "Turbomachinery Performance Analysis". Elsevier Science & Technology Books, John Wiley & Sons Inc., 1996, 329 p.
7. Dikson, S. L. Termodinamika turbomashin: Per. s angl Danilova R.E., Osipova M.I. [Thermodynamics of turbomachines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1981, 213 p.

8. Anderson, M. R., "Improved Smith Chart for Axial Compressor Design" // ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, GT2018-75845, Oslo, Norway, 2018, 9 p.
9. A.V. Derevyanko, V.A. Zhuravlev, V.V. Zikeyev. Osnovy proyektirovaniya turbin aviadvigateley [Basics of designing turbines for aircraft engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1988, 328 p.
10. Smith, S. F., "A Simple Correlation of Turbine Efficiency", Journal of the Royal Aeronautical Society", 1965, vol. 69, pp. 467-470.
11. Coull, J. D., Hodson H. P., "Blade Loading and Its Application in the Meanline Design of Low-Pressure Turbines", Journal of Turbomachinery", Vol. 135(2), Nov 2012, 12 p.
12. Klebanov A.G., Mamayev B.I. Optimalnyy shag turbinnoy reshetki [Optimal pitch of the turbine cascade]. Teploenergetika, 1969, no. 10, p.35-41.

Об авторах

Симонов Николай Борисович (Уфа, Россия) – старший преподаватель кафедры «Авиадвигатели» ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (450000, г. Уфа, ул. К Маркса, 12 корп. 2; e-mail: sventigo@yandex.ru).

Кривошеев Игорь Александрович (Уфа, Россия) – д.т.н., профессор кафедры «Авиадвигатели» ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (450000, г. Уфа, ул. К Маркса, 12 корп. 2; e-mail: krivoshe@mail.ru).

Рожков Кирилл Евгеньевич (Уфа, Россия) – доцент кафедры «Авиационная теплотехника и теплоэнергетика» ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (450000, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12 корп. 2; e-mail: rke85@mail.ru).

About the authors

Nikolay B. Simonov (Ufa, Russian Federation) – assistant professor, Department of Aircraft Engines, Ufa State Aviation Technical University (12, K. Marx street, Ufa, 450000, Russian Federation; e-mail: sventigo@yandex.ru).

Igor A. Krivosheev (Ufa, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft Engines, Ufa State Aviation Technical University (12, K. Marx street, Ufa, 450000, Russian Federation; e-mail: krivoshe777@mail.ru).

Kirill E. Rozhkov (Ufa, Russian Federation) – assistant professor, Department of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering, Ufa State Aviation Technical University (12, K. Marx street, Ufa, 450000, Russian Federation; e-mail: rke85@mail.ru).

Получено 06.12.2021

Принято 20.12.2021

Опубликовано 28.01.2022