

OPTIMIZATION OF THE WORKING PROCESS OF A TWO-STAGE HPT OF A MODERN GTE FOR CIVIL AVIATION

G. M. Popov ^{1a}, E. S. Goriachkin ^{1b}, V. M. Zubanov ^{1c}, A. I. Sherban ^{1d}, A. A. Shvyrev ^{2e}

¹ Samara National Research University

² UEC-AVIADVIGATEL

^a grishatty@gmail.com, ^b goriachkin.e.s@gmail.com, ^c waskes91@gmail.com, ^d akorneeva94@mail.ru, ^e shvyrev@avid.ru

Submitted 2022, August 17

Abstract. The paper describes the optimization of an axial cooled two-stage high-pressure turbine GTE for a civil aircraft. At the same time, the problem of increasing the efficiency and reducing the output swirl gradient was solved. The difficulty of the solution was the high efficiency of the original version and the need to take into account cooling. To achieve the result, a series of optimization problems was solved, in which the parameterization schemes, the number of variable sections, the grid of finite volumes, and the degree of detail of the mathematical model were varied. As a result, 2 variants for optimizing the geometry of the turbine were found, differing in the degree of change in the initial design, which made it possible to increase the efficiency of the turbine by 0.37 and 0.63 %.

Keywords: axial turbine; numerical simulation; optimization; parametrization; cooling; 3D profiling.

ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ ТВД СОВРЕМЕННОГО ГТД ДЛЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Г. М. Попов ^{1a}, Е. С. Горячкин ^{1b}, В. М. Зубанов ^{1c}, А. И. Щербань ^{1d}, А. А. Швырев ^{2e}

¹ ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королева»

² ПАО «ОДК-Авиадвигатель»

^a grishatty@gmail.com, ^b goriachkin.e.s@gmail.com, ^c waskes91@gmail.com, ^d akorneeva94@mail.ru, ^e shvyrev@avid.ru

Поступила в редакцию 17.08.2022

Аннотация. Описывается оптимизация осевой охлаждаемой двухступенчатой турбины высокого давления ГТД для самолета гражданской авиации. При этом решалась задача увеличения эффективности и снижения градиента выходной закрутки. Трудность решения заключалась в высокой эффективности исходного варианта и необходимости учета охлаждения. Для достижения результата была решена серия оптимизационных задач, в которых варьировались схемы параметризации, число изменяемых сечений, сетка конечных объемов и степень детализации математической модели. В результате были найдены 2 варианта оптимизации геометрии турбины, отличающихся степенью изменения начальной конструкции, которые позволили увеличить КПД турбины на 0,37 и 0,63 %.

Ключевые слова: осевая турбина; численное моделирование; оптимизация; параметризация; охлаждение; пространственное профилирование.

ВВЕДЕНИЕ

Современные турбины газотурбинных авиационных двигателей работают при высокой температуре газов на входе. Она может достигать 2000 К. Эта температура превосходит температуру плавления материалов лопаток и для обеспечения их работоспособности последние интенсивно охлаждаются [1, 2]. Сегодня в турбинах применяются открытые системы охлаждения, в которых турбина охлаждается «холодным воздухом». Он проходит по внутренним каналам лопатки и выходит в проточную часть через отверстия на ее поверхности или вблизи выходной кромки.

Выдув охладителя в проточную часть существенно меняет структуру течения в каналах. Для качественного проектирования новых и модернизации существующих охлаждаемых турбин процесс взаимодействия основного потока и струй охладителя, конечно, должен моделироваться. Однако при CFD-моделировании это приведет к существенному увеличению размеров модели, потребует больших ресурсов и времени расчета. В результате время поиска проектного решения существенно увеличится вплоть до неприемлемых значений. Использование методов математической оптимизации в этом случае также не будет эффективно, поскольку их применение требует тысяч обращений к расчетной модели, что также потребует огромного времени.

Несмотря на сложность оптимизации охлаждаемых турбин с применением CFD-моделей, авторы, тем не менее поставили цель, провести оптимизацию двухступенчатой охлаждаемой турбины, разработанной в ПАО «ОДК-Авиадвигатель» [3] (рис. 1). Турбина имеет степень расширения газов $\pi_T^* = 4,76$. На рис. 1 приведены относительные расходы охлаждающего воздуха на входе в турбину относительно расхода на входе в первый сопловой аппарат турбины.

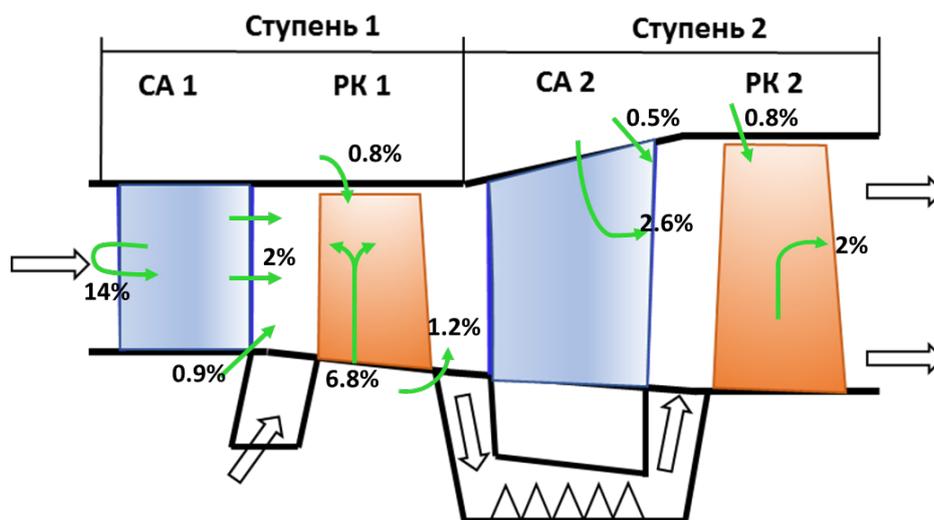


Рис. 1. Схема проточной части исследуемой турбины

Для сокращения времени обращения к математической модели и времени получения решения в целом была использована упрощенная численная модель, в которой внутренние каналы системы охлаждения лопаток не моделируются, а выход охладителя моделируется в виде точечных источников массового расхода. В этом случае размер сетки практически не увеличивается по сравнению с моделью без охлаждения и значительно сокращается время подготовки численной модели. Такие модели целесообразно применять на этапах проектирования и расчетной доводки, когда требуется рассчитать и сравнить характеристики множества вариантов турбины.

ЧИСЛЕННАЯ МОДЕЛЬ ТУРБИНЫ

Численная модель рабочего процесса турбины была создана в программе Numeca Fine/Turbo (рис. 2).

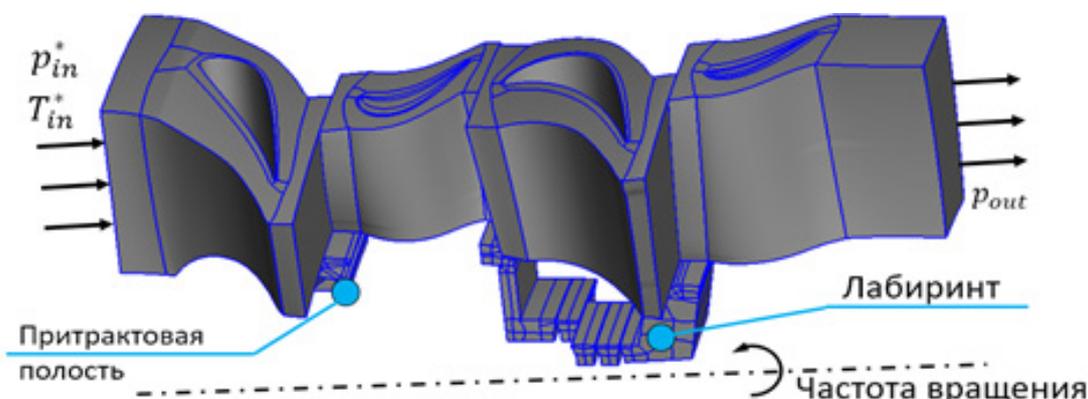


Рис. 2. Численная модель рабочего процесса турбины

Моделирование выполнялось в стационарной постановке с условием циклической симметрии. Модель учитывала наличие притрактовой полости между сопловым аппаратом (СА) и рабочим колесом (РК) 1 ступени, а также полости лабиринтного уплотнения под СА 2 ступени. Модель также учитывала наличие радиального зазора над лопатками турбины.

В качестве рабочего тела использовался идеальный газ со свойствами продуктов сгорания керосина. Модель турбулентности – Spalart-Allmaras.

На входе в турбину были заданы средние значения полного давления и полной температуры. Направление угла потока на входе в турбину – осевое. На выходе из турбины задавалось статическое давление на втулочном радиусе. Давление на остальных радиусах рассчитывалось по уравнению радиального равновесия. Величина статического давления на выходе из турбины назначалась в соответствии с требуемой степенью понижения полного давления. Для передачи данных между областями СА и РК применялся интерфейс Full Non Matching Mixing Plane (в программе Numeca Fine/Turbo).

Моделирование выпуска охлаждающего воздуха выполнялось выдувом дополнительного рабочего тела из ячеек расчетной сетки (рис. 3, а).

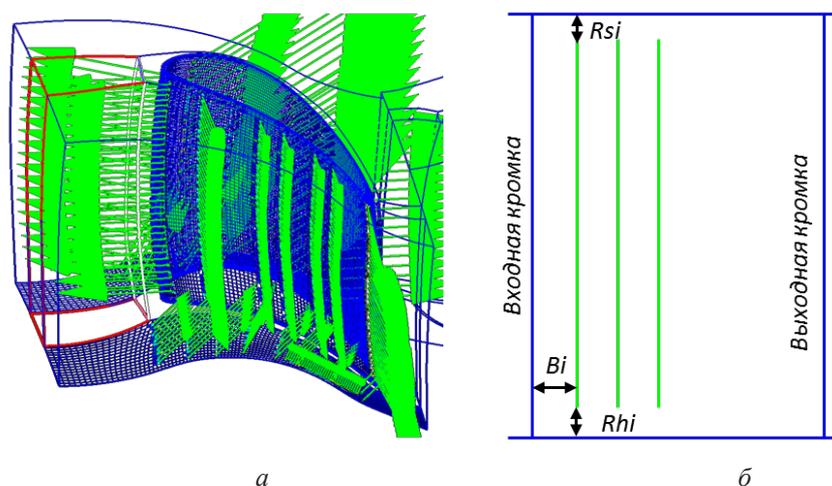


Рис. 3. Описание выдувов охлаждающего воздуха с ячеек расчетной сетки

Позиционирование рядов выпуска отверстий охлаждающего воздуха выполнялось в относительном виде переменными B_i , R_{hi} и R_{si} (рис. 3, б), где B_i – относительная координата расположения i -го ряда выпуска охлаждающего воздуха вдоль поверхности лопатки; R_{hi} и R_{si} – относительная высота, на которой начинается и заканчивается i -ый ряд выпуска охлаждающего воздуха соответственно.

Углы направления выдувов охлаждающего воздуха задавались относительно поверхности расчетной сетки в местах расположения отверстий.

Данная численная расчетная модель была валидирована по экспериментальным данным, предоставленным ПАО «Авиадвигатель». Были найдены такие настройки, которые обеспечивают малые потребные ресурсы компьютера, но при этом дают хорошее совпадение с данными эксперимента.

В ходе исследования было установлено, что созданная расчетная модель позволяет найти мощность турбины с точностью 0,5 %, КПД с точностью 1,5 %, величины полного давления и температуры в проточной части с точностью не менее 2 %. При этом установлено, что для достижения таких параметров число элементов в одном слое сетки конечных объемов (B2B mesh) должно быть 10 тысяч, значение критерия MR для сетки (Mesh cell maximum aspect ratio) не менее 1000, критерия ER равным 1,2.

СТРАТЕГИЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ

Оптимизация проводилась с помощью программы IOSO [4]. В ее основе лежит метод оптимизации, основанный на построении поверхности отклика, которая уточняется и эволюционирует при каждом обращении к расчетной модели. Каждая итерация IOSO содержит в себе два шага. На первом этапе на основании ранних обращений к модели с разным сочетанием варьируемых переменных строится функция отклика в виде многоуровневого графа. На следующем этапе проводится поиск экстремума найденной функции. Такой подход позволяет постоянно корректировать поверхность отклика в процессе оптимизации. В результате для ее построения и получения первых результатов требуется необычно малое число начальных точек для запуска процесса оптимизации [5, 6].

Важным достоинством IOSO является то, что данный алгоритм обладает низкой чувствительностью к топологии целевых функций и позволяет успешно решать задачи для гладких, унимодальных, многоэкстремальных и не дифференцируемых функций. Это позволяет исследователю не задумываться о математических особенностях решаемой задачи и быть уверенным в корректности получаемого решения. Скорость сходимости алгоритмов оптимизации IOSO сопоставима с наиболее быстрыми градиентными алгоритмами для гладких унимодальных функций и значительно превосходит все известные методы для сложных функций. Это дает возможность решения задач оптимизации при приемлемых затратах времени, даже когда время одного расчета составляет несколько часов, а количество независимых переменных может превышать сотню [4].

Важным обстоятельством, повлиявшим на выбор IOSO в качестве оптимизатора при решении поставленной задачи, было наличие большого числа положительных примеров ее использования именно в области усовершенствования рабочего процесса турбомашин [4, 7–9].

Первая попытка решить задачу оптимизации подобно тому, как авторы делали в предыдущих исследованиях, оказалась неудачной [8]. Исходная геометрия турбины обладала высокой эффективностью и найденный выигрыш был незначителен.

По этой причине в дальнейшем оптимизация решалась в несколько этапов. В ходе этих этапов было проведено исследование влияния схем параметризации форм и взаимного положения сечений лопаток СА и РК, а также учета или игнорирования предраковых полостей на достигаемые результаты. Схема оптимизации и их взаимосвязь показана в табл. 1. Как видно, она проводилась в несколько этапов. Причем результаты предыдущего этапа служили отправной точкой для поиска оптимума на следующем.

Таблица 1. Этапы решения задач оптимизации

Этап 1	Вариант	1.1		1.2		1.3		1.4		
	Число изменяемых сечений статора	3		3		5		5		
	Число изменяемых сечений ротора	3								
	Изменяется хорда статора	Да								
	Изменяется хорда ротора	нет								
	Изменяется толщина лопатки СА	нет		да		нет		нет		
	Число варьируемых переменных (для сведения)	43		91		59		59		
	Метод параметризации	<i>Legasy</i>								
	Размер сетки конечных элементов	Малый 19 тыс. ячеек в слое						Большой 27 тыс. ячеек в слое		
	Учет притрактовой полости	Нет								
Этап 2	Вариант	2.1		2.2		2.3		2.4		2.5
	Число изменяемых сечений статора	3		3		5		3		5
	Число изменяемых сечений ротора	3								
	Изменяется хорда статора	Да								
	Изменяется хорда ротора	Да								
	Изменяется толщина лопатки статора	Да								
	Изменяется толщина лопатки ротора	Да		Да		нет		нет		Да
	Число варьируемых переменных	145		145		145		97		193
	Метод параметризации	<i>Legasy</i>				<i>Throat_Base</i>		<i>Legasy</i>		
	Размер сетки конечных элементов	Малый. 19 тыс. ячеек в слое								
	Учет притрактовой полости	нет		Да		нет		нет		нет
Этап 3	Вариант	3.1				3.2				
	Число изменяемых сечений статора	5								
	Число изменяемых сечений ротора	3								
	Изменяется хорда статора	Да								
	Изменяется хорда ротора	Да								
	Изменяется толщина лопатки статора	нет								
	Изменяется толщина лопатки ротора	нет								
	Число варьируемых переменных	193				193				
	Размер сетки конечных элементов	Малый. 19 тыс. ячеек в слое								
	Учет притрактовой полости	Нет								
	Схема параметризации положения профилей лопаток	Вариант а (рис. 10)				Вариант б (рис. 10)				

На первом этапе выполнялось двухмерное перепрофилирование лопаток по критериям повышения КПД и снижения среднеинтегрального значения угла выхода потока из турбины. Также на этом этапе рассматривалось влияние схем параметризации СА и РК и влияние количества элементов в расчетной сетке.

На втором этапе выполнялось двухмерное перепрофилирование лопаток по критериям повышения КПД и снижения градиента угла выхода потока из турбины по высоте. Кроме того, на этом этапе исследовалось влияние метода параметризации и целесообразность учета полости лабиринтного уплотнения в расчетной сетке. По результатам второго этапа была сформирована финальная постановка задачи 2D перепрофилирования лопаток, включающая наиболее общую схему параметризации и лучшие варианты предыдущих задач (в качестве стартовых точек поиска).

На третьем этапе выполнялось трехмерное перепрофилирование лопаток с использованием двух разных способов параметризации взаимного положения сечений в осевом и окружном направлениях.

ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ

Критерии задач оптимизации.

Все задачи оптимизации были двухкритеральными. Первый критерий был общим для всех этапов – КПД турбины следовало увеличить насколько возможно.

Второй критерий оптимизации менялся на различных этапах. На первом этапе требовалось уменьшить среднее значение угла выхода потока из турбины.

На втором и третьем этапе вторым критерием было требование уменьшения радиального градиента угла выхода потока из турбины.

В результате решения задач оптимизации формировались фронты Парето оптимальных решений (рис. 7–9, 11, 12).

Схема определения градиента угла выхода потока показана на рис. 4. Градиент угла выхода потока из турбины $\Delta\alpha_{\text{вых}}$ по высоте определяется как разница максимального $\alpha_{\text{макс}}$ и минимального $\alpha_{\text{мин}}$ по высоте значения угла выхода потока из турбины. Эти значения определялись по графику распределения осредненного в окружном направлении угла выхода потока в выходном сечении турбины. Области пристеночных течений с большим градиентом угла выхода потока при анализе не рассматривались. Для этого анализ угла выхода потока выполнялся для относительных высот от 7,5 до 92,5 %.

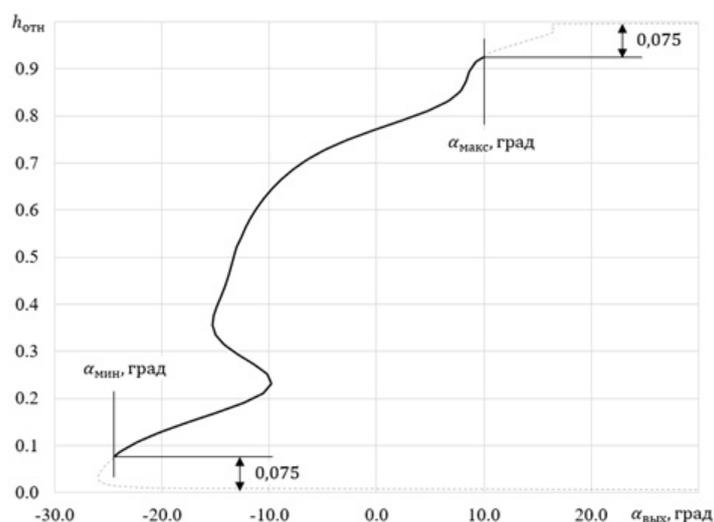


Рис. 4. Схема определения градиента угла выхода потока из турбины

Варьируемые переменные задач оптимизации.

В качестве варьируемых параметров использовались переменные, определяющие форму лопаток в их параметрических моделях. Параметризация лопаток выполнялась в программе NUMECA AutoBlade. Во всех задачах для описания формы для описания формы сечений лопаток СА и РК цилиндрическими сечениями (кроме одного случая (вариант 2.4)) использовалась схема параметризации Legacy, показанная на рис. 5. При таком подходе средняя линия каждого сечения описывалась 4 переменными (хорда, конструктивные углы на входе/выходе и угол установки), а профиль лопатки – 8 (радиусы входной и выходной кромок, заострение выходной кромки и расстояние по нормали от средней линии 5 контрольных точек сплайна, описывающих спинку и корытце).

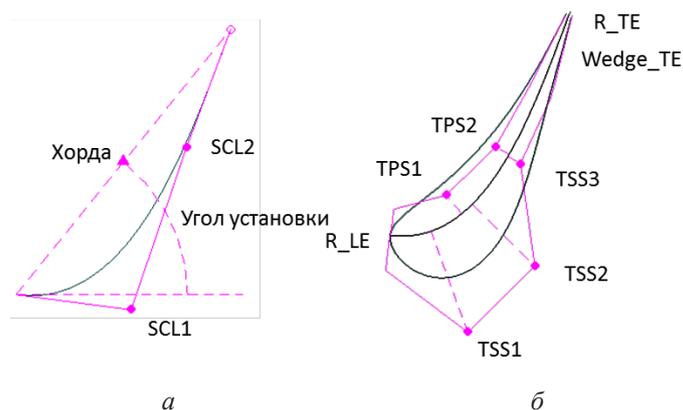


Рис. 5. Схема параметризации лопаток при оптимизации (Legacy):
а – средняя линия; б – спинка и корытце

В задаче 2.4 (табл. 1) использовалась отличная от остальных задач схема параметризации СА, основанная на методе параметризации Throat_Base, при котором задаются величины горла и эффективного угла потока (рис. 6). Описание средней линии идентично предыдущему способу (рис. 5). Профиль лопатки описывается 11 переменными (радиусы входной и выходной кромок, заострение кромок, горло, эффективный угол на выходе и расстояние по нормали от средней линии 3 контрольных точек сплайна, описывающих спинку и корытце).

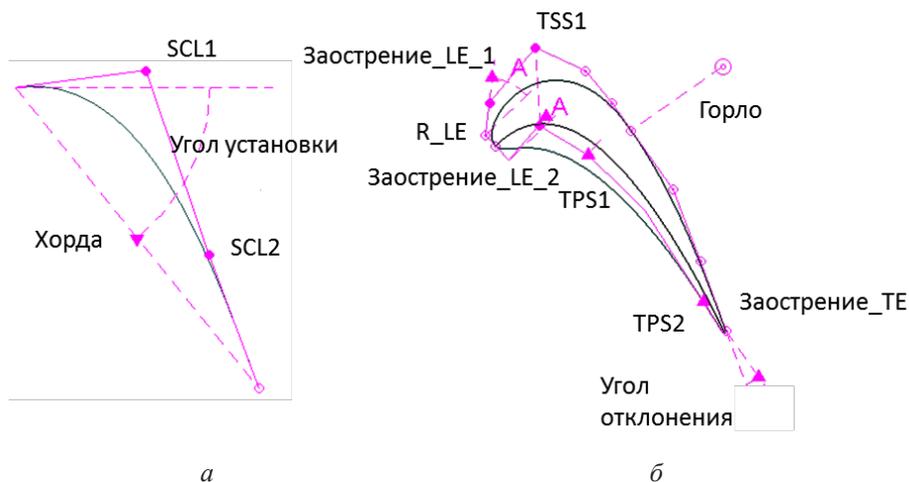


Рис. 6. Схема параметризации лопаток при оптимизации (Throat_Base):
а – средняя линия; б – спинка и корытце

Ограничения, принятые при оптимизации.

В процессе решения задач оптимизации принимались следующие ограничения:

– значение расхода рабочего тела через турбину может отличаться не более, чем на 0,5 % от исходного (для сохранения условий совместной работы);

– значение степени понижения полного давления в турбине может отличаться от проектного не более, чем на 0,5 % (для сохранения условий совместной работы);

– степень понижения давления на второй ступени турбины не более 2,2.

Последнее ограничение связано с желанием обеспечить, чтобы именно СА первой ступени определял расход рабочего тела через турбину (в противном случае расход будет определяться СА 2 ступени).

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ЭТАПА 1

На первом этапе выполнялось изменение профилей лопаток. Всего было создано 4 задачи оптимизации (1.1–1.4) (табл. 1). Они отличались числом изменяемых сечений, размером сетки конечных элементов и изменением толщин лопаток.

Для каждой задачи оптимизации этапа 1 было выполнено не менее 5000 обращений оптимизатора к решателю. В результате решения были сформированы фронты Парето задач оптимизации (рис. 7).

Из представленных на рис. 7 результатов 1 этапа оптимизации видно, что использование повышенной плотности конечных объемов в расчетной сетке оптимизационной численной модели рабочего процесса ТВД нецелесообразно, так как это приводит к существенному повышению времени каждого обращения, но не дает существенной разницы в достигаемых результатах оптимизации по сравнению с сетками конечных объемов малой густоты. Это видно из сравнения фронта Парето задачи 1.4 с задачами 1.1–1.3 (табл. 1).

Дополнительное изменение толщин СА (задача 1.2 (табл. 1)) позволило получить максимальный КПД на 0,1 % больше, чем в задаче без изменения толщин СА (задача 1.1 (табл. 1)).

Применение 5 параметрических сечений СА (задача 1.3 (табл. 1)) позволило получить максимальный КПД на 0,07 % больше, чем при применении 3 параметрических сечений СА (задача 1.1 (табл. 1)).

Таким образом, целесообразно использование схемы параметризации с 5 параметрическими сечениями СА и варьированием толщин профилей лопаток СА.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ЭТАПА 2

Задачи оптимизации второго этапа были созданы на основе задач оптимизации первого этапа. На этом этапе был изменен критерий оптимизации, варьировались хорда и толщина лопаток ротора и статора, учитывались притрактовые полости. Полученные в результате задач 2-го этапа оптимизации фронты Парето показаны на рис. 8.

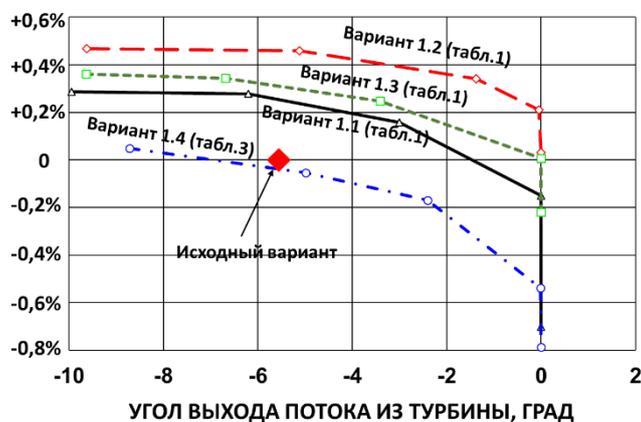


Рис. 7. Сравнение фронтов Парето задач оптимизации этапа 1

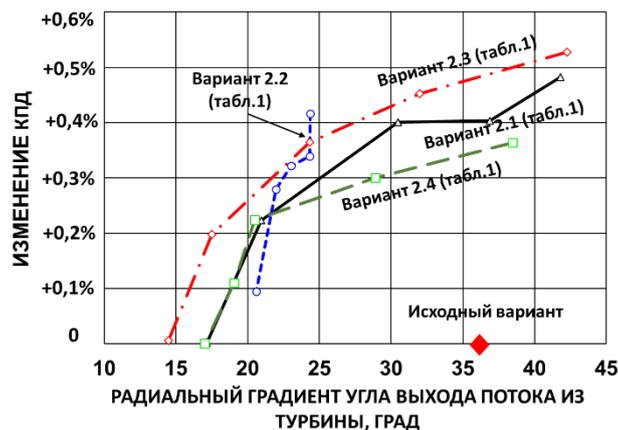


Рис. 8. Сопоставление фронтов Парето задач оптимизации второго этапа

Из рис. 8 видно, что применение схемы параметризации лопаток по методу Throat_Base (задача 2.4 (табл. 1)) позволило найти решения, которые обладают худшей эффективностью по сравнению с полученными в задачах со схемой параметризации по методу Legacy. Поэтому применение метода параметризации лопаток Throat_Base в дальнейшем было признано нецелесообразным.

Задача, в которой в математической модели учитывалось наличие притракатовых полостей (задача 2.2 (табл. 1)) показала меньший прирост эффективности ТВД, чем в задачах без учета полостей в расчетной сетке. Кроме того, учет притракатовых полостей в расчетной сетке накладывает ограничения на изменение геометрии лопаток (при некоторых сочетаниях геометрических параметров лопаток места притракатовые полости и проточная часть сопрягается не корректно из-за пересечения их элементов), требует больших вычислительных ресурсов и делает численное решение менее устойчивым (вероятно из-за наличия отрывных зон в притракатовых полостях или не корректного создания сетки в месте стыка проточной части и притракатовых полостей). В итоге это приводит к тому, что не для всех сочетаний исходных данных удается провести расчет, что затрудняет поиск оптимума и увеличивает число обращений к расчетной модели. Поэтому применение в оптимизационной численной модели ТВД расчетной сетки с притракатовыми полостями было принято нецелесообразным.

Параметризация лопаток СА в 5 сечениях (задача 2.3 (табл. 1)) позволило получить максимальный КПД на 0,05 % больше, чем при применении трех параметрических сечений СА (задача 2.1 (табл. 1)).

Постановка задачи оптимизации 2.5 (табл. 1) является наиболее общей задачей 2D перепрофилирования ТВД. Она включала наиболее общую схему параметризации с 5 параметризуемыми сечениями СА и 3 изменяемыми сечениями РК с изменением толщины профилей лопаток СА и РК. Никаких дополнительных ограничений на изменение толщины не накладывалось.

При запуске процесса оптимизации варианта 2.5 (табл. 1) в качестве стартовых точек были использованы фронты Парето, полученные при решении других вариантов оптимизации. Кроме того, в этой постановке было добавлено новое ограничение, отсеивающее варианты, у которых градиент изменения угла выхода потока был более чем у исходного варианта турбины.

Из сопоставления фронтов Парето задач 2.1, 2.3 и 2.5 (рис. 9) видно, что результаты финальной постановки задачи 2D перепрофилирования лопаток ТВД (задача 2.5) практически не отличаются от результатов решения задачи 2.3. Это говорит о том, что изменение толщины профилей лопаток РК практически не оказало влияния на результаты решения задачи оптимизации.

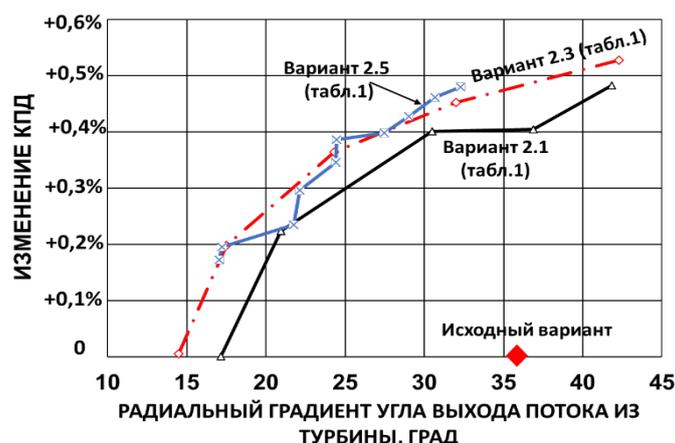


Рис. 9. Сопоставление фронтов Парето задач 2.1, 2.3 и 2.5

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ЭТАПА 3

Полученные в результате решения задач оптимизации этапа 2 варианты турбины использовались как начальные для решения задач оптимизации этапа 3. В этом этапе к изменению профилей лопаток было добавлено изменение их взаимного положения. Оно производилось за счет смещения контрольных точек линии, соединяющей центры тяжести контрольных сечений (скелетной линии лопатки) в окружном и осевом направлениях.

На этапе 3 было использовано две схемы параметризации формы линии, соединяющей центры тяжести сечений лопатки (рис. 10). В первом подходе форма линии менялась за счет смещения одной из 4-х контрольных точек в окружном или осевом направлении. Во втором подходе форма линии, соединяющей центры тяжести сечений, описывается углами наклона 3-х касательных к этой линии и длиной центрального участка (одинаково для смещений в обоих направлениях).

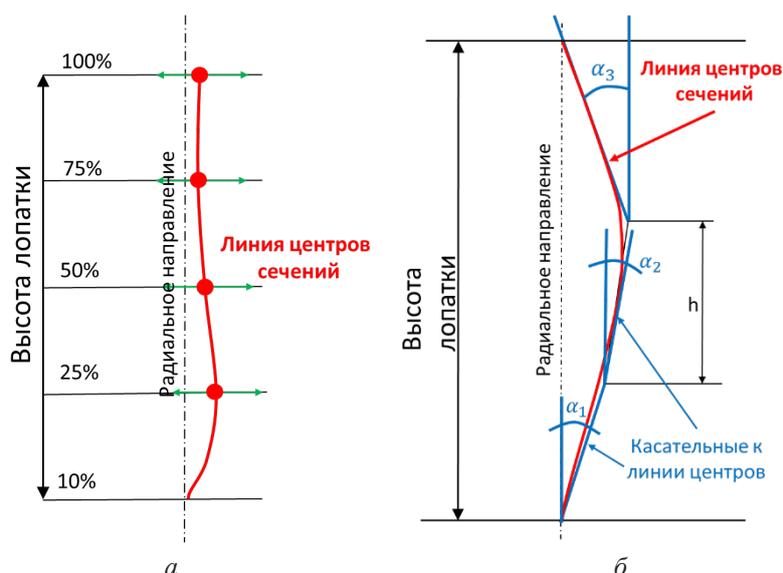


Рис. 10. Схемы параметризации выносов сечений лопаток в осевом и окружном направлениях

По результатам решения задач оптимизации этапа 3 лучшие результаты были получены в варианте 3.2. Для полученных вариантов ТВД было выполнено сравнение с исходным вари-

антом турбины, а также лучшими вариантами турбины, полученными в результате решения задач оптимизации второго этапа на проверочной численной модели (с густой сеткой конечных объемов (27 тыс. ячеек в слое)).

ПРОВЕРКА РЕЗУЛЬТАТОВ ОПТИМИЗАЦИИ

Результаты сравнения полученных вариантов по КПД и градиенту угла выхода потока приведены на рис. 11, а по параметрам расхода и степени понижения давления – на рис. 12. Номера точек на фронтах проставлены для удобства сравнения результатов на рис. 11 и 12. Номера точек на рис. 11 и 12 идентичны.

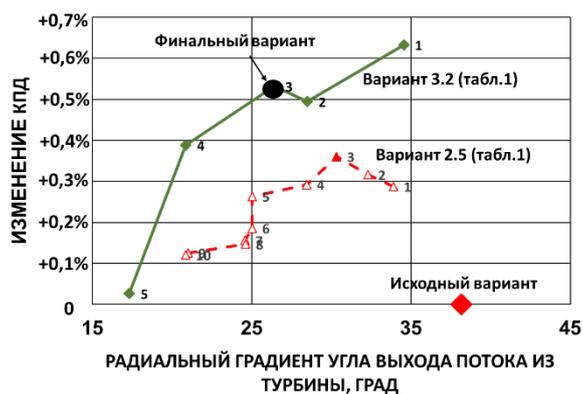


Рис. 11. Сравнение лучших результатов 2 и 3 этапов оптимизации ТВД с помощью расчетной модели с густой сеткой конечных объемов

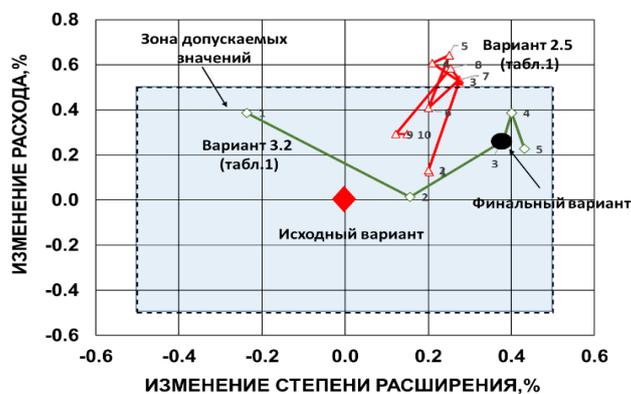


Рис. 12. Сравнение лучших результатов 2 и 3 этапов оптимизации ТВД с помощью расчетной модели с густой сеткой конечных объемов

Для количественной оценки влияния перепрофилирования были построены графики распределений потерь энергии по высоте для сопловых (рис. 13) и рабочих лопаток (рис. 14).

Из рис. 13, 14 видно, что в результате оптимизации значительно (примерно на 0,1) снизились числа Маха в СА 2 ступени, хотя и несколько (примерно на 0,05) выросли в РК2 (из-за чего в средней части немного возрос коэффициент потерь (рис. 14)). В СА 1 ступени произошло уменьшение интенсивности вторичных течений в периферийной части, что вместе с некоторым снижением ровня скоростей уменьшило потери в верхней половине лопатки.

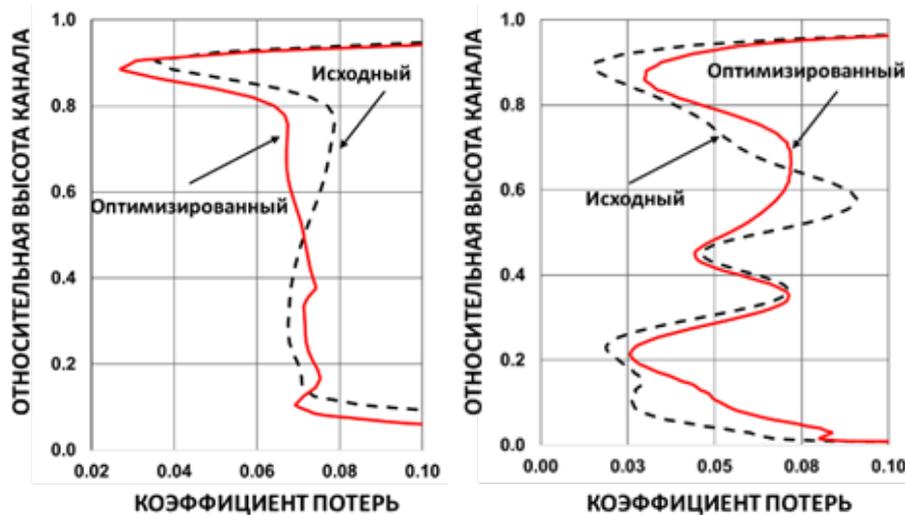


Рис. 13. Сравнение коэффициента потерь по высоте CA1 и CA2

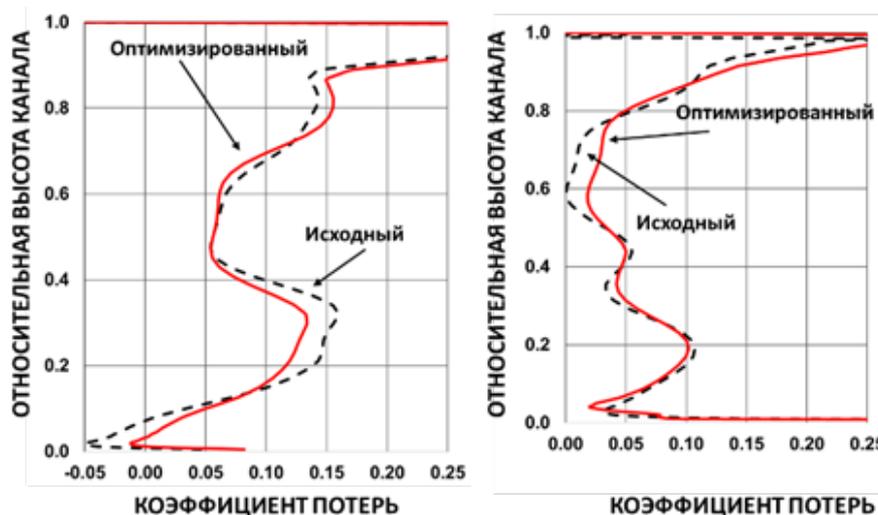


Рис. 14. Сравнение коэффициента потерь по высоте PK1 и PK2

ВЫВОДЫ

В работе, результаты которой представлены в статье, была решена задача оптимизации осевой двухступенчатой охлаждаемой ТВД. Оптимизация проводилась в многокритериальной постановке: в ее ходе искалось решение с повышенным КПД и сниженным радиальным градиентом угла выхода потока на выходе.

Изначальная турбина имела высокую эффективность и по этой причине, применяя обычные подходы, не было найдено существенного улучшения. По этой причине была решена серия оптимизационных задач, в ходе которых варьировались схемы параметризации, число изменяемых сечений, сетка конечных объемов и степень детализации математической модели. В результате была выбрана схема параметризации с 5 параметрическими сечениями СА и 3 параметрическими сечениями РК, а также изменением толщин профилей сечений лопаток СА и РК.

Выполнено решение задач оптимизации ТВД с двумя разными схемами параметризации увязки сечений лопаток по высоте. По результатам решения задач выбрана схема параметризации выносов сечений лопаток по высоте по трем касательным.

В результате были найдены 2 варианта оптимизации геометрии турбины:

– первый вариант, в котором менялись только формы контрольных сечений лопатки (2D форма) позволил повысить КПД на 0,37 %.

– второй вариант, в котором изменялась как форма профилей, так и их взаимное положение друг относительно друга (2D и 3D форма), позволил повысить КПД на 0,63 % при значительном (на 20 %) снижении градиента угла выхода потока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кулагин В. В., Кузьмичев В. С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок (в 2-х книгах). Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. М.: Машиностроение, 2013. 336 с. [V. V. Kulagin, V. S. Kuzmichev, *The theory, calculation and design of aircraft engines and power plants (in 2 books). Fundamentals of GTE theory. Working process and thermos-aerodynamic analysis*, (in Russian). Moscow; Mashinostroenie, 2013.]
2. **Совершенствование** методик проектирования современных газовых турбин / А. А. Иноземцев [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2014. № 5–1 (47). С. 139–147. [A. A. Inozemtsev, et al., “Development of methods of designing modern gas turbines”, (in Russian), in *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tehnika, tehnologii i mashinostroenie*, no. 5-1 (47), pp. 139-147, 2014.]
3. **АО «ОДК-Авиадвигатель»**. [Электронный ресурс]. URL: <https://avid.ru/en/> (дата обращения 13.07.2022). [JSC “UEC-Aviadvigatel” (2022, Jul. 13). [Online]. Available: <https://avid.ru/en/>]
4. **СИГМА** Технология. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.iosotech.com/> (дата обращения 13.07.2022). [Sigma Technology (2022, Jul. 13). [Online]. Available: <https://www.iosotech.com/>]
5. **The main Features of IOSO Technology Usage for Multi-Objective design optimization** / I. N. Egorov, et al. // 10th AI-AA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. 2004. DOI: 10.2514/6.2004-4610.
6. **Multi-Objective Robust optimization of Air Engine Using IOSO Technology** / I. N. Egorov, et al. // Conference ASME Turbo Expo 2004. 2004. Vol. 2. Pp. 157-163. DOI: 10.1115/GT2004-53504.
7. **Multidisciplinary optimization of the working process of uncooled axial turbine according to efficiency and strength criteria** / E. Marchukov [et al.] // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 2C: Turbomachinery, 2017. Article number V02CT47A020. DOI: 10.1115/GT2017-64843.
8. **Improvement of Aerodynamic and Strength Characteristics of a Multi-Shaft Axial Turbine of a Turbo shaft Engine** / G. Popov, et al. // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 2D: Turbomachinery – Multidisciplinary Design Approaches, Optimization, and Uncertainty Quantification; Radial Turbomachinery Aerodynamics; Unsteady Flows in Turbomachinery, 2021. Article number V02DT36A015. DOI: 10.1115/GT2021-59682.
9. **Selection of Parameters for Blade-To-blade Finite-volume Mesh for CFD Simulation of Axial Turbines** / G. Popov, et al. // MATEC Web of Conferences. 2018. Vol. 220. Article number 03003. DOI: 10.1051/mateconf/201822003003.

ОБ АВТОРАХ

- ПОПОВ Григорий Михайлович**, доц. каф. ТДЛА (Самарский Университет). Дипл. инж.-констр. (СГАУ, 2010). Канд. техн. наук (СГАУ, 2018).
- ГОРЯЧКИН Евгений Сергеевич**, доц. каф. ТДЛА (Самарский Университет). Дипл. магистр (Самарский Университет, 2014). Канд. техн. наук (Самарский Университет, 2021).
- ЗУБАНОВ Василий Михайлович**, доц. каф. ТДЛА (Самарский Университет). Дипл. магистр (Самарский Университет, 2016).
- ЩЕРБАНЬ Анастасия Ивановна**, младший научный сотрудник ИЦ 206 (Инжиниринговый центр Самарского университета). Дипл. инж. (Самарский Университет, 2018).
- ШВЫРЕВ Андрей Александрович**, зам. нач. отдела по аэродинамическому проектированию отдел расчетно-экспериментальных работ по турбинам.
- POPOV, Grigory Mikhailovich**, Assoc. Prof., Dept. of Theory of Aircraft Engines (Samara University). Dipl. design engineer (SSAU, 2010). Cand. of Tech. Sci. (SSAU 2018).
- GORIACHKIN, Evgeny Sergeevich**, Assoc. Prof., Dept. of Theory of Aircraft Engines (Samara University). Dipl. master (Samara University, 2014). Cand. of Tech. Sci. (Samara University, 2021).
- ZUBANOV, Vasily Mikhailovich**, Assoc. Prof., Dept. of Theory of Aircraft Engines (Samara University). Dipl. master (Samara University, 2016).
- SHCHERBAN, Anastasia Ivanovna**, Junior researcher (Engineering Center of Samara University). Dipl. eng. (Samara University, 2018).
- SHVYREV, Andrey Alexandrovich**, Deputy Head of dept. for aerodynamic design department for computational and experimental work on turbines.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 3 (97), pp. 113-125, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).