

# Демонстрация технологии многодисциплинарной оптимизации на примере лопатки экспериментального компрессора

Буюкли Т.В.<sup>1</sup>, Попов Г.М.<sup>2</sup>, Горячкин Е.С.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

<sup>2</sup> Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, г. Самара

e-mail: tvbuyukli@ciam.ru

На основе разработанной ранее технологии многокритериальной многодисциплинарной оптимизации лопаток компрессоров выполнена оптимизация ступени NASA Rotor 37 по критериям газодинамической эффективности и минимизации массы лопатки. В результате получен вариант ступени, обеспечивающий относительное повышение КПД на 2,1% и снижение центробежной нагрузки от лопатки на диск на ~ 9% при удовлетворении всех газодинамических и прочностных требований. Исследовано влияние количества варьируемых параметров на результаты оптимизации.

**Ключевые слова:** многодисциплинарная оптимизация, схема параметризации, лопатка, экспериментальный компрессор, аэродинамика, прочность.

## Demonstration of multidisciplinary optimization technology on the example of an experimental compressor blade

Buyukli T.V.<sup>1</sup>, Popov G.M.<sup>2</sup>, Goryachkin E.S.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> CIAM, Moscow

<sup>2</sup> Samara National Research University, Samara

Based on the previously developed technology of multicriteria multidisciplinary optimization of compressor blades, the NASA Rotor 37 stage was optimized according to the criteria of aerodynamic efficiency and blade mass minimization. As a result, a version of the stage was obtained, which provides an increase in efficiency by 2,1% and a decrease in the centrifugal load from the blade to the disk by ~ 9%, while meeting all aerodynamic and strength requirements. Influence of the number of variable parameters on optimization results is investigated.

**Keywords:** multidisciplinary optimization, parameterization scheme, blade, experimental compressor, aerodynamics, strength.

### Введение

При проектировании лопатки компрессора перед инженером встает проблема удовлетворения разнообразных, порой противоречивых, требований к аэродинамике, прочности, технологичности и другим параметрам.

Решение этой проблемы лежит на стыке различных дисциплин и может быть получено на основе применения технологии многодисциплинарной оптимизации, в которой в качестве критериев выступают одновременно аэродинамические и прочностные характеристики.

В большинстве работ, посвященных многодисциплинарной оптимизации, решения задач в рамках одной дисциплины используются как начальные точки для решения задач в другой дисциплине [1 – 4]. Такой итерационный процесс весьма трудоемок, занимает много времени (особенно на последних этапах проектирования при использовании 3D моделей) и значительно сужает область поиска оптимальной конструкции. Зачастую схема параметризации конструкции и количество варьируемых параметров выбираются исходя из инженерного опыта [4, 5], без проведения исследований по оценке влияния схемы и количества параметров на результат оптимизации.

В работе представлена разработанная и опробованная ранее технология многокритериальной многодисциплинарной оптимизации [6], которая подразумевает использование единой параметризованной многодисциплинарной 3D модели, включающей проточную часть ступени компрессора (аэродинамическая модель) и конечно-элементную модель лопатки (прочностная модель). Интеграция и взаимодействие моделей в единой расчетной области осуществляется средствами управляющего модуля.

Использование многодисциплинарной модели позволяет преобразовать набор изолированных задач проектирования в различных дисциплинах в общую задачу оптимизации с несколькими критериями и ограничениями. Это значительно снижает трудоемкость процесса проектирования и повышает качество оптимизации. Модель позволяет провести исследование различных схем параметризации лопатки для получения конструкции, оптимальной с точки зрения аэродинамики и прочности. Оптимизация выполняется по критериям газодинамической эффективности и минимизации массы лопатки, в качестве ограничений выступают как аэродинамические, так и прочностные параметры.

Демонстрация предложенной технологии выполнена на примере оптимизации ступени экспериментального компрессора NASA Rotor 37 [7].

### Параметры компрессора NASA Rotor 37 [7]

Степень повышения давления . . . . .	2,05
Адиабатический КПД . . . . .	0,84
Расход воздуха, кг/с . . . . .	20,74
Количество роторных лопаток . . . . .	36
Количество статорных лопаток . . . . .	46
Частота вращения, об/мин . . . . .	17 188,7

### Предварительные расчеты исходной конструкции

Исследования статического напряженно-деформированного состояния (НДС), собственных частот и форм колебаний исходной лопатки проведены в двух постановках: с диском и без диска (изолированная лопатка). Диаграмма Кемпбелла (рис. 1) показывает, что значение первой собственной частоты колебаний для системы «лопатка + диск» ниже, чем для изолированной лопатки, жестко закрепленной в корневом сечении. Однако, как видно из дисперсионной диаграммы, начиная с третьего узлового диаметра, учет диска практически не влияет на изменение первой собственной частоты колебаний лопатки (рис. 2).

В эксперименте и в расчетах на исследуемом режиме имеется опасное (~ 10%) сближение первой собственной частоты колебаний лопатки с четвертой гармоникой ротора.

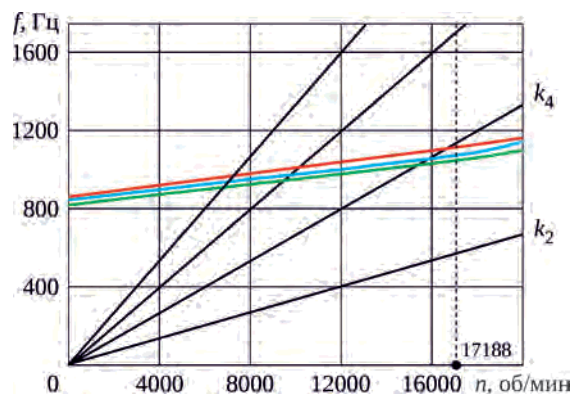


Рис. 1. Диаграмма Кемпбелла рабочей лопатки:

— исходная лопатка; — эксперимент;

— исходная лопатка + диск

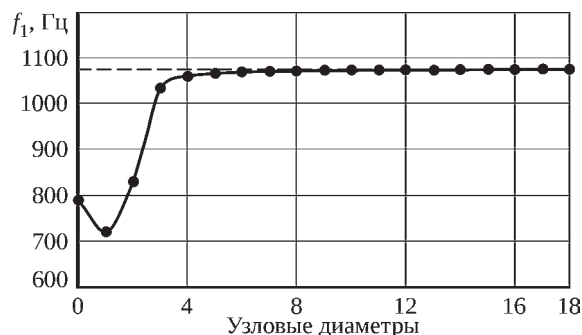


Рис. 2. Дисперсионная диаграмма для первой собственной частоты колебаний рабочего колеса при  $n = 17\,188$  об/мин

Проведенное исследование дает основание предполагать, что при отстройке первой собственной частоты колебаний можно пренебречь диском в расчетной модели. Однако после определения оптимальной конструкции должен быть выполнен проверочный расчет лопатки вместе с диском.

Перед постановкой задачи оптимизации был проведен расчет НДС исходной лопатки и анализ ее аэродинамических характеристик для режима работы компрессора с частотой вращения 17 188 об/мин. Результаты расчета показали, что исходная лопатка удовлетворяет критериям статической прочности [8], а расчетное значение КПД соответствует экспериментальному.

### Постановка задачи оптимизации

После проведения предварительных расчетов была поставлена задача улучшения КПД ступени, отстройки первой собственной частоты колебаний лопатки от опасных резонансных частот и уменьшения центробежной лопаточной нагрузки, зависящей от массы и положения центра масс лопатки.

В качестве ограничений принято:

– изменение расхода воздуха относительно исходного варианта не более  $\pm 0,5\%$ ;

- изменение степени повышения полного давления относительно исходного варианта не более  $\pm 0,5\%$ ;
- максимальные эквивалентные напряжения в лопатке не более 380 МПа, что соответствует максимальным напряжениям в исходном варианте;
- минимальный запас по первой собственной частоте колебаний не менее 20%.

Отметим, что в качестве ограничения используется не значение собственной частоты колебаний, а относительный запас по отстройке:

$$\Delta f_i = \frac{|f_i - k_i|}{k_2 - k_1} \cdot 100\%,$$

где  $f_i$  –  $i$ -ая собственная частота колебаний лопатки;  $k_i$  – значение гармоники, ближайшей к  $i$ -ой собственной частоте колебаний лопатки.

Запасы газодинамической устойчивости не исследовались, так как определение границ устойчивой работы на каждой итерации оптимизации резко увеличивает время решения задачи.

### Технология многодисциплинарной оптимизации

Для оптимизации конструкции используется единая многодисциплинарная 3D модель, состоящая из аэродинамической модели (рис. 3) и модели расчета НДС и динамических характеристик рабочей лопатки (рис. 4). Изменение формы лопатки в процессе оптимизации приводит к автоматическому перестроению моделей.

Аэродинамическая модель состоит из сеточной модели ступени компрессора, метода анализа и граничных условий. Для расчетов используется программный комплекс Numeca FineTurbo (LI002257). Задача решается в рамках приближения RANS с моделью турбулентности Спаларта – Аллмараса. В качестве граничных условий на входе в расчетную область задаются полные параметры потока, за компрессором – статическое давление.

Модель анализа НДС и динамических характеристик рабочей лопатки основана на параметризованной конечно-элементной модели лопатки. Работа с моделью состоит из выполнения нескольких этапов (см. рис. 4):

- чтение файла с исходными данными;
- чтение файла с координатами точек рабочих профилей, созданных по результатам аэродинамического расчета;
- создание сечений профилей по заданным координатам;
- создание твердотельной модели лопатки на базе сечений;
- создание конечно-элементной модели лопатки;

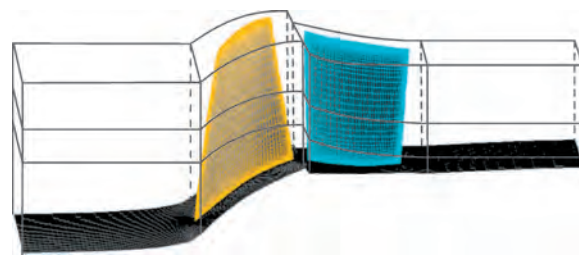


Рис. 3. Расчетная область аэродинамической модели

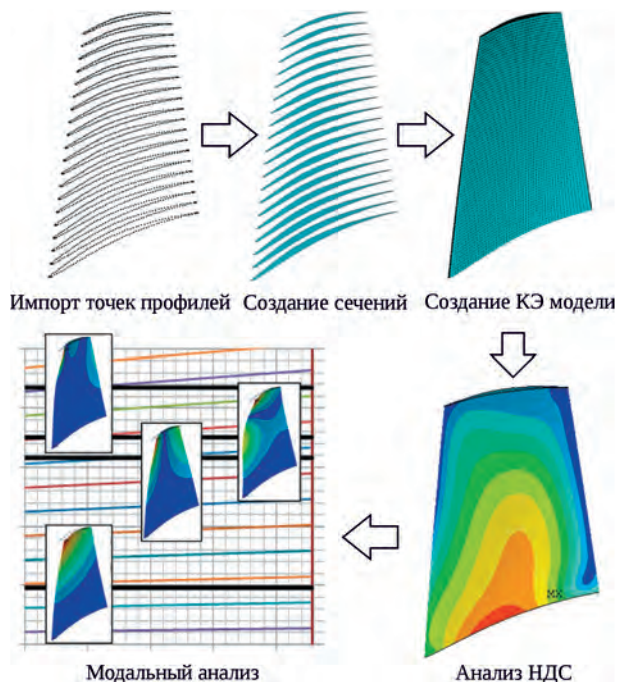


Рис. 4. Параметризованная модель лопатки: построение и проведение расчетов

- вычисление массы и центробежной силы лопатки;
- приложение граничных условий и нагрузок;
- анализ НДС лопатки на выбранном режиме;
- анализ спектра собственных частот колебаний, определение запасов по отстройке от опасных резонансных частот;
- формирование файла с выходными данными.

Общая блок-схема процесса оптимизации с использованием программного пакета IOSO [9 – 16] приведена на рис. 5.

Каждая итерация оптимизации состоит из следующих шагов:

- 1) формирование вектора варьируемых параметров в IOSO и передача их в расчетную математическую модель;
- 2) численное моделирование: последовательная модификация моделей, проведение расчетов, вычисление критериев и ограничений;
- 3) формирование списка выходных параметров, передача их в IOSO;

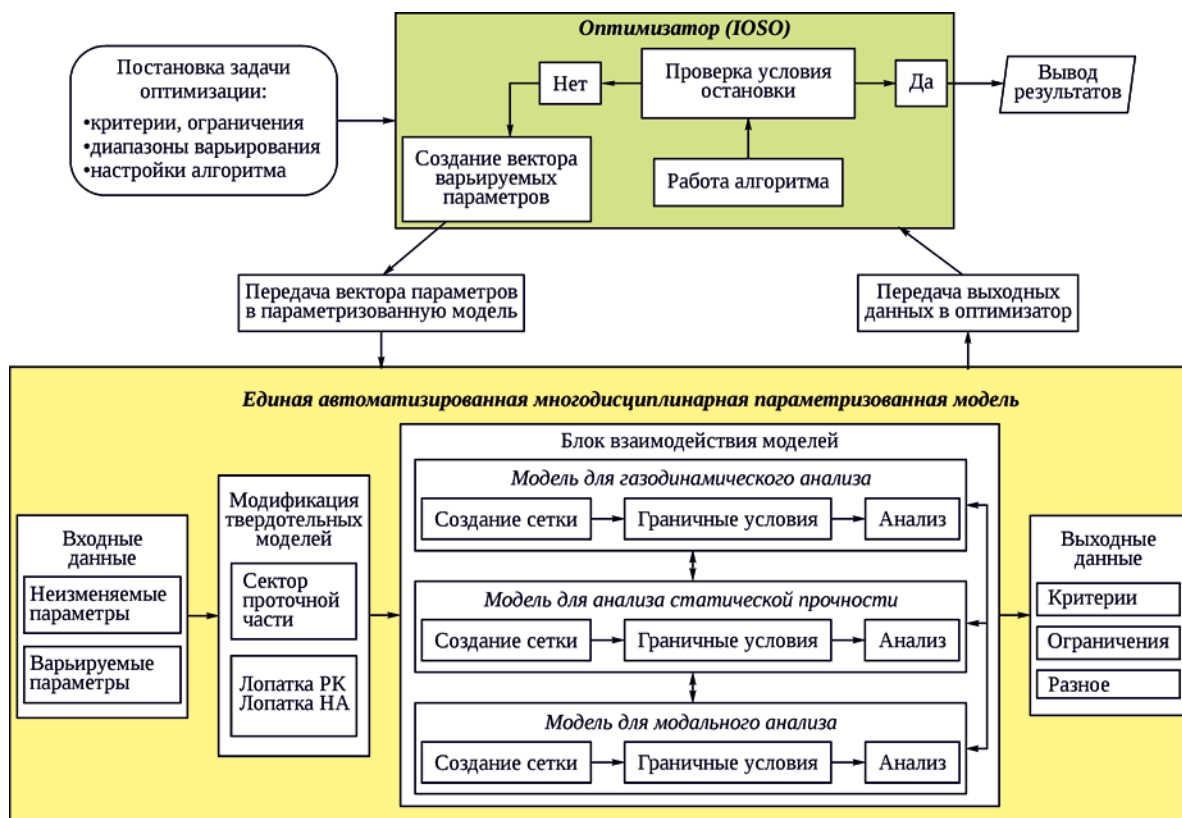


Рис. 5. Блок-схема процесса оптимизации

4) анализ полученных данных в IOSO, проверка условия остановки поиска:

4.1) если условие остановки не выполнено, то формирование нового вектора варьируемых параметров и переход к следующей итерации оптимизации (к шагу № 1);

4.2) если условие остановки выполнено, то процесс оптимизации считается завершенным.

При выполнении оптимизации на четырех персональных компьютерах (16 Гб оперативной памяти, шесть ядер, частота 3.0 ГГц) время одной итерации составляет около 42 мин: 1...2 мин на анализ прочности и 40 мин на анализ аэродинамики.

### Схемы параметризации лопатки

Изменение формы лопатки на каждом шаге оптимизационного поиска осуществляется на основе изменения ее параметризованной модели, определяемой как неизменяемыми (фиксированными), так и изменяемыми (варьируемыми) параметрами. Тип и количество варьируемых параметров может оказать существенное влияние на результат оптимизации, однако четких рекомендаций о выборе рационального количества переменных не существует. Под рациональным понимается наименьшее количество переменных, которое позволяет получить наибольшее улучшение целевой

функции за наименьшее количество обращений к математической модели.

В работе принята следующая схема параметризации. Двухмерное переупрофилирование лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата выполняется в трех сечениях: втулочном, среднем и периферийном (рис. 6). В каждом сечении средняя линия лопатки аппроксимируется кривой Безье по трем контрольным точкам, положение которых определяется лопаточными углами  $\beta_1$  и  $\beta_2$ , углом установки профиля  $\gamma$  и величиной хорды  $C$ . Форма спинки и корытца лопатки описывается сплайном из кривых Безье, радиусами входной и выходной кромок и углом заострения выходной кромки (рис. 7).

С целью исследования влияния количества варьируемых параметров на результаты оптимизации рассмотрены четыре схемы параметризации лопатки рабочего колеса, отличающиеся количеством контрольных точек на спинке и корытце (табл. 1). В схеме 1 форма спинки и корытца принята неизменяемой (зафиксирована). Для каждой схемы создана своя параметризованная модель.

Схема параметризации лопатки направляющего аппарата идентична во всех задачах: изменяемыми параметрами являются только лопаточные углы  $\beta_1$  и  $\beta_2$  и угол установки профиля  $\gamma$ . Это позволило сократить суммарное количество варьируемых параметров в задаче оптимизации.



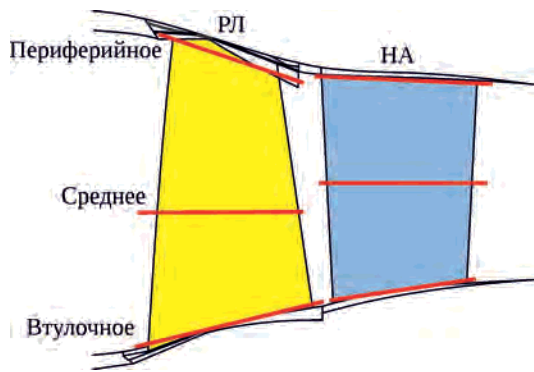


Рис. 6. Схема расположения сечений параметризации

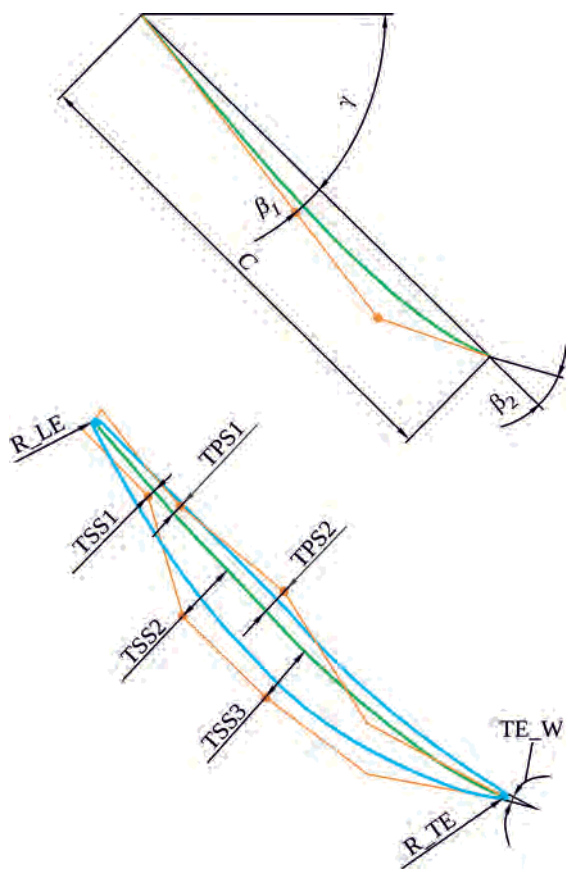


Рис. 7. Схема параметризации лопатки:

$\beta_1, \beta_2$  – лопаточные углы;  $\gamma$  – угол установки профиля;  $C$  – хорда;  $TPS1, TPS2, TSS1, TSS2, TSS3$  – координаты полюсов;  $TE\_W$  – угол заострения выходной кромки;  $R\_LE$  – радиус входной кромки;  $R\_TE$  – радиус выходной кромки

Таблица 1. Схемы параметризации

Схема парам.	Кол-во полюсов сплайна РЛ		Количество варьируемых параметров		
	корыто	спинка	профиль РЛ	профиль НА	суммарное
1	2	3	7	3	30
2	2	3	12	3	36
3	3	4	14	3	42
4	5	6	18	3	54

## Построение и расчет исходной конструкции на основе параметризованных моделей

Параметризованные модели лопаток, соответствующие указанным в табл. 1 схемам параметризации, созданы в программном комплексе Numeca AutoBlade (LI002257). При этом использована встроенная процедура «fitting», которая автоматически создает параметризованную модель лопатки (с указанным количеством и типом параметров), наиболее близкую по форме к заданной исходной лопатке. В результате получен набор параметризованных моделей ступени NASA Rotor 37 для выбранных схем параметризации.

Сравнение характеристик компрессора с лопатками исходной формы и с лопатками, построенными по различным схемам параметризации, приведено на рис. 8. Значения степени повышения полного давления  $\pi_k^*$  и расхода воздуха  $G$  в исходном варианте условно приняты за единицу, допустимый диапазон изменения параметров  $\pm 0,5\%$  относительно исходного значения (заштрихованная область на рис. 8 и рис. 9). Маркеры на рис. 8 указывают на относительные значения  $\pi_k^*$  и  $G$ , число рядом с маркером – величина относительного падения КПД по сравнению с исходным вариантом компрессора.

Как видно из рис. 8:

– ни одна из выбранных схем параметризации не обеспечила попадание величины расхода в требуемый диапазон  $\pm 0,5\%$  относительно исходного варианта, в то же время для величины  $\pi_k^*$  требуемые ограничения выполняются для всех схем параметризации;

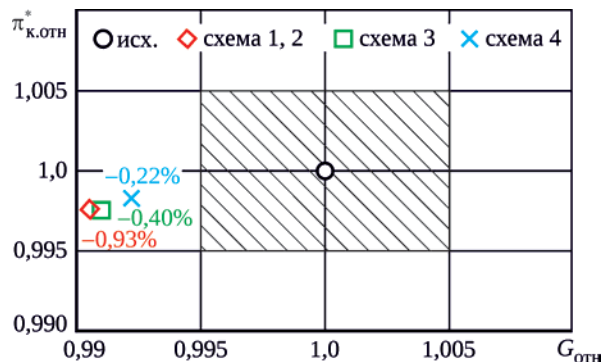


Рис. 8. Сравнение характеристик компрессора при различных схемах параметризации лопаток

Таблица 2. Сравнение параметров конструкции

Схема парам.	Запас по первой собственной частоте, %	Центробежная сила лопатки, Н	Максимальные напряжения в лопатке, МПа
Исходная	10,3644	43649,8	372
1, 2	10,3625	43650,0	372
3	8,6754	43509,1	376
4	8,8374	43453,4	375

– использование схемы параметризации с наибольшим количеством параметров (схема 4) привело к снижению расхода воздуха на 0,77%, снижению  $\pi_{к}^*$  на 0,17% и относительному снижению КПД на 0,22% по сравнению с исходным вариантом;

– использование схемы параметризации с наименьшим количеством параметров (схемы 1, 2) привело к снижению расхода на 0,93%, снижению  $\pi_{к}^*$  на 0,24% и относительному снижению КПД на 0,93% по сравнению с исходным вариантом.

Таким образом, уменьшение количества варьируемых параметров в схеме параметризации ведет к увеличению отклонения формы модели от исходной и, соответственно, к снижению расчетного КПД ступени. В данном случае более «грубая» схема параметризации привела к дополнительному снижению КПД на 0,71%.

Сравнение максимальных напряжений, запасов по первой собственной частоте и величин центробежной нагрузки для исходной конструкции лопатки и конструкций, полученных на основе параметризованных моделей, приведено в табл. 2. Для схем 1 и 2 параметры практически не изменились; для схем 3 и 4 снизился относительный запас по частотной отстройке на ~16%, максимальные напряжения выросли на 1,1%.

Так как ни одна из параметризованных моделей не обеспечила исходные характеристики работы компрессора с требуемой точностью, а также учитывая, что величина запаса по первой собственной частоте относительно мала, было принято решение выполнять оптимизацию в два этапа:

- этап 1: оптимизация с целью обеспечения выполнения заданных газодинамических и прочностных ограничений для каждой схемы параметризации;
- этап 2: оптимизация с целью максимально возможного улучшения целевых функций (увеличение КПД компрессора и снижение центробежной нагрузки от лопатки) для каждой схемы параметризации.

## Оптимизация. Этап 1

Критерии оптимизации первого этапа:

- повышение расхода воздуха;
- повышение КПД;
- повышение минимального запаса по четырем первым собственным частотам.

В качестве ограничений заданы:

- изменение расхода воздуха относительно исходного варианта  $-1,0...+0,5\%$ ;
- изменение степени повышения полного давления относительно исходного варианта не более  $\pm 0,5\%$ ;
- максимальные эквивалентные напряжения в лопатке не более 380 МПа.

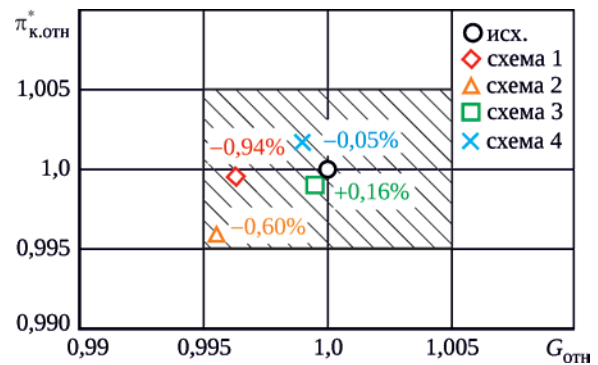


Рис. 9. Результаты предварительной оптимизации (этап 1)

Задача считалась решенной при нахождении конструкции, удовлетворяющей условию по расходу (попадание в диапазон  $\pm 0,5\%$  относительно исходного варианта) и имеющей запас по первым четырем собственным частотам не менее 20%.

Результаты решения задач оптимизации первого этапа показаны на рис. 9, рядом с маркерами указаны величины относительного изменения КПД по сравнению с исходным вариантом. Найденные варианты лопаток обеспечивают требуемые значения расхода и степени повышения давления.

Для решения задачи потребовалось:

- 170 обращений к математической модели для схемы 1;
- 26 обращений – для схемы 2;
- 83 обращений – для схемы 3;
- 67 обращений – для схемы 4.

Схема 2 с малым количеством варьируемых параметров позволила найти решение наиболее быстро, однако относительное падение КПД составило 0,60% по сравнению с исходным вариантом.

Вариант лопатки с максимальным относительным увеличением КПД (0,16%) получен с использованием схемы 3 со средним количеством точек на спинке и корытце.

Поиск решения для схемы 1 (с фиксированной формой спинки и корытца) потребовал максимальных вычислительных затрат, а относительное падение КПД для него составило 0,94%.

Найденные варианты использованы как начальные точки для решения задач оптимизации второго этапа.

## Оптимизация. Этап 2

Критерии оптимизации второго этапа:

- повышение КПД компрессора  $\eta_{к}^*$ ;
- уменьшение центробежной силы  $F_{цб}$  от лопатки на диск.

В качестве ограничений заданы:

- изменение расхода воздуха относительно исходного варианта не более  $\pm 0,5\%$ ;

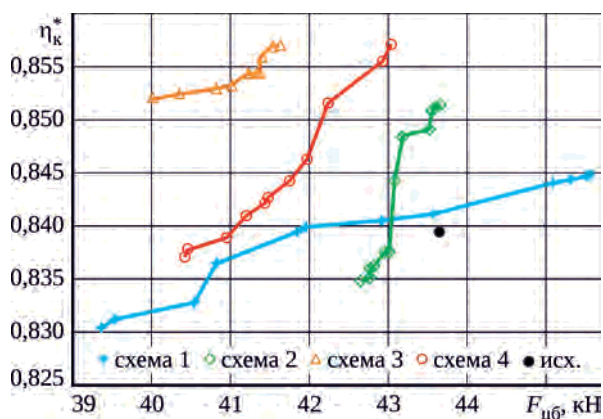


Рис. 10. Сравнение фронтов Парето, полученных для различных схем параметризации модели

Таблица 3. Максимальное улучшение целевых функций

Схема параметр.	Относительное изменение КПД, %	Изменение центробежной силы, %
1	0,65	-9,86
2	1,44	-2,31
3	2,11	-8,96
4	2,15	-7,43

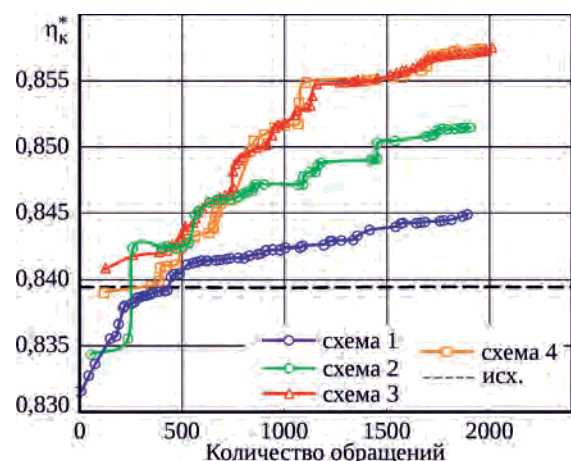


Рис. 11. Динамика увеличения КПД для различных схем параметризации модели

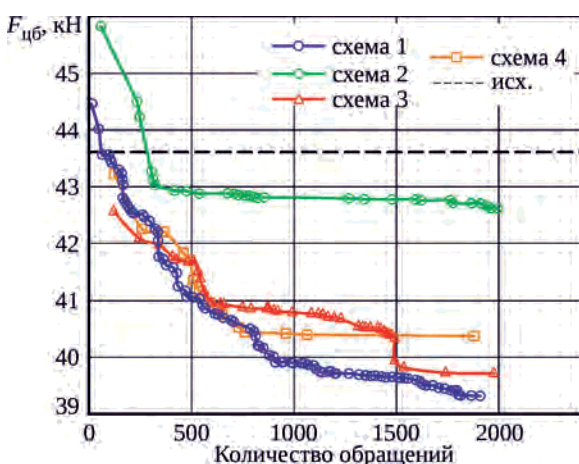


Рис. 12. Динамика снижения центробежной нагрузки от лопатки на диск для различных схем параметризации

- изменение степени повышения полного давления относительно исходного варианта не более  $\pm 0,5\%$ ;
- максимальные эквивалентные напряжения в лопатке не более 380 МПа;
- запас по частотной отстройке не менее 20%.

Задача оптимизации считалась завершенной по совершению 2000 обращений «оптимизатора» к расчетной модели.

На рис. 10 показано сравнение компромиссных фронтов Парето, полученных с использованием различных схем параметризации. Каждая точка фронта Парето представляет такое сочетание варьируемых параметров, при котором улучшение одной целевой функции не может быть достигнуто без ухудшения другой.

Как видно из рис. 10, имеет место прямая зависимость между максимальным достигнутым значением КПД и количеством варьируемых параметров на профиле. Величины максимальных улучшений целевых функций для различных схем параметризации приведены в табл. 3.

Максимальное снижение центробежной нагрузки от лопатки на диск (9,86%) получено при использовании схемы параметризации с фиксированной формой спинки и корытца лопатки (схема 1).

Максимальное относительное повышение КПД (2,15%) получено при использовании схемы 4 с наибольшим количеством варьируемых точек на профиле.

Лучшие компромиссные решения получены с использованием схемы 3 со средним количеством точек на спинке и корытце.

Динамика улучшения критериев в процессе оптимизационного поиска показана на рис. 11 и рис. 12.

Результаты решения задачи по критерию увеличения КПД, полученные с использованием схемы 3 и схемы 4, практически не отличаются. Можно сделать вывод, что схема 4 является переопределенной, т.е. содержит параметры, изменение которых не приводит к значимому улучшению целевой функции. Таким образом, выбор более 7 точек для описания формы спинки и корытца не целесообразен.

При необходимости максимального увеличения КПД целесообразно использовать схему 3 (семь варьируемых параметров для описания формы спинки и корытца).

При необходимости максимального снижения центробежной нагрузки целесообразно использовать схему 1 (фиксированная форма спинки и корытца) или схему 3, которая дополнительно обеспечивает большее увеличение КПД при схожем уровне центробежной нагрузки.



## Анализ изменений геометрических моделей

Для каждой схемы параметризации выполнен анализ изменения формы лопатки, соответствующей варианту с наибольшим достигнутым КПД.

Изменения геометрических параметров моделей показаны на рис. 13. Наибольшее изменение претерпевает параметр  $\beta_1$ . Такие параметры, как длина хорды  $C$ , радиусы входной ( $R_{LE}$ ) и выходной ( $R_{TE}$ ) кромок, которые в наибольшей степени влияют на площадь сечений, наиболее значимо изменились в совокупности для схемы 1. Это может объяснить бóльший диапазон изменения центробежной силы при использовании схемы 1.

Сравнение профилей исходной и оптимизированной (по схеме 3) лопаток во втулочном, среднем и периферийном сечениях показаны на рис. 14.

На рис. 15 показано сравнение рассчитанных распределений числа Маха для исходного и оптимизированного (по схеме 3) вариантов ступени NASA Rotor 37. В результате оптимизации уменьшен отрыв потока в периферийном сечении направляющего аппарата,

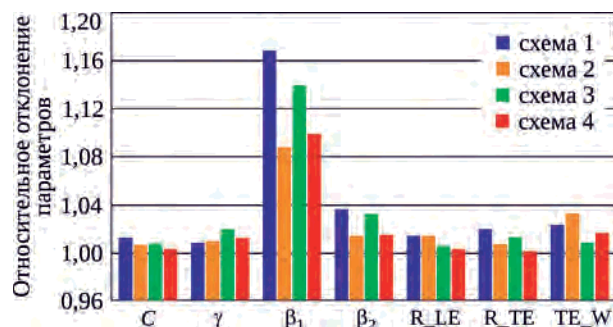


Рис. 13. Относительные отклонения параметров для варианта, соответствующего наибольшему КПД



Рис. 14. Сравнение профилей лопаток

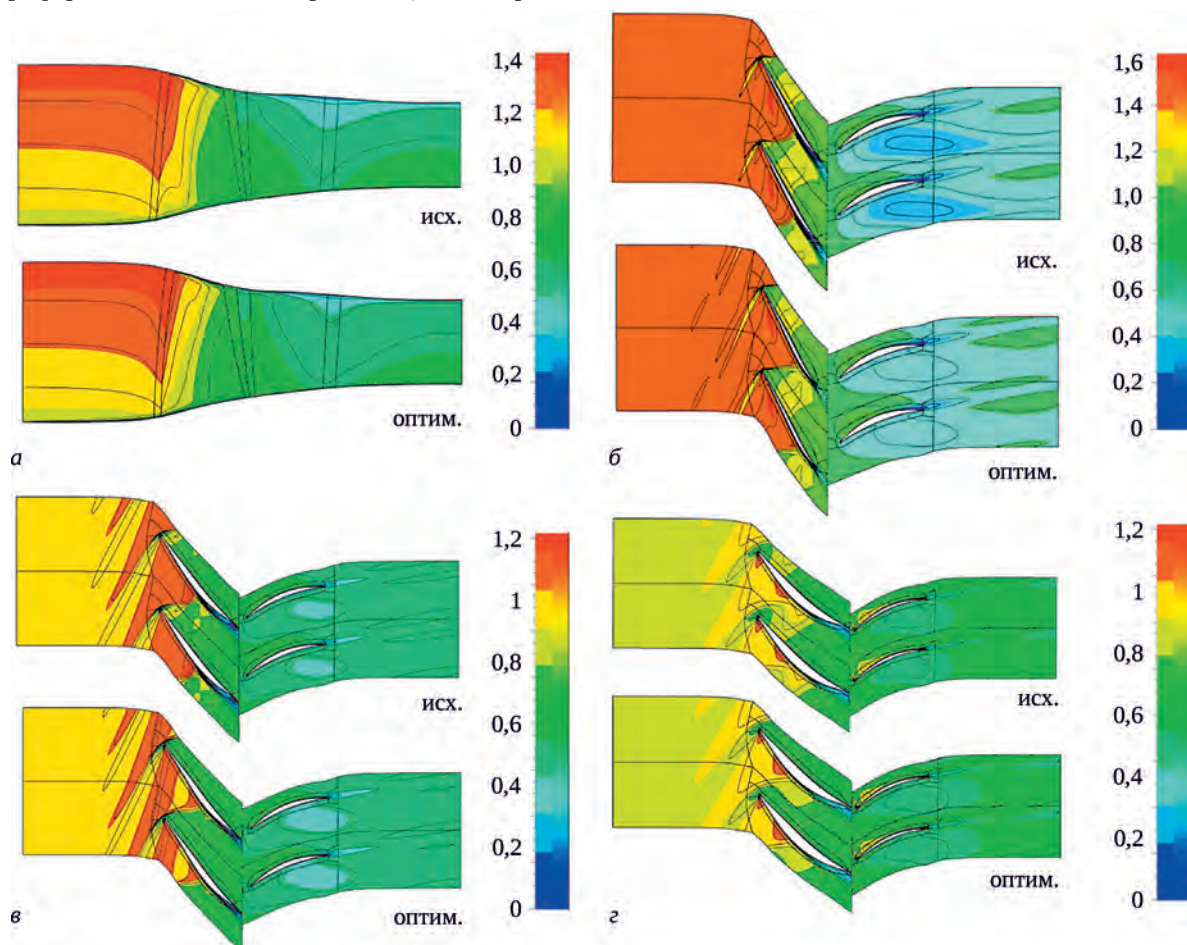


Рис. 15. Сравнение рассчитанных полей Маха в базовом и оптимизированном варианте ступени: а – в меридиональном сечении; б – в периферийном сечении; в – в среднем сечении; з – во втулочном сечении



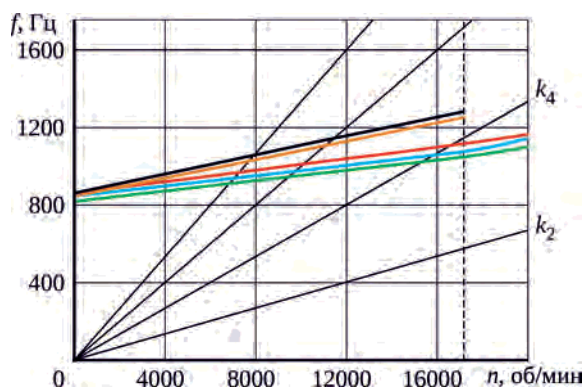


Рис. 16. Диаграмма Кемпбелла:

- исходная лопатка; — эксперимент;
- исходная лопатка + диск;
- оптимальная лопатка;
- оптимальная лопатка + диск

а также значительно снижены интенсивности скачков уплотнений в рабочем колесе, что привело к повышению КПД оптимизированной ступени.

На рис. 16 представлена диаграмма Кемпбелла оптимизированной лопатки в сравнении с исходной. В результате оптимизации получена отстроенная лопатка, которая имеет достаточный запас по первой собственной частоте. Учет исходного диска в составе

рабочего колеса с оптимизированной лопаткой привел к небольшому снижению собственной частоты, тем не менее, запас по первой собственной частоте колебаний достаточен.

## Заключение

Применение технологии многокритериальной многодисциплинарной оптимизации позволило получить вариант ступени NASA Rotor 37, обеспечивающий относительное повышение КПД на 2,1% и снижение центробежной нагрузки от лопатки на диск на ~ 9% при удовлетворении требований аэродинамики и прочности.

Оптимизация выполнена в два этапа. В рамках первого (предварительного) этапа для различных схем параметризации получены варианты лопаток, удовлетворяющие требуемым ограничениям. На втором этапе проведена оптимизация этих вариантов по критериям увеличения КПД и снижения центробежной нагрузки.

Определено, что увеличение количества переменных на профиле выше 7 для рассмотренной задачи не целесообразно, так как не приводит к существенному улучшению результатов оптимизации.

## Литература / References

1. Deng X., Guo F., Liu Y., Han P. Aero-Mechanical Optimization Design of a Transonic Fan Blade // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013. June 3–7, 2013. San Antonio, Texas, USA.
2. Aulich A., Goerke D., Blocher M., Nicke E., Kocian F. Multidisciplinary Automated Optimization Strategy on a Counter Rotating Fan // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013. June 3–7, 2013. San Antonio, Texas, USA.
3. Joly M., Verstraete T., Paniagua G. Full Design of a Highly Loaded and Compact Contra-Rotating Fan Using Multidisciplinary Evolutionary Optimization // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013. June 3–7, 2013. San Antonio, Texas, USA.
4. Li J., Li B., Song L., Feng Z. Multidisciplinary Optimization Design of Long Blade Turbine Stage Based on Parallel Self-Adaptive Multi-Objective Differential Evolution Algorithm // Proceedings of ASME Turbo Expo 2016. June 13–17, 2016. Seoul, South Korea.
5. Arsenyev I., Duddeck F., Fischersworing-Bunk A. Adaptive Surrogate-Based Multi-Disciplinary Optimization for Vane Clusters // Proceedings of ASME Turbo Expo 2015. June 15–19, 2015. Montréal, Canada.
6. Buyukli T., Egorov I., Popov G., Goriachkin E., Salnikov A. Experimental Compressor Multidisciplinary Optimization Using Different Parameterization Schemes. // Proceedings of the 6th International Conference on Engineering Optimization. 2019. P. 543–555.
7. Reid L., Moore R.D. Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor // NASA Technical Paper 1337. 1978.
8. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Шнейдерович Р.М. Расчет на прочность деталей машин. М.: Машиностроение, 1979. 702 с. Birger I.A., Shorr B.F., Shneiderovich R.M. Raschet na prochnost' detalei mashin: spravochnik [Strength Calculation of Machine Parts: a Reference Book]. Moscow: Mechanical Engineering, 1979. 702 p.
9. Egorov I.N., Tulenev V.P., Pavlenko V.F. et al. Methods of Indirect Statistical Optimization Based on Self-Organization and their Use in GTE Optimization Problems // VINITI. No. 2622-B89. 1989.
10. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. IOSO NM Optimization Toolkit – Novel Software for Multidisciplinary Optimization. May 30 – June 3, 2005. Rio de Janeiro.
11. Egorov I.N., Kretinin G.V., Fedechkin K.S. Multi-Level Robust Design Optimization Fan // Workshop CEAS, Vrije Universiteit Brussels (VUB). Brussels, Belgium. October 28–29, 2010.

- 
12. Egorov I.N., Kretinin G.V., Fedechkin K.S. Robust Design Optimization Fan using 3D CFD code // Conference ASME Turbo Expo 2010. Glasgow, Scotland, UK. June 14–18, 2010.
  13. Kuzmenko M.L., Egorov I.N., Shmotin Yu.N., Kretinin G.V., Fedechkin K.S. Optimization Studies of the Aircraft High-Bypass ratio Turbo Engine Fan // Conference ASME Turbo Expo 2010. Glasgow, Scotland, UK. June 14–18, 2010.
  14. Dulikravich G.S., Egorov I.N., Kumar A. Titanium Based Alloy Chemistry Optimization for Maximum Strength, Minimum Weight and Minimum Cost Using JMatPro and IOSO Software // 2008 TMS Annual Meeting & Exhibition. USA. March 8–9, 2008.
  15. Kuzmenko M.L., Egorov I.N., Shmotin Yu.N., Chupin P.V., Fedechkin K.S. Multistage Axial Flow Compressor Optimization Using 3D CFD Code // 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Portsmouth, Virginia, USA. September 6–8, 2006.
  16. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leschenko I.A., Kuptcov S.V. Multi-Objective Optimization Using IOSO Technology // 7-th ASMO UK / ISSMO Conference on engineering Design optimization. Bath, UK. July 7–8, 2008.

*Материалы получены редакцией 16.09.2019*