

**МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ
КОМПРЕССОРОВ****Е.С. Горячкин**

goriachkin.e.s@gmail.com

В.Н. Матвеев

valeriy2008@rambler.ru

Г.М. Попов

grishatty@gmail.com

О.В. Батулин

oleg.v.baturin@gmail.com

Ю.Д. Новикова

y.d.novikova@gmail.com

Самарский университет, г. Самара, Российская Федерация**Аннотация**

Приведен алгоритм поиска оптимальной конфигурации лопаток многоступенчатых осевых компрессоров, разработанный с использованием в качестве основного инструмента 3D CFD-моделирования, а также коммерческих программ оптимизации. Суть алгоритма заключается в том, что на базе вектора исходных данных с помощью параметризатора формируется новая геометрия лопатки, которая передается в программу 3D-расчета. Полученные результаты используются программой, реализующей алгоритм поиска оптимума и формирующей новый вектор исходных данных для достижения поставленной цели. Приведены способ параметризации формы лопатки и программы на его базе, позволяющие описывать форму профилей лопаток компрессора с минимальным числом переменных и автоматически менять форму в цикле оптимизации. Созданный алгоритм позволяет улучшить основные параметры работы компрессора за счет коррекции формы профилей лопаток и их положения относительно друг друга. Алгоритм учитывает возможное наличие ограничений разного рода. С помощью разработанного метода решены практические задачи оптимизации многоступенчатых (от 3 до 15 ступеней) осевых компрессоров газотурбинных двигателей различного назначения. В результате увеличены коэффициент полезного действия, степень повышения давления и запас устойчивости газотурбинных двигателей

Ключевые слова

Многоступенчатый компрессор, оптимизация, численная модель, параметризация, эффективность, запас устойчивости

Поступила 01.10.2020

Принята 17.12.2020

© Автор(ы), 2021

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2020-0015 «Исследование устойчивых и неустойчивых динамических и виброакустических процессов в гидравлических и газовых системах на основе физического и математического моделирования»)

Введение. Одна из важнейших задач в газотурбинном двигателестроении — повышение энергетической эффективности двигателей (снижение расхода топлива). Она определяется большим числом разнонаправленно влияющих параметров, характеризующих все узлы и двигатель в целом. Одним из самых значимых из них является КПД компрессора. Недобор КПД компрессора на 1 % может увеличить удельный расход топлива газотурбинного двигателя (ГТД) на 0,5 % [1].

В последние десятилетия методы проектирования компрессоров существенно развились благодаря применению численного моделирования с помощью уравнений Навье — Стокса и экспоненциальному росту возможностей компьютерной техники. Указанные факторы сделали возможным проведение не только детального 3D-моделирования рабочих процессов многоступенчатых осевых компрессоров (МОК), но и улучшение пространственной формы их лопаток с помощью методов математической оптимизации. Последнее обстоятельство позволяет в автоматизированном режиме формировать конструктивные варианты компрессора, которые наилучшим образом удовлетворяют всем проектным требованиям с учетом различных ограничений.

Может сложиться мнение, что оптимизация — волшебное средство, которое позволит инженеру получить наилучший вариант компрессора для каждого конкретного случая при минимальном участии пользователя. Однако широкое применение математической оптимизации при проектировании и доводке МОК еще не приняло массовый характер. Среди главных затруднений, мешающих широкому использованию оптимизации, можно выделить следующие. Во-первых, для нее требуется численная 3D-модель рабочего процесса МОК, позволяющая адекватно предсказывать влияние изменения параметров компрессора на его рабочий процесс. Во-вторых, используемая математическая модель компрессора должна иметь приемлемое время расчета, так как на практике для решения задачи оптимизации зачастую необходимо не менее 1000–3000 обращений к ней. В-третьих, требуются устойчиво работающие параметрические модели компрессорных лопаток, связанные с геометрией расчетной области, позволяющие автоматически выполнять перестройку 3D-модели лопаток компрессора. Все компоненты системы оптимизации должны быть объединены в рамках единого автоматизированного программного комплекса, устойчиво работающего во всем возможном диапазоне изменения варьируемых параметров с минимальным участием пользователя.

Цель настоящей работы — разработка и практическая апробация методов и инструментов многокритериальной оптимизации формы элементов проточной части МОК с использованием численных параметрических трехмерных моделей их рабочего процесса. Здесь и далее под критериями эффективности МОК понимаются: КПД η_k , степень повышения давления π_k^* и запас газодинамической устойчивости ΔK_y .

Обзор методов и средств оптимизации рабочего процесса компрессоров. На первом этапе проведен анализ опыта оптимизации МОК по материалам доступных научно-технических публикаций. Обобщение приведенной информации показало, что в настоящее время использование математической оптимизации — это наиболее перспективный метод проектирования и газодинамической доводки МОК.

В работах [2–4] приведены примеры решения задач оптимизации ступеней компрессора с использованием генетических алгоритмов оптимизации (genetic algorithm). Генетический алгоритм — это алгоритм поиска, используемый для решения задачи оптимизации и моделирования, путем случайного подбора, комбинирования и вариации искомым параметров с использованием механизмов, аналогичных естественному отбору в природе.

В работах [5–7] для нахождения оптимальной формы лопаток осевого компрессора используется метод сопряженных градиентов (adjoint methods). При таком подходе после формирования вектора независимых переменных вычисляются целевая функция, а также функции градиента. Затем на их основе вычисляются необходимые изменения вектора независимых переменных, и цикл повторяется до достижения требуемого результата. Важное достоинство метода — скорость сходимости задачи оптимизации мало зависит от числа варьируемых переменных.

Пример оптимизации формы лопаток осевого компрессора с использованием нейронных сетей приведен в [8], а оптимизации с использованием метода роя частиц (particle swarm optimization) — в [9]. При этом формируется начальный набор решений, называемых частицами, которые перемещаются по проектному пространству на основе простых формул. Перемещение частиц подчиняется принципу наилучшего найденного в этом пространстве положения, которое постоянно меняется при нахождении частицами более выгодных положений.

В ряде работ используются коммерческие пакеты оптимизации. Так, в [10, 11] используется пакет iSight. Пример оптимизации с применением программы оптимизации IOSO [12] приведен в [13, 14], в [15–18] — собственный программный код исследователей.

Обобщение результатов анализа показало, что сегодня нет однозначного мнения о том, какой метод лучше подходит для оптимизации МОК. Выбор конкретного метода часто основывается на традициях научного коллектива и доступном программном обеспечении. Также отмечен следующий факт. В большинстве работ по оптимизации осевых компрессоров рассматривается только один или два лопаточных венца, что свидетельствует об имеющихся сложностях при применении методов одновременной оптимизации всей проточной части МОК и подтверждает актуальность представленной работы.

Во всех найденных работах отмечается, что для успешной оптимизации все указанные компоненты должны быть объединены в единый вычислительный алгоритм. Он должен представлять собой комплексную систему, состоящую из взаимосвязанных компонентов (эффективная численная модель, позволяющая моделировать рабочий процесс компрессора с минимальными ресурсами, устойчивый модуль параметрического изменения проточной части компрессора и алгоритм поиска оптимума), настроенных для эффективного решения указанной задачи.

Параметризация профилей лопаток. Одной из ключевых технологий алгоритма многокритериальной оптимизации формы элементов проточной части МОК является параметризация формы лопаток. Здесь и далее под параметризацией понимается набор независимых переменных, полностью описывающих форму профиля лопатки совместно с алгоритмом ее построения.

Авторы настоящей работы на практике реализовали собственный способ параметризации лопаток компрессора. Она осуществляется в два этапа (рис. 1 и табл. 1).

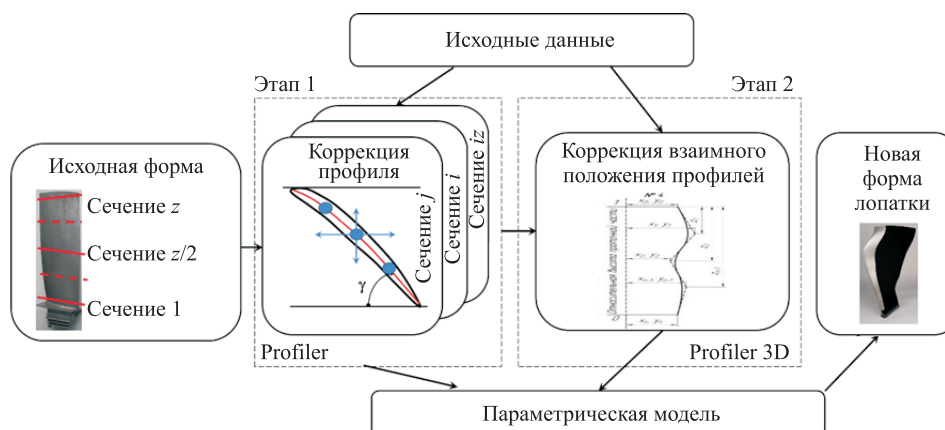


Рис. 1. Принципиальная схема созданной схемы параметризации

Таблица 1

Этапы параметризации и их характеристики

Этап	Первый (в программе Profiler)	Второй (в программе Profiler 3D)
Что изменяется на этапе?	Угол установки средней линии. Положение контрольных точек на средней линии	Смещение отдельных сечений в осевом и окружном направлении. Масштабирование хорды профиля. Масштабирование толщины профиля
Как задается закономерность изменения формы?	Непосредственно меняются координаты или параметры каждого корректируемого сечения и точки средней линии	Задается зависимость изменения корректируемого параметра вдоль высоты лопатки и модифицируются параметры контрольных точек зависимости

На первом этапе происходит описание формы плоских (цилиндрических или конических) контрольных сечений в программе Profiler [19] (рис. 2), разработанной на кафедре теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета. Данная программа позволяет преобразовать таблицу координат, которая в рабочем чертеже описывает форму лопатки, в текстовые файлы исходных данных для построения расчетных моделей турбомашин в программах NUMECA и TurboGrid. Программа Profiler также позволяет изменять форму средней линии, угол установки профиля и ряд других важных параметров, характеризующих профиль лопатки [19].

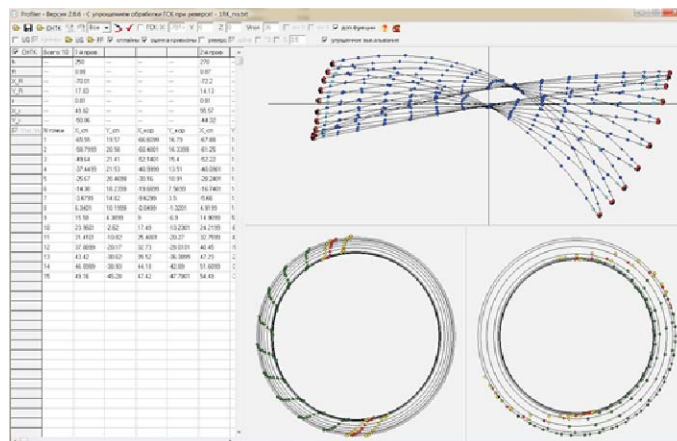


Рис. 2. Скриншот программы Profiler

Второй этап параметризации выполняется в программе Profiler 3D, разработанной авторами статьи [20]. Она позволяет:

- изменять взаимное расположение (смещать в осевом, радиальном и окружном направлениях) контрольных сечений лопатки на основе выбранного закона увязки сечений по высоте лопатки (см. далее);
- масштабировать толщины и хорды сечений лопатки путем коррекции закономерностей изменения масштабирующих коэффициентов по высоте лопатки.

Алгоритм, лежащий в основе программы Profiler 3D, построен с учетом особенностей рабочего процесса компрессора. Схема параметризации выбрана на основе физических представлений о структуре потока в лопаточных венцах таким образом, чтобы иметь возможность целенаправленно влиять на форму лопаток в характерных областях межлопаточного канала: ядре потока, пристеночных, втулочной и периферийной зонах. Вторая особенность состоит в том, что число лопаточных венцов в МОК может быть большим и превышать 30. Учитывая, что число варьируемых переменных в процессе оптимизации обычно ограничено, выбранная схема параметризации лопаток МОК обеспечивает пользователю возможность изменения числа варьируемых переменных на один венец в зависимости от размерности задачи.

Основная идея параметрического описания взаимной увязки положения сечений по высоте лопатки, реализованного в программе Profiler 3D, заключается в использовании зависимости (функции) распределения варьируемого параметра (например, смещения сечения вдоль одной координатной оси) вдоль радиуса (рис. 3) $x_i = f(r)$. Изменение увязки происходит путем коррекции значения варьируемой переменной в контрольных точках зависимости $x_i = f(r)$.

Значения переменных в произвольных точках зависимости $x_i = f(r)$ рассчитываются по уравнению полинома соответствующей степени [21]. Закономерности изменения параметров вдоль радиуса могут быть различны для разных венцов одного МОК.

Принципиальный выбор закона изменения параметров (числа контрольных сечений) по высоте лопатки дает пользователю эффективный инструмент сокращения числа переменных, описывающих форму профиля. По мере усложнения закона пользователь получает большую гибкость при оптимизации, что позволит достичь лучшего результата, но число переменных, необходимое для описания профиля, существенно увеличивается. Воздействие на радиальное положение контрольных точек позволяет

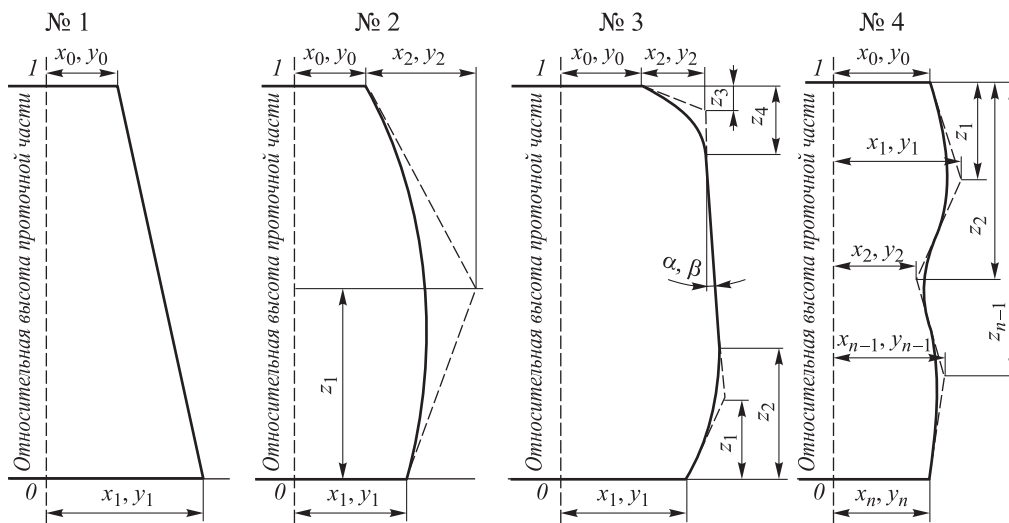


Рис. 3. Различные способы описания изменения параметров вдоль радиуса, реализованные в Profiler 3D

концентрированно управлять степенью деформации лопатки и изменять ее сильнее там, где это действительно необходимо (по-разному в ядре и пристеночных зонах). Закон масштабирования хорд и толщин профилей лопатки задается аналогично тому, как выполняется увязка сечений по высоте лопатки.

Связка программ Profiler и Profiler 3D (см. рис. 1) получает на вход значение независимых переменных, описывающих форму лопаток в соответствии с принятыми схемами параметризации. В результате для каждого венца формируются файлы, описывающие геометрию лопаток в формате .geomturbo, принятом в программе NUMECA AutoGrid 5 [22]. В ней осуществляется построение сетки конечных объемов для новой проточной части. Эта же программа позволяет корректировать осевое положение венцов относительно друг друга, а также задавать при необходимости переменный по окружности шаг лопаток.

Алгоритм поиска оптимальной конфигурации лопаток многоступенчатого компрессора с помощью коммерческой программы оптимизатора. Опираясь на данные обзора литературы и имеющийся практический опыт, авторы разработали алгоритм многокритериальной оптимизации формы и взаимного расположения лопаток МОК с помощью коммерческой программы оптимизатора и с использованием численной параметрической 3D-модели его рабочего процесса. Алгоритм реализован на базе программного комплекса Numeca [22] и программы оптимизатора IOSO [12] с применением собственных программ, описанных ранее [19, 20].

Для оптимизации может быть использован любой метод математической оптимизации или коммерческая программа. Разработанный алгоритм носит универсальный характер, и выбор наилучшего математического метода поиска оптимума функции не является задачей данного исследования. Авторы настоящей работы апробировали алгоритмы с помощью программы IOSO, доступной на рынке. Ее выбор обусловлен большим числом результатов успешного применения в задачах авиационного двигателестроения [13, 14, 23–25]. Программа использовалась как готовый коммерческий продукт. Никаких модернизаций в алгоритмы оптимизации не вносилось. Описание используемых в программе алгоритмов можно найти на сайте и публикациях разработчика программы [12].

Блок-схема алгоритма приведена на рис. 4. Задача оптимизации МОК решается итерационно. Вначале задаются варьируемые параметры (обычно это геометрия лопаток, описываемая с помощью параметров, упомяну-

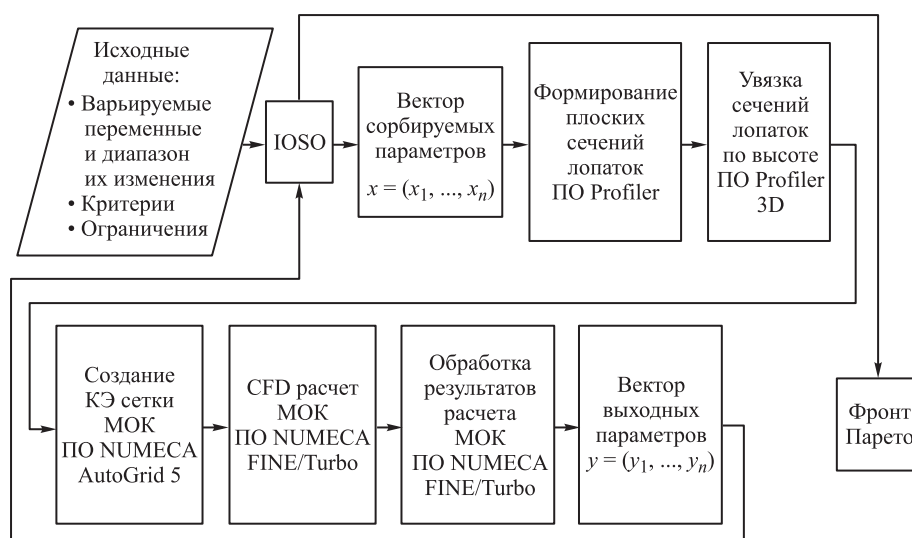


Рис. 4. Блок-схема разработанного алгоритма оптимизации

тых ранее), диапазоны их изменения, критерии (обычно степень повышения давления, КПД, расход рабочего тела или запас устойчивой работы) и ограничения (прочностные, конструктивные или технологические). Принятый набор варьируемых переменных позволяет полностью изменить форму лопатки (углы, толщины, форму линий увязки профилей в радиальном направлении).

Цикл оптимизации реализуется в виде следующей последовательности действий. Программа-оптимизатор (например, IOSO) на основе списка варьируемых данных и специального математического алгоритма формирует

вектор варьируемых параметров $x = (x_1, \dots, x_n)$, который представляет собой значения переменных параметрической модели лопаток и их взаимного расположения для сформированного варианта МОК. Он автоматически записывается в текстовые файлы, которые используются в качестве исходных данных для программ параметрического построения лопаточных венцов Profler и Profler 3D. В данных программах формируются файлы с геометрией лопаток в формате .geomturbo, которые затем передаются в программу-сеткопостроитель NUMECA AutoGrid 5 [23], где выполняется создание сетки.

Затем рассчитывается рабочий процесс МОК в CFD-программном комплексе NUMECA FINE/Turbo на одном или нескольких требуемых режимах работы. Следует отметить, что рабочий процесс компрессора рассчитывается с помощью единой модели, учитывающей все ступени одновременно и позволяющей учесть их взаимное влияние. Если предлагаемая оптимизатором конфигурация работает неустойчиво по каким-либо причинам, CFD-решение в этой точке не сходится, это учитывается при работе оптимизатора.

По окончании расчета формируется текстовый файл со значениями интересующих параметров работы компрессора. Они формируют вектор выходных параметров $y = (y_1, \dots, y_n)$, который автоматически передается в IOSO. Вектор выходных параметров может содержать значения интегральных параметров потока, например значения расхода, давлений и температур в сечениях проточной части МОК, а также сложные параметры, определенные по математическим выражениям на основе интегральных параметров потока, например запас газодинамической устойчивости, КПД МОК и др. В IOSO на основе оригинального математического алгоритма выполняется анализ полученного варианта компрессора и его сохранение в историю поиска решения задачи. В результате анализа формируется фронт парето-компромиссных решений (частные решения, при которых улучшение одного критерия не может быть достигнуто без ухудшения других) среди лучших найденных вариантов МОК, которые удовлетворяют заданным ограничениям, а также создается вектор варьируемых параметров для новой итерации.

Данный цикл повторяется до тех пор, пока не наступает сходимость задачи. Для выбора финального варианта МОК из множества, соответствующего фронту Парето, применяются различные методы сравнения, например метод экспертной оценки.

Разработанный алгоритм оптимизации неоднократно опробован авторами при решении различных промышленных задач. Их краткое опи-

сание приведено далее. Некоторые важные параметры, характеризующие работы, а также ссылки на публикации, подробно описывающие их, приведены в табл. 2 (КНД — компрессор низкого давления, КСД — компрессор среднего давления, КВД — компрессор высокого давления).

Таблица 2

Результаты некоторых задач оптимизации, решенных с помощью разработанного алгоритма

Параметры оптимизации	Пример			
	1 (КВД)		2 (КНД)	3 (трехвальный компрессор)
Число оптимизируемых параметров	1	2	2	1
Число ограничений	Нет	4	3	2
Число варьируемых переменных	3	15	61	46
<i>Варьируемые параметры</i>				
Угол установки лопатки целиком	+	+	-	+ (КВД и КСД)
Угол установки отдельных профилей	-	-	+	+ (КНД)
Положение точек средней линии профилей	-	-	+	+ (КНД)
Смещение отдельного сечения относительно начального положения	-	-	+	+ (КНД)
<i>Полученные результаты</i>				
Увеличение КПД	0,3 % на режиме 100 %	1,2 % на режиме 95 % и 0,5 % на режиме 100 %	1,3 % на режиме 100 %	КНД + 0,5 % КСД + 1,6 % КВД + 1,1 % Двигатель в целом + 0,5 %
Изменение степени повышения давления	-	Нет	+ 4 % (по заданию)	Нет
Изменение расхода воздуха	-3 %	Нет	- 8 % (по заданию)	Нет
Источник	[24]		[25]	[23]

Пример 1. Разработанный метод использован при оптимизации КВД двигателя НК-36СТ в целях повышения его эффективности на режимах, близких к номинальному, при максимальном сохранении существующей конструкции.

Задача оптимизации решалась в два этапа. На первом варьировались углы установки направляющих аппаратов только первых трех ступеней. В качестве критерия оптимизации принят КПД КВД на режиме $\bar{n}_{пр} = 1,00$, значение которого требовалось увеличить. Здесь и далее индексом «пр» обозначаются параметры компрессора, приведенные к стандартным атмосферным условиям. В такой постановке удалось добиться увеличения КПД на 0,3 %, однако характеристика компрессора вблизи расчетной точки существенно изменилась (рис. 5), что нарушило совместную работу узлов.

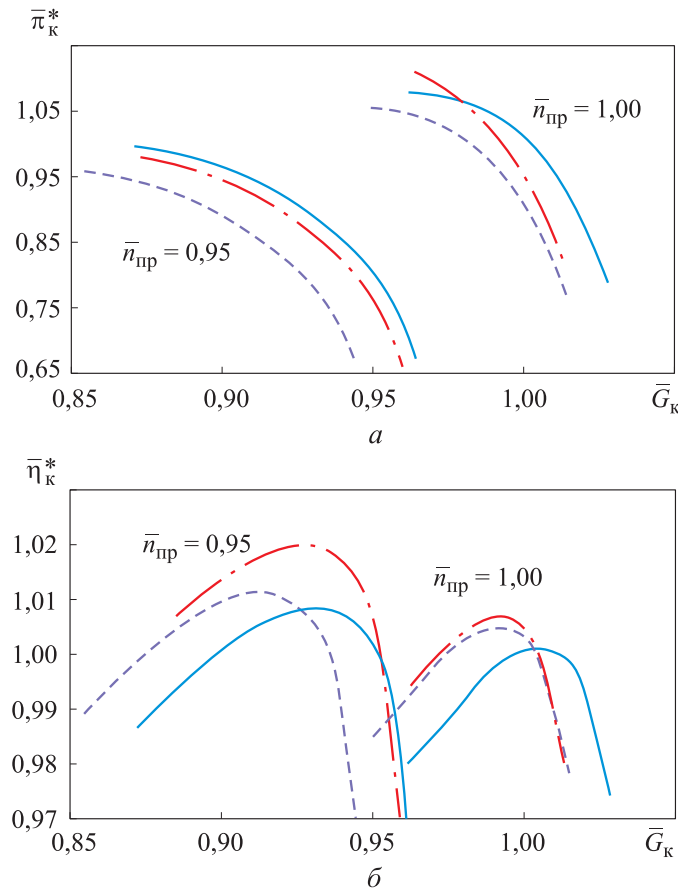


Рис. 5. Сравнение относительных характеристик исходного КВД и характеристик компрессора с оптимизированными углами установки лопаток [24]: *a* — напорная характеристика; *б* — КПД-характеристика; сплошная кривая — начальный вариант характеристики; штриховая — оптимизация трех характеристик; штрихпунктирная — оптимизация всех лопаточных венцов

Поэтому на втором этапе, кроме увеличения числа варьируемых переменных (менялись углы установки всех лопаточных венцов), увеличилось число критериев оптимизации (необходимо было увеличить КПД на режимах $\bar{n}_{пр} = 0,95$ и $1,00$), и были введены ограничения на положение рабочих точек на характеристике:

- приведенный расход воздуха через КВД $G_{пр}$ мог отличаться относительно базового значения не более чем на $\pm 1,3$ % на режиме $\bar{n}_{пр} = 0,95$ и не более чем на $\pm 0,6$ % на режиме $\bar{n}_{пр} = 1,00$;

- степень повышения давления КВД π_k^* могла отличаться от базового значения не более чем на $\pm 1,5$ % на режимах $\bar{n}_{пр} = 0,95$ и $\bar{n}_{пр} = 1,00$.

На полученном фронте Парето в качестве решения задачи выбрана точка, обеспечивающая повышение КПД на режиме $\bar{n}_{пр} = 0,95$ на $1,2$ % и на режиме $\bar{n}_{пр} = 1,00$ на $0,5$ % (см. рис. 5). Выбор данной точки обусловлен экспертной оценкой, выполненной совместно с представителями предприятия–изготовителя КВД.

Более подробно решение описанной задачи приведено в работе [24]. Некоторые характеристики решаемой задачи приведены в табл. 2.

Пример 2. В ходе комплексной оптимизации двигателя НК-36СТ, направленной на повышение его общей эффективности, ставилась задача поиска путей повышения КПД КНД с условием максимально возможного сохранения конструкции двигателя. Задача усложнялась тем, что из-за изменения параметров цикла двигателя при модернизации, частота вращения ротора увеличилась на 2 %, потребный расход воздуха уменьшился на 8 %, а степень повышения давления увеличилась на 4 %.

Задача решалась с помощью многокритериальной оптимизации по следующим критериям:

- КПД КНД η_k^* на режиме $n = 1,02 n_{исх}$ требовалось повысить насколько возможно;

- уменьшение относительного расхода воздуха через компрессор.

В качестве ограничений при решении задачи оптимизации установлены следующие условия:

- диапазон варьирования расхода воздуха на рабочем режиме $G = 90 \dots 96$ % значения расхода воздуха исходного двигателя на номинальном режиме;

- относительная степень повышения полного давления в проектной точке выдерживалась в заданном диапазоне $1,009 < \bar{\pi}_k^* < 1,046$;

– диапазон изменения угла выхода потока на выходе из КНД $\alpha_{\text{вых}} = -5 \dots 5^\circ$ от значения для исходного КНД (для сохранения условий работы переходного канала между компрессорами).

В процессе оптимизации варьировалась форма всех рабочих и направляющих лопаток. Параметризация лопаток выполнялась в трех сечениях (втулочном, среднем и периферийном). Значения параметров в остальных сечениях рассчитывались по параболическому закону. Для рабочих лопаток в каждом параметрическом сечении менялись форма средней линии (за счет смещения двух точек средней линии в окружном направлении dy) и угол установки профиля в решетке $\gamma_{\text{рк}}$. Для направляющих лопаток в каждом параметрическом сечении менялись форма средней линии за счет смещения одной точки средней линии в окружном направлении dy , угол установки профиля в решетке $\gamma_{\text{н}}$ и вынос сечения в окружном и осевом направлениях. Дополнительно в качестве варьируемого параметра использовано осредненное значение статического давления на выходе из КНД. Данный параметр необходим для обеспечения заданного значения π_k^* в требуемом диапазоне в процессе оптимизации. Общее число независимых переменных составляло 61.

В результате решения задачи получено множество парето-компромиссных решений по критериям КПД и степень повышения давления в КНД (рис. 6).

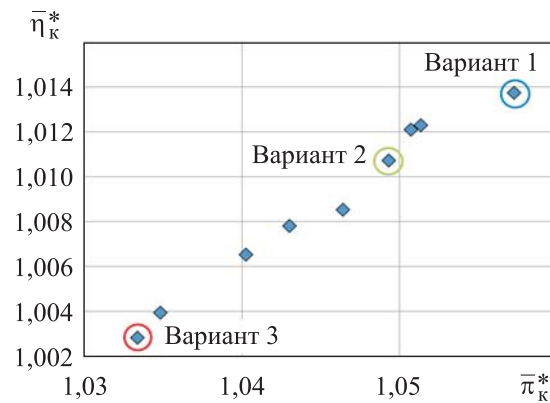


Рис. 6. Фронт Парето исследуемой задачи (параметры найденных вариантов КНД отнесены к параметрам исходного варианта в рабочей точке)

На фронте выбраны три точки, для которых рассчитаны характеристики КНД (рис. 7). Их анализ позволил в качестве окончательного варианта принять вариант, соответствующий точке 2 на фронте (см. рис. 6), поскольку он позволяет получить требуемую степень повышения давления,

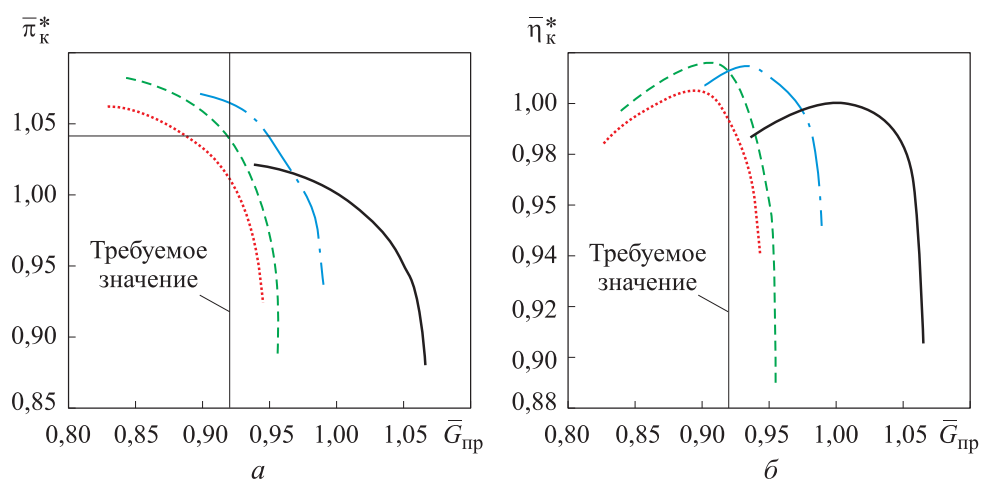


Рис. 7. Относительные характеристики (напорная (а) и КПД (б)) выбранных вариантов КНД [25]:

базовый — сплошная кривая (черный цвет); первый вариант — штрихпунктирная (синий цвет); второй — штриховая (зеленый цвет); третий — точечная кривая (красный цвет)

имеет больший КПД, чем другие выбранные варианты, и запасы устойчивой работы для данного варианта не отличаются от запасов исходного компрессора. Увеличение КПД КНД на номинальном режиме составило 1,3 %. Более подробно решение описанной задачи приведено в работе [25]. Некоторые характеристики решаемой задачи приведены в табл. 2.

Пример 3. Разработанный алгоритм оптимизации также использован для решения задачи комплексного повышения эффективности рабочего процесса трехкаскадного 15-ступенчатого компрессора двигателя НК36-СТ 25 МВт. Компрессор состоял из 3-ступенчатого КНД, 5-ступенчатого КСД, 7-ступенчатого КВД и двух стоек опор (рис. 8).

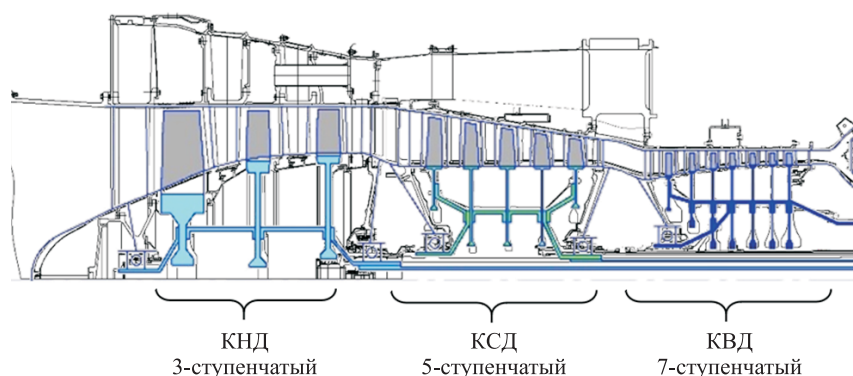


Рис. 8. Относительные характеристики выбранных вариантов компрессора [23]

Особенность расчетной модели заключалась в том, что результаты CFD-моделирования процесса в компрессорах передавались в блок, который с помощью заранее определенных (с помощью термодинамической модели двигателя) коэффициентов влияния оценивал изменение общего КПД двигателя. Именно он принят в качестве критерия оптимизации.

В качестве варьируемых параметров заданы углы установки втулочного, среднего и периферийного сечений каждой лопатки КНД, а также углы установки каждой лопатки КСД и КВД. Суммарное число варьируемых переменных 46.

В качестве ограничений задавали:

- значение расхода воздуха через компрессор (оно не могло отличаться более чем на 1 % значения для исходного варианта компрессора);
- суммарная степень повышения давления в компрессоре (не могла быть меньше, чем в базовом компрессоре).

Для решения задачи оптимизации трехкаскадного компрессора потребовалось ~ 700 обращений решателя к расчетной модели. Найденный вариант компрессора обеспечил повышение общего КПД двигателя НК36-СТ на 0,5 %. При этом значение КПД КНД повысилось на 0,3 %, КПД КСД — на 1,6 %, а КПД КВД — на 1,1 %.

Повышение эффективности вызвано в основном за счет снижения уровня скоростей на входе в рабочую зону (незначительного перераспределения работы) и лучшего согласования венцов по углу атаки (в том числе согласования смежных каскадов) (рис. 9).

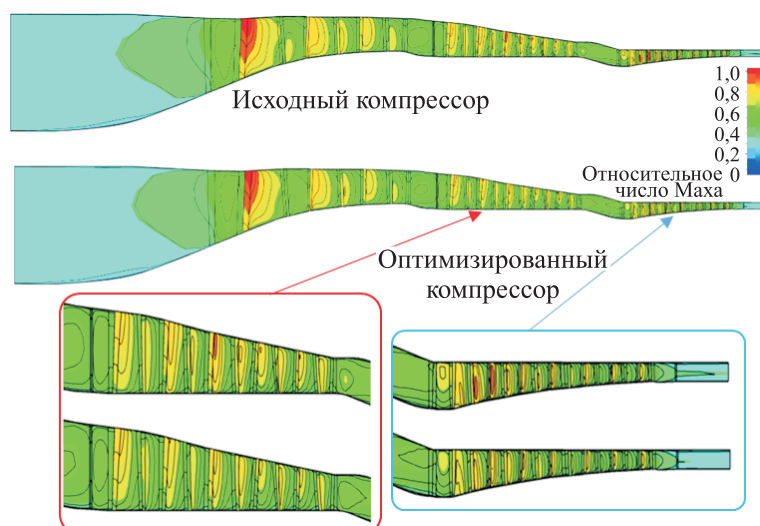


Рис. 9. Сравнение полей распределения относительного числа Маха потока воздуха для исходного и оптимизированного вариантов компрессора [23]

Заключение. Авторами разработан метод многокритериальной оптимизации рабочего процесса многоступенчатого осевого компрессора с использованием численной параметрической 3D-модели его рабочего процесса. Алгоритм реализован на базе универсальных коммерческих программных комплексов NUMECA (для CFD-моделирования) и IOSO (для оптимизации).

По сравнению с существующими аналогами разработанный метод оптимизации имеет следующие особенности:

- он состоит из взаимосвязанных компонентов (численной модели, параметризатора и оптимизатора), настроенных для решения задач компрессоростроения;

- используемые в оптимизации численные модели рабочего процесса позволяют получать достоверные результаты с привлечением минимальных вычислительных ресурсов в короткое время;

- разработан и реализован в виде набора прикладных программ оригинальный параметризатор, позволяющий описать геометрию лопаток компрессора и их взаимное положение минимальным числом переменных;

- применяемый алгоритм оптимизации позволяет реализовать многокритериальный поиск оптимума при числе переменных до 100.

Объединение указанных инструментов в едином цикле оптимизации позволило получить метод с характеристиками, превосходящими существующие аналоги.

Метод многокритериальной оптимизации рабочего процесса многоступенчатого осевого компрессора создан, апробирован и развит в ходе решения промышленных задач, направленных на повышение эффективности компрессора и согласование его рабочего процесса в составе ГТД.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М., Машиностроение, 2003.
- [2] Deng X., Guo F., Liu Y., et al. Aero-mechanical optimization design of a transonic fan blade. *ASME Turbo Expo*, 2013, no. GT2013-95357, V06BT43A014. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2013-95357>
- [3] Ning T., Gu Ch., Li X., et al. Three-dimensional aerodynamic optimization of a multi-stage axial compressor. *ASME Turbo Expo*, 2016, no. GT2016-57626, V02CT45A026. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2016-57626>
- [4] Yan Ch., Yin Z., Guo F., et al. A newly improved collaborative optimization strategy: application to conceptual multidisciplinary design optimization of a civil aero-engine. *ASME Turbo Expo*, 2017, no. GT2017-64177, V02CT47A015. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2017-64177>

- [5] Yu J., Ji L., Li W., et al. Shape optimization of axial compressor blades using adjoint method with emphasis on thickness distribution. *ASME Turbo Expo*, 2015, no. GT2015-42234, V02CT45A005. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2015-42234>
- [6] Yang J., Luo J., Xiong J., et al. Aerodynamic design optimization of the last stage of a multi-stage compressor by using an adjoint method. *ASME Turbo Expo*, 2016, no. GT2016-56893, V02CT39A033. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2016-56893>
- [7] Vasilopoulos I., Flassig P., Meye M. CAD-based aerodynamic optimization of a compressor stator using conventional and adjoint-driven approaches. *ASME Turbo Expo*, 2017, no. GT2017-63199. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2017-63199>
- [8] Kang Y.-S., Park T.-Ch, Yang S.-S., et al. Multidisciplinary design optimization and performance evaluation of a single-stage transonic axial compressor. *ASME Turbo Expo*, 2012, no. GT2012-69252, pp. 361–369. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2012-69252>
- [9] Safari A., Hajikolaie K.H., Lemu H., et al. A high-dimensional model representation guided PSO methodology with application on compressor airfoil shape optimization. *ASME Turbo Expo*, 2016, no. GT2016-56741, V02CT45A013. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2016-56741>
- [10] Ikeguchi T., Matsuoka A., Sakai Y., et al. Design and development of a 14-stage axial compressor for industrial gas turbine. *ASME Turbo Expo*, 2012, no. GT2012-68524, pp. 125–134. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2012-68524>
- [11] Ling J., Du X., Wang S., et al. Relationship between optimum curved blade generate line and cascade parameters in subsonic axial compressor. *ASME Turbo Expo*, 2014, no. GT2014-25799, V02BT39A015. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2014-25799>
- [12] IOSO optimization technology: *веб-сайт*. URL: <http://www.iosotech.com> (дата обращения: 12.04.2021).
- [13] Marchukov E., Egorov I., Kretinin G., et al. Optimization of geometry blade for modern high pressure compressor. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2019, vol. 604, art. 012049. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/604/1/012049>
- [14] Kuzmenko M.L., Egorov I.N., Shmotin Y.N., et al. Improvement of the gas-turbine engine compressor using modern CFD technique and “IOSO NM” optimization software. *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conf.*, 2006, vol. 1, pp. 537–546. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2006-6947>
- [15] Aulich A.-L., Goerke D., Blocher M., et al. Multidisciplinary automated optimization strategy on a counter rotating fan. *ASME Turbo Expo*, 2013, no. GT2013-94259, V06BT43A007. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2013-94259>
- [16] Komarov O.V., Sedunin V.A., Blinov V.L. Application of optimisation techniques for new high-turning axial compressor profile topology design. *ASME Turbo Expo*, 2014, no. GT2014-25379, V02BT39A008. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2014-25379>
- [17] Guo Z., Song L., Li J., et al. Research on meta-model based global design optimization and data mining methods. *ASME Turbo Expo*, 2015, no. GT2015-42554, V02CT45A007. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2015-42554>
- [18] Benamara T., Breikopf P., Lepot I., et al. LPC blade and non-axisymmetric hub profiling optimization using multi-fidelity non-intrusive POD surrogates. *ASME Turbo Expo*, 2017, no. GT2017-65106, V02CT47A026. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2017-65106>

- [19] Шаблий Л.С. Программное средство создания и модификации компьютерных моделей лопаток турбомашин Profiler. Патент РФ 2013617453. Заявл. 17.06.2013, опубл. 14.08.2013.
- [20] Батури́н О.В., Попов Г.М., Новикова Ю.Д. и др. Программа параметрического изменения 3D форм лопаток осевых турбомашин Profiler 3D. Патент РФ 2017613128. Заявл. 27.10.2016, опубл. 10.03.2017.
- [21] Flanders H. Elementary functions and analytic geometry. Elsevier, 1973.
- [22] NUMECA: *веб-сайт компании*. URL: <https://www.numeca.com/home> (дата обращения: 12.04.2021).
- [23] Marchukov E., Egorov I., Popov G., et al. Optimization of a three spool axial compressor to increase the efficiency of a gas turbine engine. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2019, vol. 604, art. 012048. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/604/1/012048>
- [24] Marchukov E., Egorov I., Popov G., et al. Improving of the working process of axial compressors of gas turbine engines by using an optimization method. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2017, vol. 232, art. 012041. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/232/1/012041>
- [25] Goryahkin E., Popov G., Baturin O., et al. Three-stage low pressure compressor modernization by means of optimization methods. *ASME Turbo Expo*, 2015, no. GT2015-43384, V02CT45A017. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2015-43384>

Горячкин Евгений Сергеевич — младший научный сотрудник научно-образовательного центра газодинамических исследований Самарского университета (Российская Федерация, 443086, Самара, Московское ш., д. 34).

Матвеев Валерий Николаевич — д-р техн. наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета (Российская Федерация, 443086, Самара, Московское ш., д. 34).

Попов Григорий Михайлович — канд. техн. наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета (Российская Федерация, 443086, Самара, Московское ш., д. 34).

Батури́н Олег Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета (Российская Федерация, 443086, Самара, Московское ш., д. 34).

Новикова Юлия Дмитриевна — ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета (Российская Федерация, 443086, Самара, Московское ш., д. 34).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Горячкин Е.С., Матвеев В.Н., Попов Г.М. и др. Метод оптимизации многоступенчатых компрессоров. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 3 (138), с. 38–59. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-38-59>

OPTIMISATION METHOD FOR MULTISTAGE COMPRESSORS

E.S. Goryachkin

goriachkin.e.s@gmail.com

V.N. Matveev

valeriy2008@rambler.ru

G.M. Popov

grishatty@gmail.com

O.V. Baturin

oleg.v.baturin@gmail.com

Yu.D. Novikova

y.d.novikova@gmail.com

Samara University, Samara, Russian Federation

Abstract

The paper presents an algorithm for seeking an optimal blade configuration for multistage axial-flow compressors. The primary tool behind the algorithm is 3D CFD simulation, augmented by commercial optimisation software. The core of the algorithm involves feeding an initial data vector to the parametric simulation module so as to form a “new” blade geometry, which is then transferred to 3D computational software. The results obtained are further processed in a program that implements the algorithm for seeking the optimum and forms a new input data vector to achieve the set goal. We present a method of parametrically simulation the blade shape, implemented in a software package, making it possible to describe the shape of the compressor blade profiles using a minimum number of variables and to automatically change the shape in the optimisation cycle. The algorithm developed allows the main parameters of compressor operation (efficiency, pressure ratio, air flow rate, etc.) to be improved by correcting the profile shape and relative position of the blades. The algorithm takes into account various possible constraints. We used the method developed to solve practical problems of optimising multistage axial compressors of gas turbine engines for various purposes, with the number of compressor stages ranging from 3 to 15. As a result, the efficiency, pressure ratio and stability margin of gas turbine engines were increased

Keywords

Multistage compressor, optimisation, numerical model, parametric simulation, efficiency, stability margin

Received 01.10.2020

Accepted 17.12.2020

© Author(s), 2021

The study was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation as part of a government assignment (project no. FSSS-2020-0015 “Investigation of steady-state and non-steady-state dynamic and vibroacoustic processes in hydraulic and gas systems by means of physical and mathematical simulation”)

REFERENCES

- [1] Kulagin V.V. Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003.
- [2] Deng X., Guo F., Liu Y., et al. Aero-mechanical optimization design of a transonic fan blade. *ASME Turbo Expo*, 2013, no. GT2013-95357, V06BT43A014. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2013-95357>
- [3] Ning T., Gu Ch., Li X., et al. Three-dimensional aerodynamic optimization of a multi-stage axial compressor. *ASME Turbo Expo*, 2016, no. GT2016-57626, V02CT45A026. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2016-57626>
- [4] Yan Ch., Yin Z., Guo F., et al. A newly improved collaborative optimization strategy: application to conceptual multidisciplinary design optimization of a civil aero-engine. *ASME Turbo Expo*, 2017, no. GT2017-64177, V02CT47A015. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2017-64177>
- [5] Yu J., Ji L., Li W., et al. Shape optimization of axial compressor blades using adjoint method with emphasis on thickness distribution. *ASME Turbo Expo*, 2015, no. GT2015-42234, V02CT45A005. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2015-42234>
- [6] Yang J., Luo J., Xiong J., et al. Aerodynamic design optimization of the last stage of a multi-stage compressor by using an adjoint method. *ASME Turbo Expo*, 2016, no. GT2016-56893, V02CT39A033. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2016-56893>
- [7] Vasilopoulos I., Flassig P., Meye M. CAD-based aerodynamic optimization of a compressor stator using conventional and adjoint-driven approaches. *ASME Turbo Expo*, 2017, no. GT2017-63199. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2017-63199>
- [8] Kang Y.-S., Park T.-Ch, Yang S.-S., et al. Multidisciplinary design optimization and performance evaluation of a single-stage transonic axial compressor. *ASME Turbo Expo*, 2012, no. GT2012-69252, pp. 361–369. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2012-69252>
- [9] Safari A., Hajikolaie K.H., Lemu H., et al. A high-dimensional model representation guided PSO methodology with application on compressor airfoil shape optimization. *ASME Turbo Expo*, 2016, no. GT2016-56741, V02CT45A013. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2016-56741>
- [10] Ikeguchi T., Matsuoka A., Sakai Y., et al. Design and development of a 14-stage axial compressor for industrial gas turbine. *ASME Turbo Expo*, 2012, no. GT2012-68524, pp. 125–134. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2012-68524>
- [11] Ling J., Du X., Wang S., et al. Relationship between optimum curved blade generate line and cascade parameters in subsonic axial compressor. *ASME Turbo Expo*, 2014, no. GT2014-25799, V02BT39A015. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2014-25799>
- [12] IOSO optimization technology: *website*. Available at: <http://www.iosotech.com> (accessed: 12.04.2021).
- [13] Marchukov E., Egorov I., Kretinin G., et al. Optimization of geometry blade for modern high pressure compressor. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2019, vol. 604, art. 012049. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/604/1/012049>

- [14] Kuzmenko M.L., Egorov I.N., Shmotin Y.N., et al. Improvement of the gas-turbine engine compressor using modern CFD technique and “IOSO NM” optimization software. *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conf.*, 2006, vol. 1, pp. 537–546. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2006-6947>
- [15] Aulich A.-L., Goerke D., Blocher M., et al. Multidisciplinary automated optimization strategy on a counter rotating fan. *ASME Turbo Expo*, 2013, no. GT2013-94259, V06BT43A007. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2013-94259>
- [16] Komarov O.V., Sedunin V.A., Blinov V.L. Application of optimisation techniques for new high-turning axial compressor profile topology design. *ASME Turbo Expo*, 2014, no. GT2014-25379, V02BT39A008. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2014-25379>
- [17] Guo Z., Song L., Li J., et al. Research on meta-model based global design optimization and data mining methods. *ASME Turbo Expo*, 2015, no. GT2015-42554, V02CT45A007. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2015-42554>
- [18] Benamara T., Bretkopf P., Lepot I., et al. LPC blade and non-axisymmetric hub profiling optimization using multi-fidelity non-intrusive POD surrogates. *ASME Turbo Expo*, 2017, no. GT2017-65106, V02CT47A026. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2017-65106>
- [19] Shabliy L.S. Programmnoe sredstvo sozdaniya i modifikatsii komp'yuternykh modeley lopatok turbomashin Profiler [Profiler software tool for creating and modifying computer models of turbomachine blades]. Patent RU 2013617453. Appl. 17.06.2013, publ. 14.08.2013 (in Russ.).
- [20] Baturin O.V., Popov G.M., Novikova Yu.D., et al. Programma parametricheskogo izmeneniya 3D form lopatok osevykh turbomashin Profiler 3D [Profiler 3D software for 3D shape parametric change of axial turbomachine blades]. Patent RU 2017613128. Appl. 27.10.2016, publ. 10.03.2017 (in Russ.).
- [21] Flanders H. Elementary functions and analytic geometry. Elsevier, 1973.
- [22] NUMECA: *company website*. Available at: <https://www.numeca.com/home> (accessed: 12.04.2021).
- [23] Marchukov E., Egorov I., Popov G., et al. Optimization of a three spool axial compressor to increase the efficiency of a gas turbine engine. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2019, vol. 604, art. 012048. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/604/1/012048>
- [24] Marchukov E., Egorov I., Popov G., et al. Improving of the working process of axial compressors of gas turbine engines by using an optimization method. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2017, vol. 232, art. 012041. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/232/1/012041>
- [25] Goryahkin E., Popov G., Baturin O., et al. Three-stage low pressure compressor modernization by means of optimization methods. *ASME Turbo Expo*, 2015, no. GT2015-43384, V02CT45A017. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2015-43384>

Goryachkin E.S. — Junior Research Fellow, Scientific Educational Centre of Gas Dynamics Research, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Matveev V.N. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Theory of Aircraft Engines, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Popov G.M. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Theory of Aircraft Engines, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Baturin O.V. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Theory of Aircraft Engines, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Novikova Yu.D. — Assist. Lecturer, Department of Theory of Aircraft Engines, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Goryachkin E.S., Matveev V.N., Popov G.M., et al. Optimisation method for multi-stage compressors. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 3 (138), pp. 38–59 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-38-59>