

Опыт многокритериальной оптимизации осевой компрессорной ступени

А.С. Золотухин^{1,2}, Л.Н. Маренина¹, А.А. Дроздов¹, А.Г. Никифоров³

¹ Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург, Россия;

² «Силовые машины», Санкт-Петербург, Россия;

³ Смоленская государственная сельскохозяйственная академия, Россия

АННОТАЦИЯ

Обоснование. Составление универсального подхода к оптимизации сокращает время на доводку компрессора. В связи с чем вопрос составления данного подхода при проведении подобного рода оптимизационных задач является актуальной задачей.

Цель работы — составление подхода по постановке задачи пространственной многокритериальной оптимизации компрессорной ступени и её апробации.

Методы. Формирование подхода к проведению задач оптимизации базируется на опыте как организации-исследователя, так и на методиках, применяемых в компрессоростроении. Для апробации составленного подхода применяется алгоритм IOSO совместно с сеточным генератором AutoGrid5 и решателем ANSYS CFX.

Результаты. В ходе работы был разработан универсальный подход по формированию задачи многокритериальной оптимизации, который послужил основой всей работы. Для математической модели рассматриваемого объекта исследования, построенной в системе ANSYS CFX, проведён полный цикл верификации и валидации. Описан метод построения параметрической модели лопаток ступени и её проточной части. Задача оптимизации выполнена в двух постановках: с использованием низкорейнольдсовой (SST) и высокорейнольдсовой (k-ε) моделей турбулентности. Это сделано с целью качественной оценки их влияния на результаты и определения временных затрат, необходимых на один цикл. Для удобства обработки полученных результатов написана программа на языке Python. Представлен и обоснован полный перечень используемых в работе: целевых функций, параметров оптимизации, ограничений и допущений. В общей сложности рассмотрено шесть вариантов альтернативной геометрии объекта исследования. Для каждого из вариантов проведён повенцевой анализ и анализ в каждом из пяти расчётных сечений, подробное описание которых опущено в рамках данной работы. Построены интегральные характеристики каждого из предложенных вариантов альтернативной геометрии. По результатам их анализа выбран наиболее предпочтительный вариант как в плане геометрии, так и в плане постановки задачи.

Заключение. По результатам проделанной работы разработанный подход был апробирован. При этом отмечены недостатки использованного метода постановки задачи многокритериальной оптимизации и методы по их устранению в последующих работах.

Ключевые слова: многокритериальная оптимизация; осевой компрессор; NASA Stage 37; IOSO; ANSYS CFX.

КАК ЦИТИРОВАТЬ:

Золотухин А.С., Маренина Л.Н., Дроздов А.А., Никифоров А.Г. Опыт многокритериальной оптимизации осевой компрессорной ступени // Известия МГТУ «МАМИ». 2025. Т. 19, № 2. С. x–y. DOI: 10.17816/2074-0530-687199 EDN: DPUAZR

Рукопись получена: 22.07.2025 Рукопись одобрена: 30.08.2025 Опубликовано online: 08.09.2025

Experience of Multi-Objective Optimization of Axial Compressor Stage

Anton S. Zolotukhin^{1,2}, Lyubov N. Marenina¹, Aleksander A. Drozdov¹, Aleksander G. Nikiforov³

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Saint Petersburg, Russia;

² Power Machines, Saint Petersburg, Russia;

³ Smolensk State Agricultural Academy, Smolensk, Russia

ABSTRACT

BACKGROUND: Developing a universal optimization approach can reduce the time needed to improve compressor geometry. Therefore, the issue of implementing this approach when solving similar optimization problems is a relevant one.

AIM: Development and testing of the approach of setting up spatial multi-objective optimization problem for the compressor stage.

MATERIALS AND METHODS: The formation of the approach to optimization tasks is based on the experience of research organizations and the methods used in compressor engineering. To test this approach, the IOSO algorithm is used in conjunction with the AutoGrid5 mesh generator and the Ansys CFX solver.

RESULTS: At this study, a general approach was developed to formulate a multi-objective optimization problem, which serves as the basis for this entire project. A complete cycle of verification and validation was performed for the mathematical model of the studied object, which was built in the ANSYS CFX system. A method for creating a parametric model of vanes and flow parts of a stage is described. Two approaches of the optimization problem are presented: using low-Reynolds (SST) and high-Reynolds ($k-\epsilon$) turbulence models, in order to assess the qualitative impact of these models on the results. For the convenience of data processing, a program was written in Python. A complete list of the object functions, optimization parameters, constraints, and assumptions used in the study is provided. In total, six different geometries of the study object were considered. For each variant, a sample analysis was performed in each of the five design sections. The detailed description of these analyses is omitted from this work. Integral characteristics of each proposed variant were built. Based on the results of the analysis, the most suitable variant was selected, both in terms of geometry and problem formulation.

CONCLUSION: As the study result, the developed approach has been tested. The disadvantages of the used method of setting up multi-objective optimization problem and methods for their solution in subsequent works are noted.

Keywords: Multi-objective optimization; Axial compressor; NASA Stage 37; IOSO; ANSYS CFX.

TO CITE THIS ARTICLE:

Zolotukhin AS, Marenina LN, Drozdov AA, Nikiforov AG. Experience of Multi-Objective Optimization of Axial Compressor Stage. *Izvestiya MGTU «MAMI»*. 2025;19(2):x–y. DOI: 10.17816/2074-0530-687199 EDN: DPUAZR

Submitted: 22.07.2025 Accepted: 30.08.2025 Published online: 08.09.2025

ВВЕДЕНИЕ

С каждым годом показатели совершенства многоступенчатых осевых компрессоров увеличиваются. При этом условия их работы характеризуются широким спектром применения: начиная газотурбинной установкой в засушливых странах с повышенной температурой, заканчивая авиационными двигателями на борту сверхманёвренного истребителя, движущегося на сверхзвуковых скоростях. Данный факт ставит перед исследователями задачу к поиску современных методов проектирования и доводки компрессоров, направленных на использование современных производственных технологий и методов проектирования. Одним из способов доводки при этом являются современные методы оптимизации.

На сегодняшний день оптимизация осевых компрессоров присутствует на всех этапах их проектирования. Еще на ранних этапах, когда определяются первичные характеристики, параметры и геометрия компрессора возможно применение методов оптимизации [1]. Однако, наиболее сложной задачей является доводка аэродинамического совершенства пера лопатки в трёхмерной постановке вязкого течения. Данные мероприятия осуществляются с применением современных вычислительных систем, таких как ANSYS CFX, Fluent, NUMECA Fine/Turbo и др.

Существует множество работ посвященных многокритериальной оптимизации компрессорных лопаток. Например, в работе L. Yongsheng и L. Meng-Sing [2] представлены результаты многокритериальной оптимизации трансзвуковой компрессорной лопатки NASA Rotor 67 с применением эволюционных алгоритмов. Авторам удалось увеличить степень повышения полного давления в венце на 1,8% и снизить его массу. Benini E. в своей работе, посвященной NASA Stage 37 [3], повысил адиабатический коэффициент полезного действия (КПД) венца на 1,5%. A. Samad и K.Y. Kim [4] с помощью изменения положения выноса центра масс (навала) в окружном направлении смогли увеличить характеристики ступени.

Эти и большая часть работ, посвященных оптимизации, в качестве объекта исследования рассматривают либо один венец, либо одну ступень. При этом работ, направленных на пространственную оптимизацию многоступенчатых осевых компрессоров — значительно меньшее количество. На это имеется множество причин. Самой главной из них является отсутствие экспериментальной базы в открытом доступе, т.к. результаты проведения физических испытаний, геометрия проточной части, общие характеристики всего узла — являются интеллектуальной собственностью предприятия-исследователя. И именно по этой причине, методик постановок подобного рода задач — не так много.

В связи с этим, данная работа направлена на составление подхода по постановке задачи пространственной многокритериальной оптимизации компрессорной ступени и её апробации с дальнейшей перспективой его проецирования на многоступенчатый компрессор.

ФОРМИРОВАНИЕ АЛГОРИТМА ПОСТАНОВКИ ЗАДАЧИ

Любая задача, будь то практическая или научно-исследовательская, нуждается в чётко поставленном, последовательном плане действий — подходе. Оптимизация при этом не является исключением. В своей классической, математической постановке, она имеет вид:

$$\max_{\vec{x}} \{ f_1(\vec{x}), f_2(\vec{x}), \dots, f_k(\vec{x}) \}, \\ \vec{x} \in S,$$

где $f_i : R^n \rightarrow R$, при $k \geq 2$ — целевые функции; $\vec{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ — векторы решений, которые относятся к непустой области определения S .

Суть заключается в поиске вектора целевых переменных с учётом наложенных ограничений и приводящего к улучшению целевой функции. «Оптимальность» полученных векторов решений принято определять по критерию Парето. При данной трактовке задачи, оптимальным решением является то, которое при улучшении одного из критериев не приводит к ухудшению другого [5].

В рамках данной работы особенности методов решения данного типа задач рассмотрены не будут. Однако, при решении практических целей, на сегодняшний день, наибольшее

распространение получили эволюционные методы. В частности — генетические алгоритмы [6, 7]. В связи с этим, сформулирован универсальный подход к постановке задачи многокритериальной оптимизации на их основе. Полученная блок-схема предлагаемого подхода приведена на рис. 1. Она включает в себя полный цикл постановки оптимизации: начиная от этапа выбора целевых функций, заканчивая постановкой задачи численного моделирования – Computational Fluid Dynamics (CFD). Данный подход планируется использовать в текущей работе.

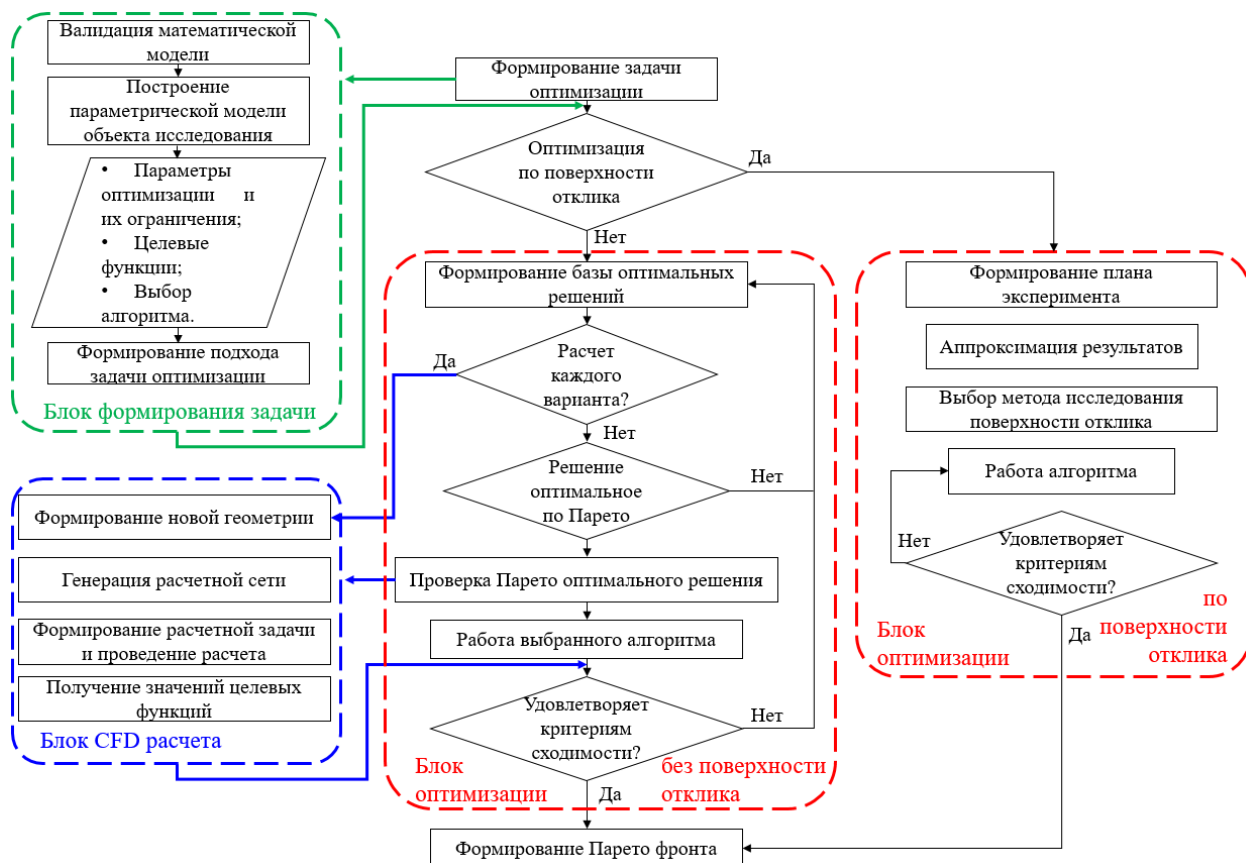


Рис. 1. Предлагаемая схема подхода к формированию задачи многокритериальной оптимизации.

Fig. 1. The proposed diagram of the approach to setting up multi-objective optimization problem.

БЛОК ФОРМИРОВАНИЯ ЗАДАЧ

ОПИСАНИЕ ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЯ

Как уже было сказано ранее, прежде чем приступать к оптимизации многоступенчатого компрессора следует апробировать составленную методику на модельной ступени. В связи с этим, на данную роль выбрана трансзвуковая модельная осевая компрессорная ступень NASA Stage 37. Параметры ступени на расчётном режиме приведены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики NASA Stage 37

Table 1. The NASA Stage 37 Parameters

Параметр	Значение
Адиабатический КПД ступени, -	0,842
Степень повышения полного давления в ступени, -	2,05
Обороты, об/мин	17188,7
Радиальный зазор, мм	0,0356
Число рабочих лопаток, шт.	36
Число направляющих лопаток, шт.	46

Подробно с параметрами ступени, а также методикой проведения можно ознакомиться в соответствующих отчетах NASA [8].

ВАЛИДАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Для получения достоверных результатов оптимизации для любого объекта необходимо

выполнить: проверку корректности разрешения заложенных в математическую модель уравнений — верификацию; скорректировать модель и дополнить математический аппарат с целью соответствия результатов численного исследования экспериментальным данным — валидацию.

В ходе проделанных ранее работ [9, 10] был проведён полный цикл верификации и валидации математической модели объекта исследования на номинальном режиме работы, а именно:

- проведение первичного расчёта холодной геометрии с целью определения полей давлений и температур, действующих на лопатку;
- расчёт напряжённо-деформированного состояния пера рабочей лопатки с целью определения её «горячей» геометрии;
- пересчёт характеристик ступени с учётом «горячей» геометрии.

Все приведенные выше расчёты выполнены: в стационарной постановке в системе ANSYS CFX с применением низкорейнольдсовой модели турбулентности Ментера (SST); на расчётной сети, обеспечивающей разрешение вязкого подслоя ($y_{ave}^+ \leq 2$); с учётом распределения параметров по высоте на входе в ступень.

Получено относительное отклонение по адиабатическому КПД и степени повышения полного давления на расчётной точке меньше 0,75% по относительной величине. Это позволяет судить об удовлетворительном совпадении результатов численного исследования и физического эксперимента, а также о пригодности используемой математической модели для последующей многокритериальной оптимизации.

ПОСТРОЕНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЯ

Параметрическое моделирование рабочих и направляющих лопаток осуществляется в программе NUMECA AutoBlade согласно апробированной методике [11]. Каждая из лопаток представлена пятью сечениями по высоте с точкой установки профиля на входной кромке. Детальные сведения по настройкам параметрических моделей приведены в табл. 2.

Таблица 2. Настройки построения параметрической модели NASA Stage 37

Table 2. Settings for building the NASA Stage 37 parametric model

Параметр	Рабочая лопатка (РЛ)	Направляющая лопатка (НА)
Число полюсов в меридиональных обводах	Bezier (n-parametric) при $n = 10$	
Число сечений по высоте	5	5
Тип расположения сечений лопаток	Конический (Conical)	
Меридиональный и тангенциальный навал	Bezier (n-parametric) при $n = 5$	Bezier (n-parametric) при $n = 5$
Количество точек на стороне разряжения	8	7
Количество точек на стороне давления РЛ	7	6

Итоговый вид параметрических моделей лопаток ступени приведён на рис. 2.

Для оценки качества построенной параметрической модели проведено дополнительное исследование, заключающееся в сопоставлении полученных интегральных параметров и характера течения с результатами исходной математической модели [12].

При этом, для последующего анализа влияния используемой модели турбулентности на результаты оптимизации, вышеописанное исследование проводилось для двух моделей: $k-\varepsilon$ и SST (рис. 3). Расчётные сети удовлетворяют значениям параметра $y_{ave, k-\varepsilon}^+ : 60$ и $y_{ave, SST}^+ : 2$ и содержат 2,6 и 4,2 млн элементов соответственно.

Ввиду сложности исходной геометрии, что особенно выражено в периферийном сечении, можно наблюдать расхождение в интегральных характеристиках ступени.

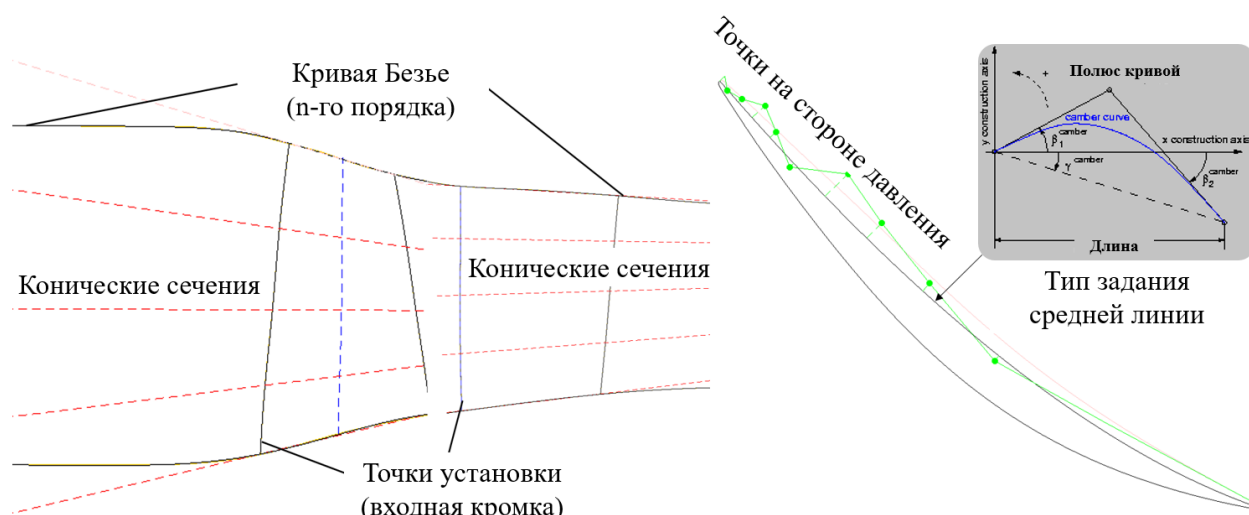


Рис. 2. Параметрическая модель осевой компрессорной ступени.

Fig. 2. Parametric model of the axial compressor stage.

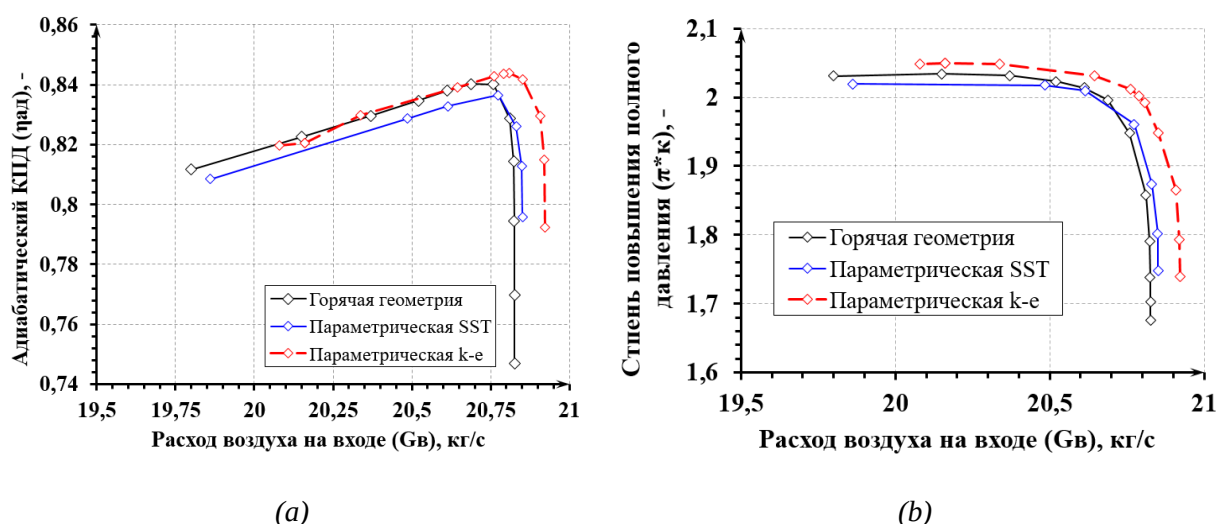


Рис. 3. Сопоставление характеристик NASA Stage 37: исходной (a) и параметрических (b) моделей в двух вариантах постановки.

Fig. 3. Comparison of the characteristics of the NASA Stage 37: initial (a) and parametric (b) models in two versions.

Однако оно не превышает 0,25% по относительной величине, что указывает на возможность применения используемого способа построения параметрической модели рассматриваемого объекта для последующей многокритериальной оптимизации.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЯ

Для корректной постановки задачи оптимизации следует задаться следующими данными:

- целевыми функциями: выбрать признаки, по которым будет проводится сравнительная оценка альтернативных вариантов с обеспечением требования их минимизации или максимизации [13];
- параметрами оптимизации: перечень варьируемых величин для обеспечения требований целевых функций;
- ограничениями;
- допущениями.

Наиболее часто используемой целевой функцией при доводке лопаток компрессоров является максимизация адиабатического КПД компрессора на расчётном режиме. В данной работе предлагается задаться аналогичной постановкой:

$$\eta_{ad} = \frac{\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{T_{out}^*}{T_{in}^*} - 1} \rightarrow \max,$$

где π_k^* — степень повышения полного давления в компрессоре; T_{out}^* и T_{in}^* — температуры торможения на выходе из компрессора и входе в него.

В качестве второй целевой функции предлагается рассмотреть минимизацию неравномерности эпюры полного давления на выходе из НА. Данное условие позволит обеспечить благоприятное натекание на гипотетически стоящую следом рабочую лопатку. Способ определения равномерности эпюры полного давления не имеет устоявшегося метода, однако в работе рассматривается следующий способ:

$$\Delta p_{out}^* = \frac{p_{out,max}^* - p_{out,min}^*}{p_{out,ave}^*},$$

где $p_{out,max}^*$ — максимальное значение в эпюре полного давления на выходе из ступени; $p_{out,min}^*$ — минимальное значение в эпюре полного давления на выходе из ступени; $p_{out,ave}^*$ — среднеарифметическое значение эпюры давления выходе из ступени.

Во время оптимизации лопаток компрессора в качестве параметров выступает геометрия пера. Для каждого из расчётных сечений рассматриваются параметры, указанные в табл. 3. Суммарное число параметров на две венца — 35 шт.

Таблица 3. Перечень параметров оптимизации

Table 3. Optimization parameters list

Венец	Параметр	Диапазон варьирования
Рабочая лопатка θ	Лопаточный угол на входе ($\beta_{1л}$)	$\pm 3^\circ$
	Лопаточный угол на выходе ($\beta_{2л}$)	
	Угол установки профиля ($\gamma_{рл}$)	
Направляющий аппарат	Лопаточный угол на входе ($\alpha_{1л}$)	$\pm 3^\circ$
	Лопаточный угол на выходе ($\alpha_{2л}$)	
	Угол установки профиля ($\gamma_{на}$)	
	Вынос центра масс в окружном направлении ()	

Ограничения напрямую коррелируют с задачей исследования: сохранение расходных и напорных показателей в расчётной точке. Следовательно, необходимо зафиксировать расход рабочего тела на входе в ступень (G_{in}) и степень повышения полного давления ступени (π_k^*) с учётом небольшого отклонения, а именно:

$$G_{in} \pm 0,5\%, \quad \pi_k^* \pm 1\%.$$

При постановке текущей задачи также присутствует ряд допущений:

- используемый алгоритм на данном этапе работы способен работать только с одной точкой на характеристике. В связи с этим, выбранные оптимальные варианты будут нуждаться в последующем пересчёте всей напорной ветки с целью определения изменения коэффициентов запаса устойчивости;
- в ходе оптимизации упор также делался и на сохранение осевых габаритов ступени. По этой причине меридиональные проекции хорд лопаток остаются постоянными;
- из-за сложности увязки различных программных продуктов в работе не удалось реализовать автоматическую проверку оптимальных решений на статическую и динамическую прочность.

Итоговый вид поставленной задачи выглядит следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \eta_{ad} = \frac{\pi_k^{* \frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{T_{out}^*}{T_{in}^*} - 1} \rightarrow \max, \\ \Delta p_{out}^* = \frac{p_{out,max}^* - p_{out,min}^*}{p_{out,ave}^*} \rightarrow \min, \\ G_{in} \pm 0,5\%, \\ \pi_k^* \pm 1\%, \\ \beta_{1л}, \beta_{2л}, \gamma_{пл}, \alpha_{1л}, \alpha_{2л}, \gamma_{на}, \theta \pm 3^\circ. \end{array} \right.$$

Основываясь на постановке задачи, которая была описана ранее, можно сформировать алгоритм оптимизации исследуемой ступени (рис. 4), в своей основе похожий на тот, что указан в работе [14].

Для оптимизации используется алгоритм IOSO [15], который с помощью программы, написанной на языке Python, увязан на работу всех внутренних блоков.

Скорректированная геометрия пера лопатки строится в системе AutoBlade и экспортируется в формате .geomTurbo для удобства дальнейшей работы в сеточном генераторе. Построение структурированной расчетной сети, с учётом импорта альтернативного варианта геометрии, осуществляется в системе NUMECA AutoGrid, согласно сформированному заранее шаблону, который идентичен для всех вариантов.

Полученная сеточная модель импортируется в систему ANSYS CFX. На данном этапе формируется математическая модель ступени с заданными граничными условиями. Модель объекта направляется на расчёт, по результатам которого осуществляется автоматическая постобработка. Итоговые характеристики полученного альтернативного варианта ступени направляются в оптимизатор IOSO, который осуществляет проверку на выполнение критерия сходимости и формирует новые варианты геометрии, варьируя входные параметры.

БЛОК ОПТИМИЗАЦИИ

Реализуемая задача оптимизации осуществляется для двух вариантов постановки: на низкорейнольдсовой модели турбулентности Ментера (SST) и высокорейнольдсовой модели (k-ε). Первый вариант постановки позволит получить более точное решение, однако потребует значительно больших вычислительных ресурсов и затрат времени. В связи с этим, принято решение качественно и количественно оценить полученные в ходе оптимизации альтернативные варианты геометрии и затраченные временные ресурсы.

Параметры исходных точек для двух указанных вариантов постановки задачи приведены в табл. 4.

Таблица 4. Параметры исходных точек для оптимизации NASA Stage 37 в двух вариантах постановки

Table 4. Parameters of the starting points for optimization of the NASA Stage 37 in two approaches

Модель турбулентности	SST	k-ε
Массовый расход на входе (G_{in}), кг/с	20,71	20,83
Степень повышения полного давления (π_k^*), -	2,004	1,995
Адиабатический КПД (η_{ad}), %	83,87	84,34
Неравномерность полного давления на выходе (Δp_{out}^*), %	32,21	27,13

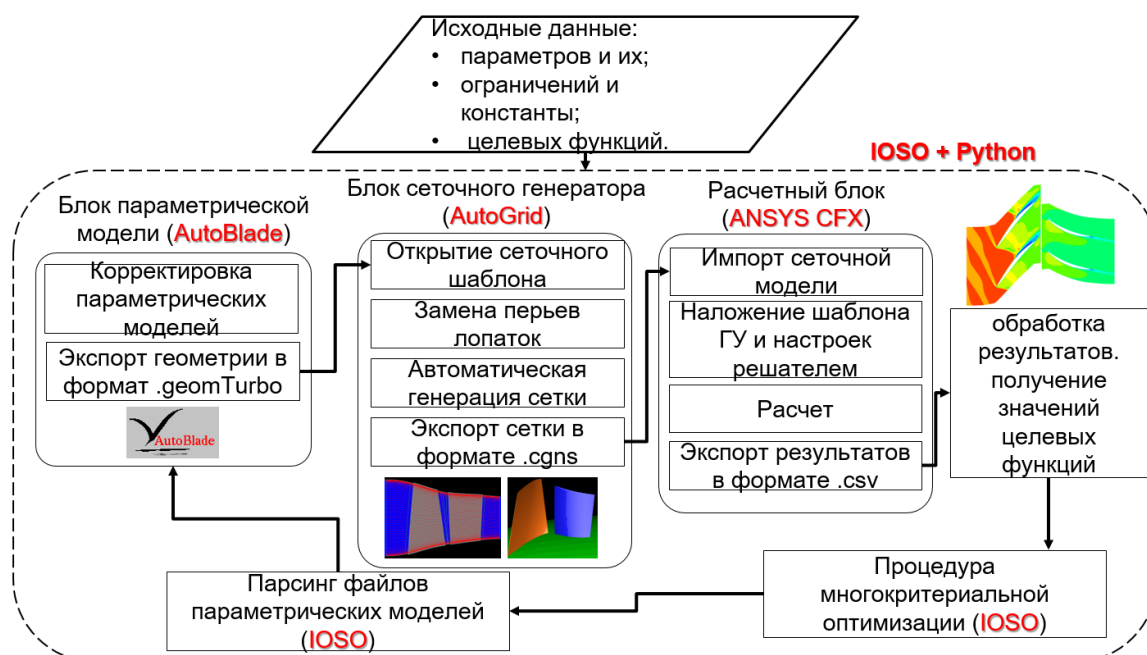
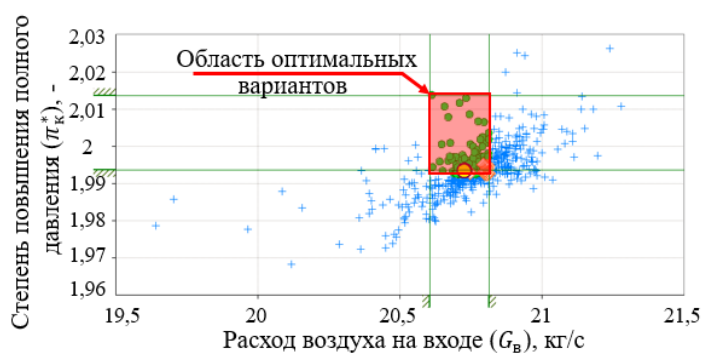


Рис. 4. Схема предлагаемой постановки задачи многокритериальной оптимизации NASA Stage 37.

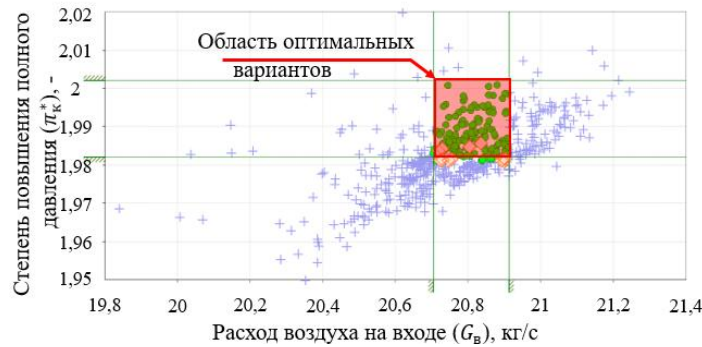
Fig. 4. The diagram of the proposed formulation of the multi-criteria optimization problem for the NASA Stage 37.



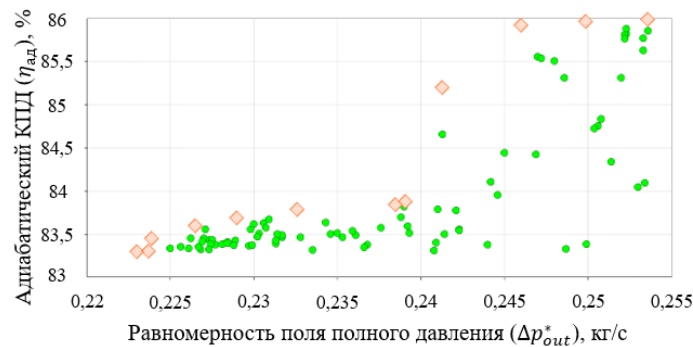
(a)



(b)



(c)



(d)

Рис. 5. Облако точек альтернативных вариантов, полученных в результате оптимизации NASA Stage 37 с применением модели турбулентности SST: *a* — в $G_B(\pi_k^*)$ координатах ; *b* — в $\Delta p_{out}(\eta_{ad})$ координатах ; и для модели турбулентности k-ε: *c* — в $G_B(\pi_k^*)$ координатах ; *d* — в $\Delta p_{out}(\eta_{ad})$ координатах.

Fig. 5. A point cloud of alternative options obtained as a result of the NASA Stage 37 optimization: using the SST turbulence model: *a* — in $G_B(\pi_k^*)$ coordinates; *b* — in $\Delta p_{out}(\eta_{ad})$ coordinates; and using k-ε turbulence models: *c* — in $G_B(\pi_k^*)$ coordinates; *d* — in $\Delta p_{out}(\eta_{ad})$ coordinates.

В качестве критерия сходимости указано количество шагов оптимизатора — 600 шагов. По достижению данной отметки получено облако точек, представленное на рис. 5.

Путём пересечения заданных ограничений формируется область оптимальных параметров, где альтернативные варианты удовлетворяют поставленной задаче. В данной области осуществляется поиск Парето оптимальных решений, согласно принципу, описанному ранее.

На сформированных Парето фронтах выбираются три характерных варианта для последующего анализа (рис. 6). При этом можно сразу отметить схожую «седлообразность» Парето фронтов. Вариант А обеспечивает наилучшую неравномерность, но при этом адиабатический КПД — наименьший. Вариант В — наоборот, позволяет получить наибольший КПД ступени, однако неравномерность также получается наибольшей. Вариант С является промежуточным между А и В: умеренная неравномерность и КПД. Стоит отметить, что при любых предложенных вариантах поле давлений получается лучше, чем в исходной точке.

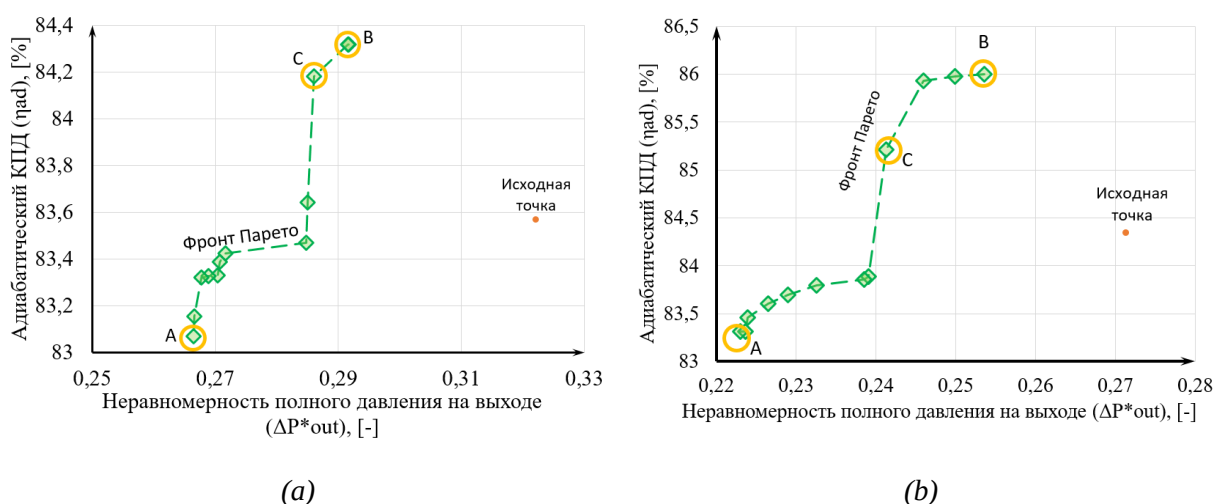


Рис. 6. Парето фронты для постановки с SST (a) и k-ε (b) моделями турбулентности соответственно.

Fig. 6. Pareto frontiers for formulation with the SST (a) and the k-ε (b) turbulence models

3D твёрдотельные модели лопаток для каждого из 6 вариантов приведены на рис. 7. Исходный вариант геометрии, приведенный для сопоставления, обозначен как Base.

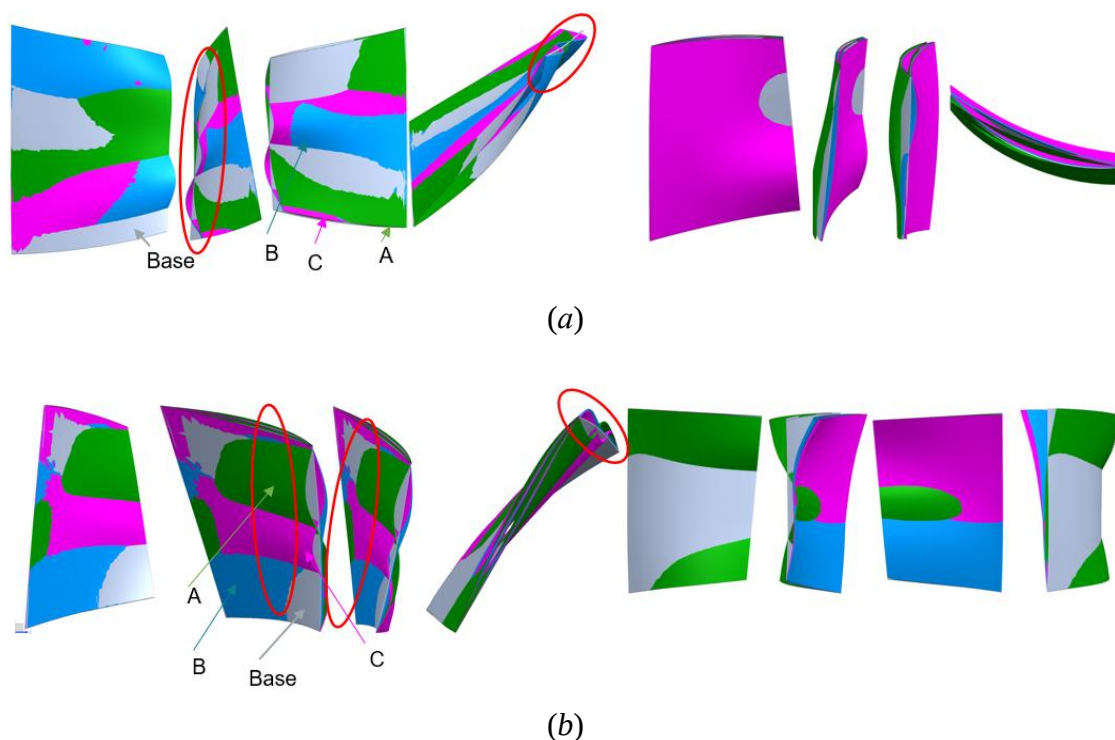


Рис. 7. Твёрдотельные модели рабочих и направляющих лопаток после оптимизации для SST и k-ε моделей турбулентности соответственно.

Fig. 7. Solid-state models of working and guiding vanes, optimized for the SST and the k-ε turbulence models.

При этом видно, что наибольший градиент изменения геометрических параметров приходится на выходную кромку. Данный факт негативным образом может сказаться на прочностных характеристиках лопаток. Данное обстоятельство вызвано расположением точки установки параметрического профиля на входную кромку. Чтобы нивелировать указанный недостаток необходимо сместить данную точку установки профиля с входной кромки на центр масс для более равномерного изменения геометрических параметров по профилю.

Для количественной оценки полученных результатов принято решение провести анализ «от общего к частному»:

- Компрессор. Определяются интегральные характеристики узла: адиабатический КПД,

степень повышения полного давления, расход и др.

- Ступень. Определяются её общие параметры: степень реактивности, напор, степень повышения давления, коэффициент расхода и др. Для рассматриваемого случая данный пункт объединяется с предыдущим.
- Венец. Параметры венца осредненные по массовому расходу: коэффициент расхода и напора, коэффициент потерь, фактор диффузорности, треугольники скоростей и др.
- Сечение. Параметры характерного сечения по высоте лопатки: пределы аэродинамической нагрузки сечения, коэффициент потерь, локальные треугольники скоростей.

Так как вышеописанная методика требует обработки большого объема информации, то данную процедуру было принято решение автоматизировать. Написана программа на языке Python, которая в автоматическом формате производит постобработку полученных решений.

Для оценки характеристик венцов используются такие параметры, как:

- коэффициент напора

$$\psi_T = \frac{H_T}{U^2},$$

где H_T — теоретический напор; U — окружная скорость;

- коэффициент расхода:

$$\varphi = \frac{C_a}{U},$$

где C_a — осевая проекция абсолютной скорости;

- коэффициент потерь:

$$\omega = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1},$$

где p_1^* — полное давление на входе в венец; p_2^* — полное давление на выходе из венца; p_1 — статическое давление на входе в венец.

Пределы аэродинамической нагрузки лопаток оцениваются с помощью двух параметров: фактор диффузорности Либляйна и коэффициент восстановления статического давления.

Фактор диффузорности был определен Либляйном в закрытом отчете NASA в 1953 г. [16] и опубликован в 1956 г. [17]. Данный критерий является наиболее важным для оценки аэродинамической нагрузки. Его физический смысл: насколько сильно затормозился поток на стороне разряжения профиля по отношению к максимальной скорости на стороне разряжения. Данное отношение определяет пределы повышения давления и поворота потока. Для упрощения обработки результатов принято решение об анализе общего фактора диффузорности, который качественно корректно характеризует изменение нагруженности с изменением угла атаки [18]. Общий фактор диффузорности определяется следующим образом:

$$D_f = 1 - \frac{W_2}{W_1} + \frac{\Delta W_u}{2\sigma W_1},$$

где W_2 — относительная скорость на выходе из венца; W_1 — относительная скорость на выходе из венца; ΔW_u — изменение окружной компоненты относительной скорости в венце; σ — плотность решетки.

Коэффициент восстановления статического давления (c_p) является еще одним из критериев, характеризующих аэродинамическую нагруженность венца и его работу как диффузионного канала [18]. Он определяется по формуле:

$$c_p = \frac{p_2 - p_1}{p_1^* - p_1},$$

где p_2 — статическое давление на выходе из венца.

В качестве примера приведены результаты постобработки оптимизации с применением модели турбулентности $k-\epsilon$ (рис. 8).

Наибольшими потерями в венце РЛ обладает вариант А. При этом уровень потерь в НА для этого варианта — наименьший. Отрицательные значения коэффициента восстановления статического давления (C_p) указывают на то, что в данной области канал работает как конфузорный. При этом для вариантов В и С в точке с расходом 20,8 кг/с наблюдается перегиб данной характеристики, что сигнализирует о срыве в данной точке.

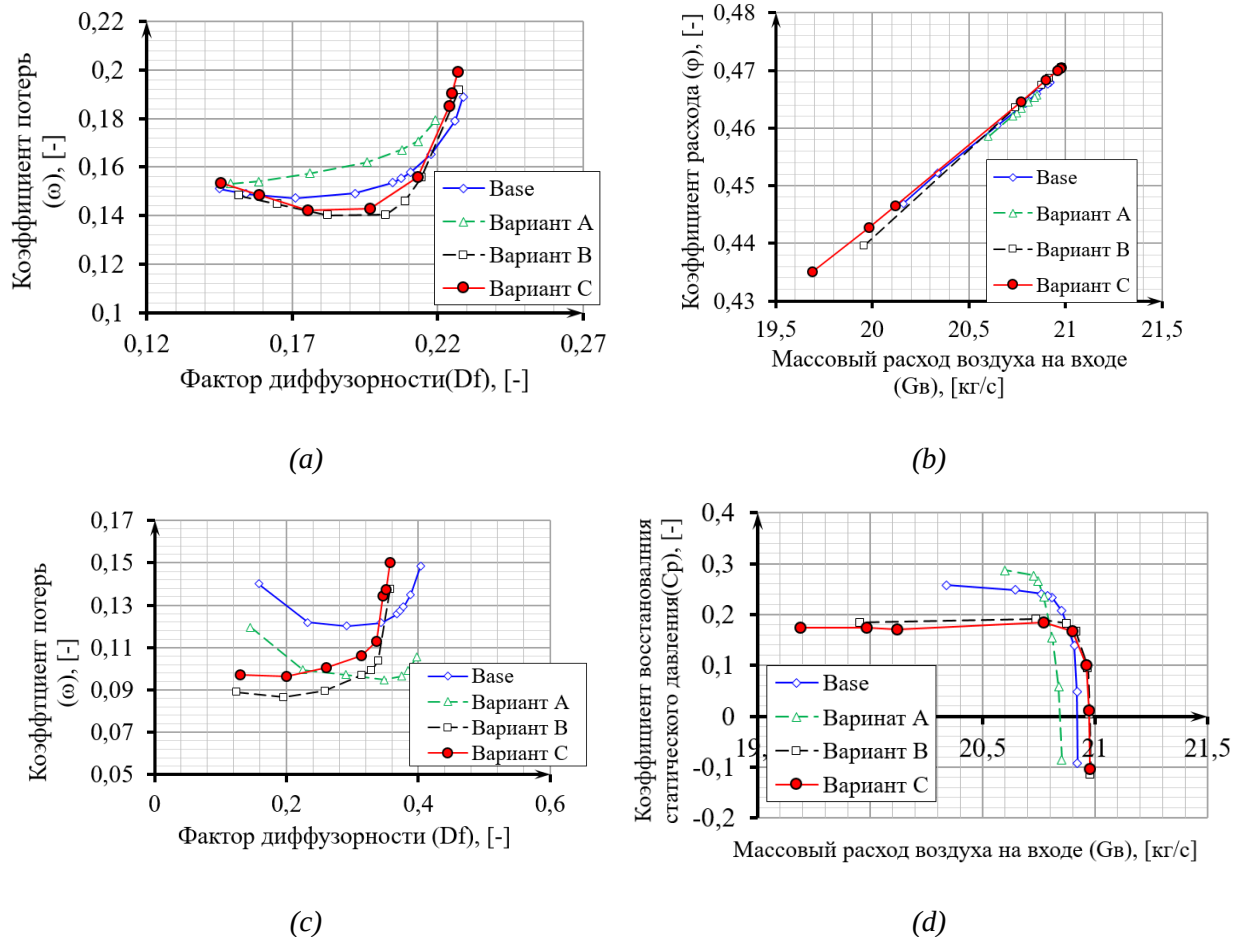


Рис. 8. Постобработка венцов РЛ (a), (b) и НА (c), (d) для модели турбулентности $k-\epsilon$.

Fig. 8. Post-processing of rotor vane (a), (b) and stator vane (c), (d) for the $k-\epsilon$ turbulence model.

Анализ отдельных расчётных сечений по высоте лопатки заключается в определении уже описанных выше параметров. В добавок к этому, для дополнительной количественной оценки аэродинамической нагрузки полученных плоских решеток вводятся дополнительные критерии:

- коэффициент подъёмной силы, определенный по параметрам на выходе [16]:

$$C_{L,2} = 2 \cdot \frac{\cos^2 \beta_1}{\sigma \cdot \cos^2 \beta_m} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2),$$

где β_m — средневекторное значение угла потока;

- коэффициент подъёмной силы, определенный по средневекторным параметрам [16]:

$$C_{L,m} = 2 \cdot \frac{\cos^2 \beta_m}{\sigma} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2);$$

- коэффициент запираения Вислиценуса [19]:

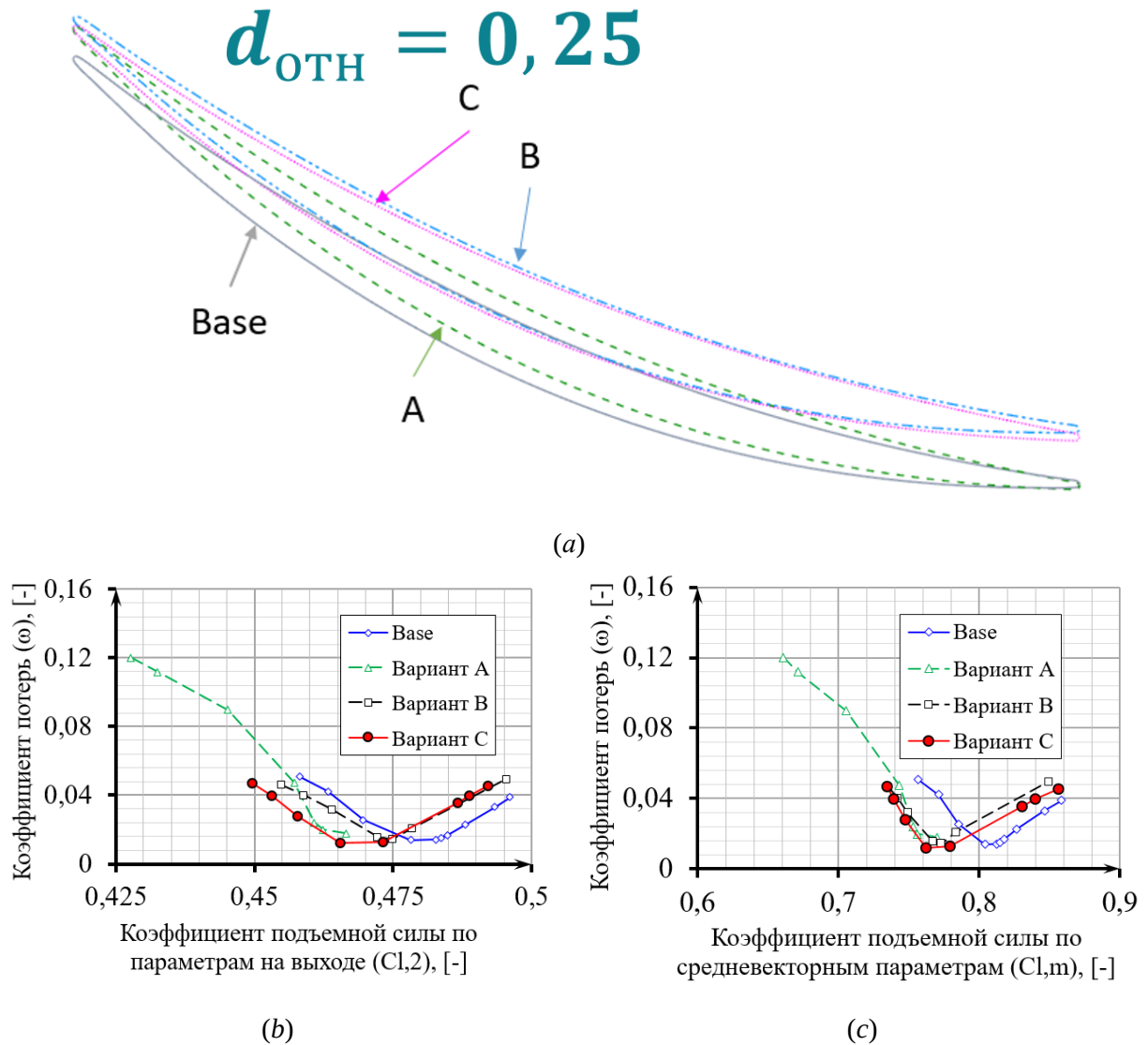
$$C_s = C_{L,m} + \frac{1}{q} \cdot \left(\frac{W_1^2 - W_2^2}{W_m^2} \right);$$

– параметр градиента скорости Хауэлла [16]:

$$\Gamma = C_{L,m} \left(\frac{W_1}{W_2} \right)^3.$$

Пример проведённой постобработки для НА, сечения на относительном диаметре $d_{отн} = 0,25$, варианта с моделью турбулентности k-ε приведен на рис. 9.

При этом детальный анализ каждого расчётного сечения в рамках данной работы будет опущен ввиду объёма располагаемой для анализа информации.



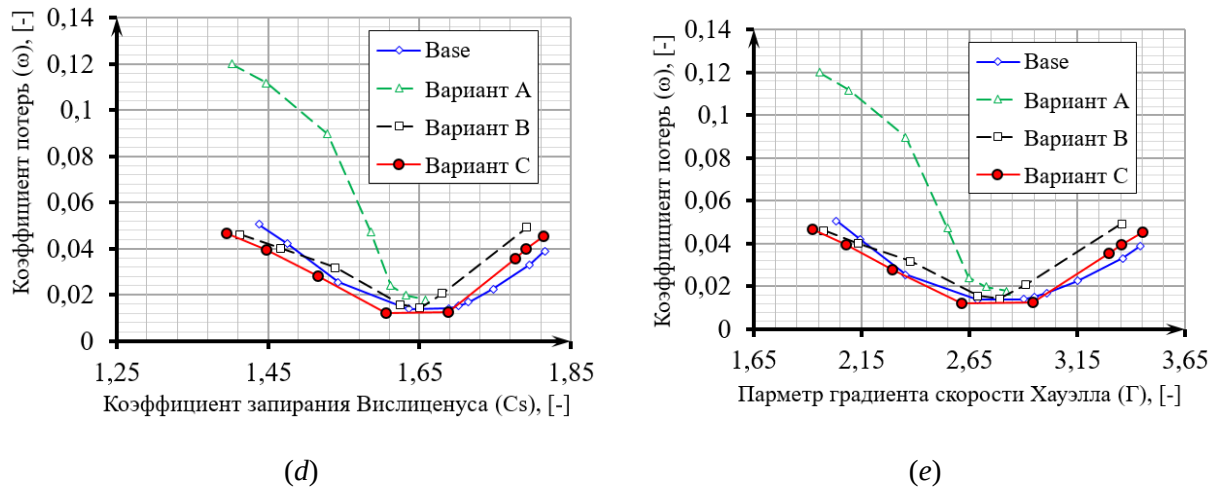
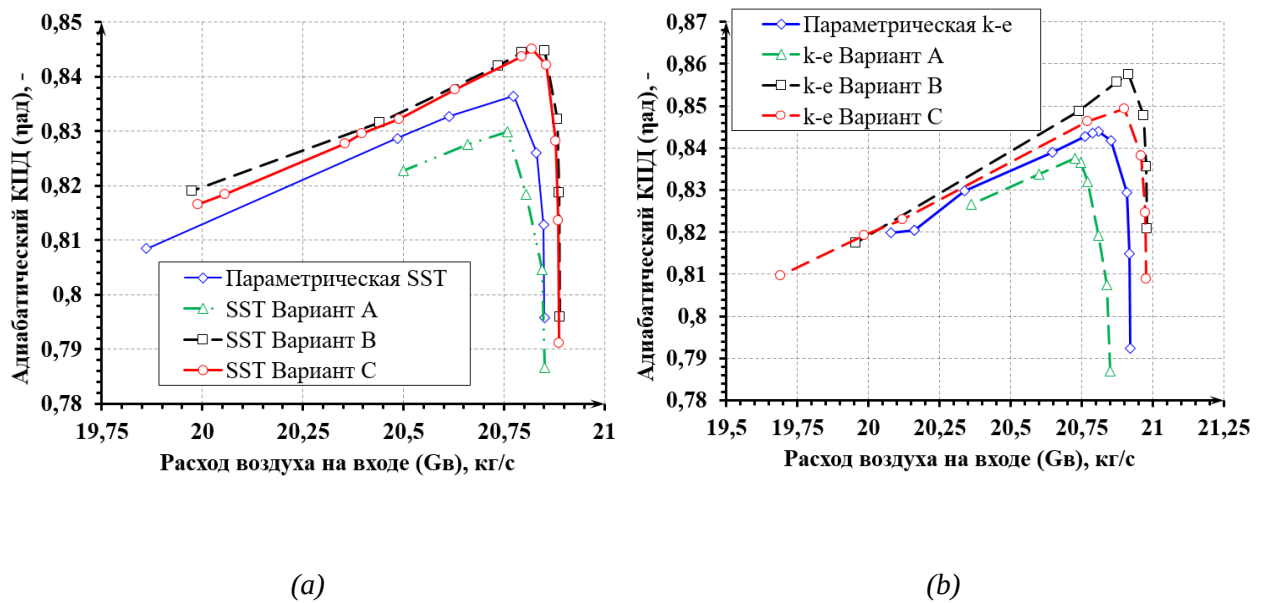


Рис. 9. Результат постобработки лопатки НА в характерном сечении $d_{\text{отн}} = 0,25$: *a* — сопоставление альтернативных профилей; *b* — зависимость типа $\omega = f(C_{L,2})$; *c* — зависимость типа $\omega = f(C_{L,m})$; *d* — зависимость типа $\omega = f(C_s)$; *e* — зависимость типа $\omega = f(\Gamma)$.

Fig. 9. Post-processing of stator blade at specific section $d_{\text{rel}} = 0,25$: *a*: comparison of alternative profiles; *b*: in the form $\omega = f(C_{L,2})$; *c*: in the form $\omega = f(C_{L,m})$; *d*: in the form $\omega = f(C_s)$; *e*: in the form $\omega = f(\Gamma)$.

По результатам проведенных расчётов для двух вариантов постановки задачи оптимизации были построены интегральные характеристики альтернативных вариантов геометрии (рис. 10).



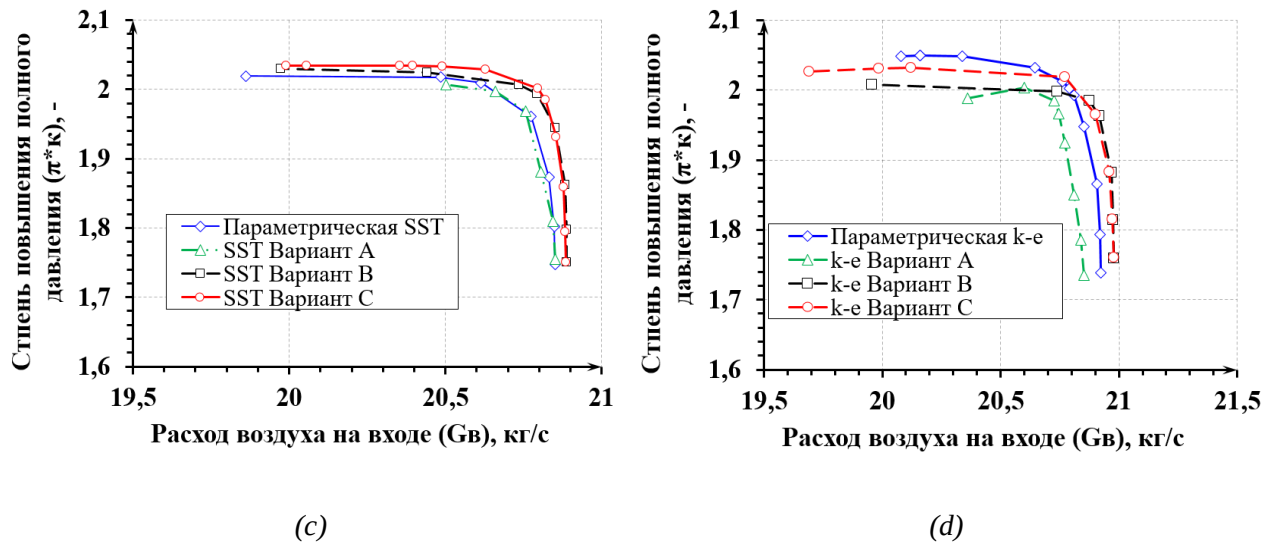


Рис. 10. Сопоставление интегральных характеристик альтернативных вариантов для двух вариантов постановки задачи: SST – (a) и (b); k-ε – (c) и (d).

Fig. 10. Comparison of the integral characteristics of alternative options for two approaches: the SST: (a) и (b); the k-ε: (c) и (d).

Оценка полученных характеристик осуществляется с помощью анализа абсолютного (Δ) и относительного (δ) приращения $\eta_{ad,расч}$ (табл. 5): адиабатического КПД на расчётной точке ($\eta_{ad,расч}$); коэффициента запаса устойчивости (Δk_y); равномерности эпюры полного давления на выходе из ступени (Δp_{out}^*).

Таблица 5. Приращение интегральных параметров

Table 5. Increment of integral characteristics

Вариант	Величина	Вариант А		Вариант В		Вариант С	
		$\Delta, [-]$	$\delta, [\%]$	$\Delta, [-]$	$\delta, [\%]$	$\Delta, [-]$	$\delta, [\%]$
k-ε		-0,72	-0,856	1,1	1,4	0,55	0,66
	Δk_y	-4,6	-70,14	0,67	10,23	0,86	13,18
	Δp_{out}^*	-4,9	-18,39	-0,03	-0,113	-1,3	-4,85
SST	$\eta_{ad,расч}$	-0,65	-0,776	0,83	0,987	0,86	1,023
	Δk_y	-4,5	-58,2	-1,77	-22,85	-1	-12,9
	Δp_{out}^*	-4,1	-12,7	-2,7	-8,14	-4	-12,33

В силу того, что интегральные характеристики имеют схожий характер для двух вариантов постановки, то полученные результаты можно обобщить. Вариант А хоть и имеет наилучшую неравномерность на выходе, но в данном случае происходит ранний срыв РЛ, что значительно снижает запасы газодинамической устойчивости (вплоть до 4,6% по абсолютному значению) и КПД (вплоть до 0,72% по абсолютному значению) ступени. Вариант В имеет наибольшее значение КПД из всех, однако разница с вариантом С не столь существенна и при этом уступает ему в неравномерности. Отсюда следует вывод, что вариант С является наиболее оптимальным, как с точки зрения прироста КПД, так и снижения неравномерности.

При всём при этом, затраченные временные ресурсы на выполнение каждой из поставленных задач отличаются значительным образом. Все расчёты осуществлялись на расчетном кластере с использованием 120 вычислительных ядер. На выполнение одного оптимизационного шага с применением модели турбулентности k-ε уходит 15 мин., в то время как для варианта с моделью SST — 35 минут. Суммарное затраченное вычислительное время составляет 150 и 350 часов соответственно. Данный факт делает k-ε вариант постановки наиболее предпочтительным. Стоит также отметить, что

полученные к-ε оптимальные варианты нуждаются в дальнейшем пересчёте на модели SST для более точной оценки полученных результатов. Но даже при этом будет наблюдаться выигрыш в расчётном времени.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной работы составлен подход к постановке и проведению задач многокритериальной оптимизации применительно к осевым компрессорам: как к отдельным модельным ступеням, так и к отдельным ступеням многоступенчатых компрессоров. Составленный подход апробирован на модельной осевой компрессорной ступени NASA Stage 37. В ходе оптимизации также рассмотрено влияние используемых моделей турбулентностей на результаты поставленной задачи. По итогу оптимизации было получено шесть вариантов альтернативных геометрий рассматриваемой ступени. Наиболее оптимальным является промежуточный вариант (С) с применением модели турбулентности к-ε. Данный вариант постановки позволил на расчётном режиме получить прирост 1,1% по адиабатическому КПД и снизить неравномерность поля полного давления на выходе из ступени на 1,3%. Подкреплением полученных результатов являются данные, полученные с помощью программы обработки данных на языке Python.

При всём при этом, составленная методика нуждается в корректировке. Полученные варианты альтернативной геометрий имеют большой градиент параметров на выходной кромке. Как было описано, причиной этого является размещение точки установки параметрического профиля на входной кромке из-за чего её положение становится фиксировано. Чтобы нивелировать данный недостаток требуется сместить точку установки профиля с входной кромки на его центр масс. Еще одним недостатком является проведение оптимизации только на расчётной точке с последующим ручным пересчётом всей напорной ветки. В данный момент идет коррекция программного кода увязки всех модулей, что в ближайшей перспективе позволит просчитывать напорную ветку в автоматическом режиме.

Полученные результаты будут полезным образом использованы на следующих этапах работы, направленных на оптимизацию многоступенчатого осевого компрессора.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Вклад авторов. А.С. Золотухин — сбор информации по имеющимся методам оптимизации, проведение оптимизации ступени NASA Stage 37, написание текста и редактирование статьи; Л.Н. Маренина — обзор литературы, консультация по современным методикам многокритериальной 3D оптимизации, корректировка постановки расчетной задачи, написание и редактирование статьи; А.А. Дроздов — обзор литературы, консультация по методикам оптимизации, написание и редактирование статьи. А.Г. Никифоров — обзор литературы, консультация по основам проектирования компрессорного оборудования, написание и редактирование статьи. Все авторы одобрили рукопись (версию для публикации), а также согласились нести ответственность за все аспекты работы, гарантируя надлежащее рассмотрение и решение вопросов, связанных с точностью и добросовестностью любой её части.

Этическая экспертиза. Неприменимо.

Источники финансирования. Исследование и публикация осуществлены при поддержке Российского научного фонда (грант РНФ № 24-29-00282).

Раскрытие интересов. Авторы заявляют об отсутствии отношений, деятельности и интересов за последние три года, связанных с третьими лицами (коммерческими и некоммерческими), интересы которых могут быть затронуты содержанием статьи.

Оригинальность. При создании настоящей работы авторы использовали фрагменты ранее опубликованных собственных сведений (текст, иллюстрации, данные), отмеченные ссылками на источники в списке литературы.

Доступ к данным. Редакционная политика в отношении совместного использования данных к настоящей работе не применима, новые данные не собирали и не создавали.

Генеративный искусственный интеллект. При создании настоящей статьи технологии генеративного искусственного интеллекта не использовали.

Рассмотрение и рецензирование. Настоящая работа подана в журнал в инициативном порядке и рассмотрена по обычной процедуре. В рецензировании участвовали два внешних рецензента, член

ADDITIONAL INFORMATION

Author contributions: A.S. Zolotukhin: collecting information on available optimization methods, optimizing the NASA Stage 37, writing and editing the manuscript; L.N. Marenina: literature review, consultation on modern methods of multi-objective 3D optimization, correction of the formulation of computational problem, editing of the manuscript; A. A. Drozdov: literature review, consultation on 1D and 2D optimization methods, manuscript editing; A.G. Nikiforov: literature review, consultation on the basics of compressor design, manuscript editing. All the authors approved the version of the manuscript to be published and agreed to be accountable for all aspects of the work, ensuring that issues related to the accuracy or integrity of any part of the work are appropriately investigated and resolved.

Ethics approval: N/A.

Funding sources: This work was supported by the Russian Science Foundation (grant RSF № 24-29-00282).

Disclosure of interests: The authors have no relationships, activities, or interests for the last three years related to for-profit or not-for-profit third parties whose interests may be affected by the content of the article.

Statement of originality: No previously obtained or published material (text, images, or data) was used in this study or article.

Data availability statement: The editorial policy regarding data sharing does not apply to this work as no new data was collected or created.

Generative AI: No generative artificial intelligence technologies were used to prepare this article.

Provenance and peer review: This paper was submitted unsolicited and reviewed following the standard procedure. The peer review involved two external reviewers, a member of the editorial board, and the in-house scientific editor.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ | REFERENCES

1. Inozemcev A, Sandracikj V. Gas Turbine Engines. Perm': OAO "Aviadvigatel"; 2006. (In Russ.)
2. Kim H, Liou MS. *New fitness sharing approach for multi-objective genetic algorithms*. Journal of Global Optimization. 2012;55(3):579–595. doi: 10.1007/s10898-012-9966-4
3. Benini E. *Three-Dimensional Multi-Objective Design Optimization of a Transonic Compressor Rotor*. Journal of propulsion and power. 2004;20(3):559–565. doi: 10.2514/1.2703
4. Samad A, Kim KY. Multi-objective optimization of an axial compressor blade. *Journal of mechanical science and technology* (Seoul Print). 2008;22(5):999–1007. doi: 10.1007/s12206-008-0122-5 EDN: HFVQWF
5. Osyczka A. Multicriteria optimization for engineering design. In: *Design Optimization*. Elsevier; 1985:193–227. doi: 10.1016/b978-0-12-280910-1.50012-x
6. Rechenberg I. *Evolutionsstrategie — Optimierung technischer Systeme nach Prinzipien der biologischen Evolution*. Stuttgart: Frommann-Holzboog-Verlag; 1973. doi: 10.1002/fedr.4910860506
7. Schwefel HP. *Numerical optimization of computer models*. Chichester: Wiley & Sons; 1981.
9. Reid L. Performance of Single-Stage Axial-Flow Transonic Compressor with Rotor and Stator Aspect Ratios of 1.19 and 1.26, Respectively, and with Design Pressure Ratio of 2.05. *NASA Technical Paper*. 1980;1659.
10. Zolotukhin A, Marenina L. *Verification of the methodology for conducting CFD studies of the axial compressor stage, using the example of the NASA Stage 37 in the ANSYS CFX*. Saint Petersburg; 2023:506–510. (In Russ.) EDN: GOXMAG
11. Zolotukhin A, Marenina L, Semenovskij V, et al. CFD calculations of the axial compressor stage NASA Stage 37. In: *Innovative scientific research in the modern world: Collection of scientific articles based on the materials of the XV International scientific and practical conference, Ufa, October 22, 2024*. Ufa: Vestnik nauki; 2024:57–64. (In Russ.) EDN: BQNPGW
12. Zolotukhin A, Drozdov A, Marenina L. A method for creating a parametric model of a transonic compressor stage. In: *Equipment and technology of petrochemical and oil and gas production: Proceedings of the 14th International Scientific and Technical Conference, Omsk, March 12-15, 2024*.

Omsk: Omskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet; 2024:74–75. (In Russ.) EDN: ZFGMTS

13. Attetkov A, Galkin S, Zarubin V. *Optimization methods*. Moscow: MGTU im NE Baumana; 2003. (In Russ.)
14. Vorob'ev A, Malyshev F. Development of GTE-170.2 compressor. *Prospects for the Development of Engine Building: Proceedings of the International Scientific and Technical Conf. named after N. D. Kuznetsov (June 21-23, 2023): in 2 vol.* Samara: Samarskiy natsionalnyy issledovatel'skiy universitet imeni akademika S.P. Koroleva; 2023;2:64–65. (In Russ.) EDN: JYSXEY
15. “Sigma Technology”. *Novel Optimization Strategy - IOSO*. Iosotech.com. [internet] Accessed April 1, 2025. Available from: <https://www.iosotech.com/>
16. Lieblein S, Schwenk FC, Broderick RL. *Diffusion factor for estimating losses and limiting blade loadings in axial-flow-compressor blade elements*. NACA Research Memorandum. Washington: National Advisory Committee For Aeronautics; 1953.
17. Lieblein S. *Aerodynamic Design of Axial-flow Compressors. VI - Experimental Flow in Two-Dimensional Cascades*. Washington: National Advisory Committee For Aeronautics; 1955.
18. Cumpsty NA. *Compressor Aerodynamics*. Krieger Pub; 2004.
19. Wislicenus GF. *Fluid Mechanics of Turbomachinery*. New York: Dover Publications; 1947.

ОБ АВТОРАХ / AUTHORS' INFO

* Золотухин Антон Сергеевич,

аспирант Высшей школы энергетического машиностроения; инженер-конструктор 3 кат. сектора расчётов отдела компрессоров специального конструкторского бюро газотурбинных установок;
адрес: Россия, 195251, Санкт-Петербург, ул. Политехническая, д. 29;
ORCID: 0009-0009-3028-8512;
eLibrary SPIN: 7756-7369;
e-mail: zolotuhinant@yandex.ru
Соавторы:

Маренина Любовь Николаевна,

канд. техн. наук,
доцент Высшей школы энергетического машиностроения;
ORCID: 0000-0001-9380-9754;
eLibrary SPIN: 5842-1771;
e-mail: marenina_ln@mail.ru

Дроздов Александр Александрович,

д-р техн. наук,
профессор Высшей школы энергетического машиностроения;
ORCID: 0000-0002-7467-699X;
eLibrary SPIN: 6030-5685;
e-mail: a_drozdi@mail.ru

Никифоров Александр Георгиевич,

д-р техн. наук,
профессор кафедры механизации;
ORCID: 0009-0006-6890-2889
eLibrary SPIN: 9236-5572;
e-mail: nikiforof@mail.ru

* Автор, ответственный за переписку / * Corresponding author

* Anton S. Zolotukhin,

postgraduate of the Higher School of Power Engineering; 3rd cat. design engineer of the Simulations Sector of the Compressor Department;
address: 29 Polytechnicheskaya st, Saint Petersburg, Russia, 195251;
ORCID: 0009-0009-3028-8512;
eLibrary SPIN: 7756-7369;
e-mail: zolotuhinant@yandex.ru
Co-Authors:

Lyubov N. Marenina,

Cand. Sci. (Engineering),
Assistant Professor of the Higher School of Power Engineering;
ORCID: 0000-0001-9380-9754;
eLibrary SPIN: 5842-1771;
e-mail: marenina_ln@mail.ru

Aleksander A. Drozdov,

Dr. Sci. (Engineering),
Professor of the Higher School of Power Engineering;
ORCID: 0000-0002-7467-699X;
eLibrary SPIN: 6030-5685;
e-mail: a_drozdi@mail.ru

Aleksander G. Nikiforov,

Dr. Sci. (Engineering),
Professor of the Mechanization Department;
ORCID: 0009-0006-6890-2889;
eLibrary SPIN: 9236-5572;
e-mail: nikiforof@mail.ru