



САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

Кафедра конструкции и проектирования
двигателей летательных аппаратов

Тема лабораторной работы:

**«Оптимизация корпусов ГТД по массе
с обеспечением требований удержания
оборвавшейся лопатки»**

Выполнил: студент группы 2223- 240405 D

Гринюк Юрий Иванович

Проверил:

Фалалеев Сергей Викторович

Самара 2019



Цель работы

Оптимизация корпусов ГТД с целью получения конструкции обеспечивающей требования по удержанию оборвавшейся лопадки вентилятора и минималь





Отказы и повреждения возникающие в процессе эксплуатации газотурбинных двигателей

- обрыв рабочих лопаток компрессоров и турбин
- трещины в направляющих и спрямляющих аппаратах компрессоров
- повреждения проточных частей компрессоров и турбин из-за попадания в них твердых предметов
- обгорание направляющих и рабочих лопаток турбин
- обрыв крепежа
- трещины в дисках, диафрагмах и сопловых аппаратах турбин
- деформации, трещины и прогорание камер сгорания и жаровых труб
- неисправности рабочих и пусковых топливных форсунок
- неисправности топливо-регулирующей аппаратуры
- неисправности подшипников
- неисправности контрольно-измерительной аппаратуры и систем управления



Актуальность проблемы обрыва лопатки





Энергетическая методика ЦИАМ

● Определение непробиваемости корпуса вентилятора по методике ЦИАМ:

Кинетическая энергия оторвавшейся лопатки $E_k = \frac{m \cdot v^2}{2}$

Работа для пробития корпуса:

$$A = h \cdot F_{max} \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot k + n \right)$$
$$F_{max} = L \cdot h \cdot \tau_{ср}^{дин}$$

Условие непробиваемости:

$$E_k \leq A \text{ (минимальный запас 1.2)}$$



Испытание вентилятора на обрыв лопатки

Испытания изделия проводились в полном соответствии с программой. После выхода на заданную частоту вращения был включен нагреватель лопатки. Частота вращения поддерживалась постоянной с точностью ± 5 об/мин. При достижении температуры на поверхности среднего участка ослабленного сечения 188°C произошел обрыв лопатки (примерно, через 20 с. после включения нагрева).

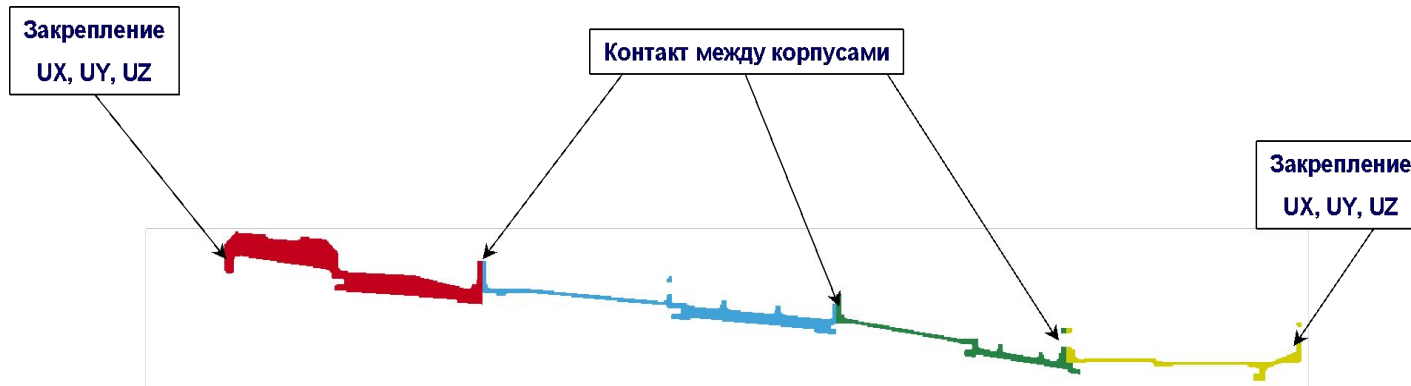
В результате осмотра объекта испытаний были обнаружены повреждения корпуса вентилятора с трещинами (основная и сопутствующая). Максимальное выпучивание корпуса в радиальном направлении 35 мм. В контрольном экране разгонного стенда следов вылета лопатки не обнаружено.





Пример расчетной схемы задачи по оптимизации корпусов ГТД

Граничные условия



Корпуса и лопатки выполнены из титана VT6.

Взаимодействие между лопатками и корпусом осуществляется за счет контактного взаимодействия.

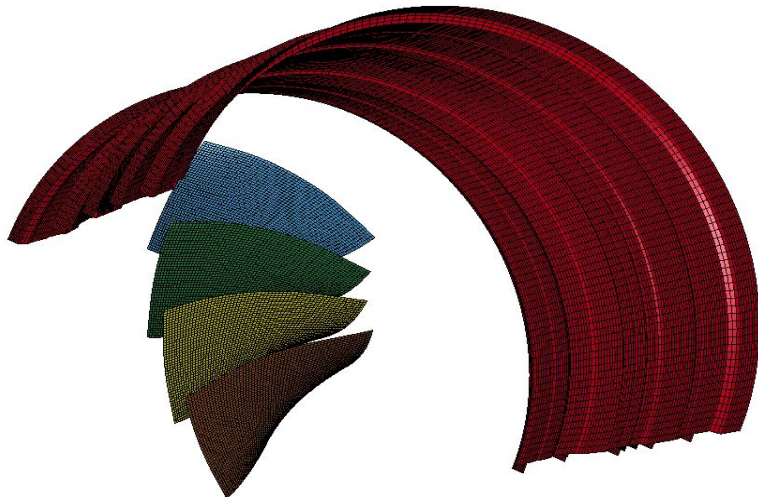
Критерий разрушения для лопаток: пластические деформации $> 10\%$

Постановка задачи оптимизации

Критерий оптимизации: - масса корпуса

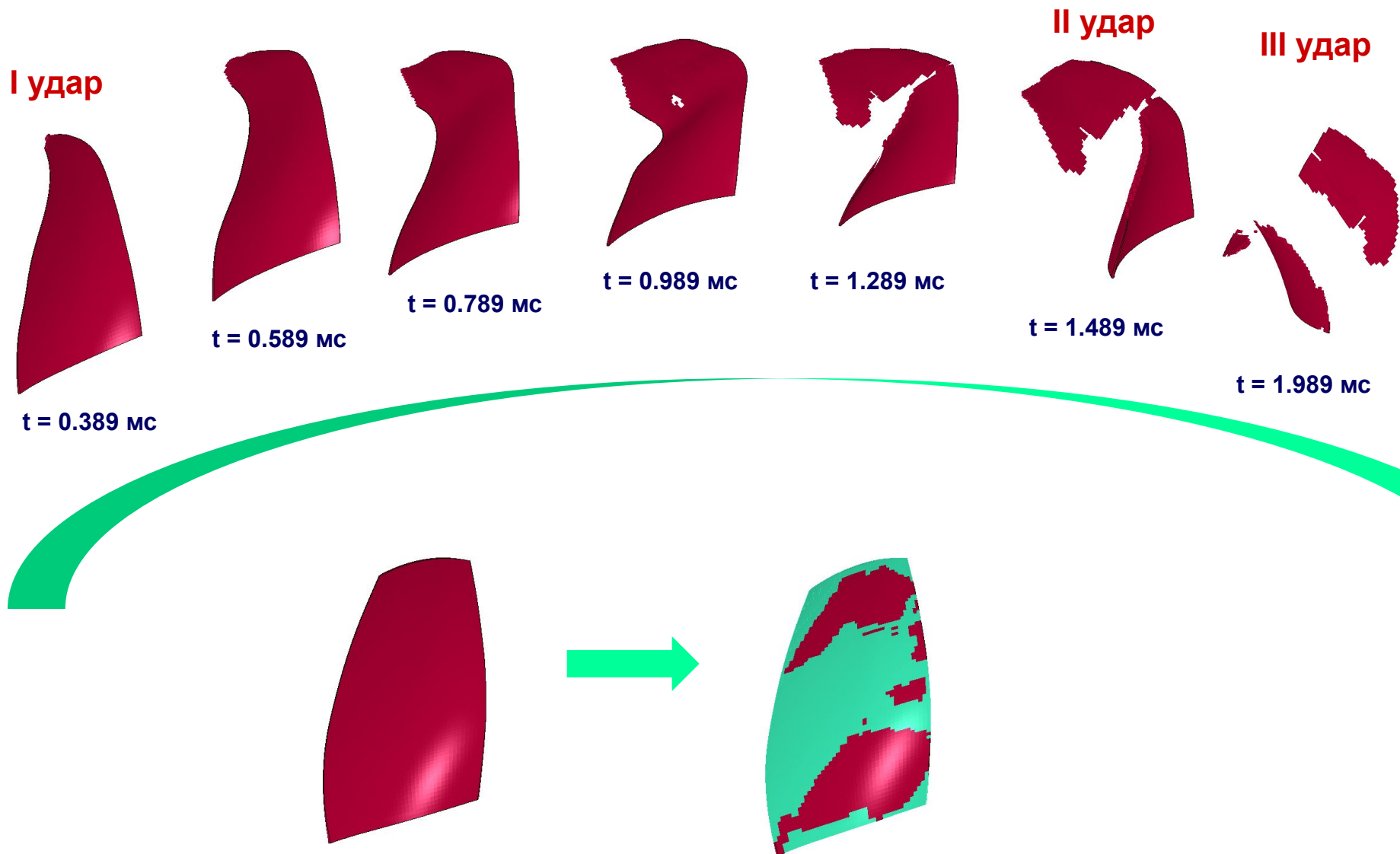
Ограничения: - пластические деформации (10%)
(непробиваемость корпуса)

Параметры: - толщина корпуса



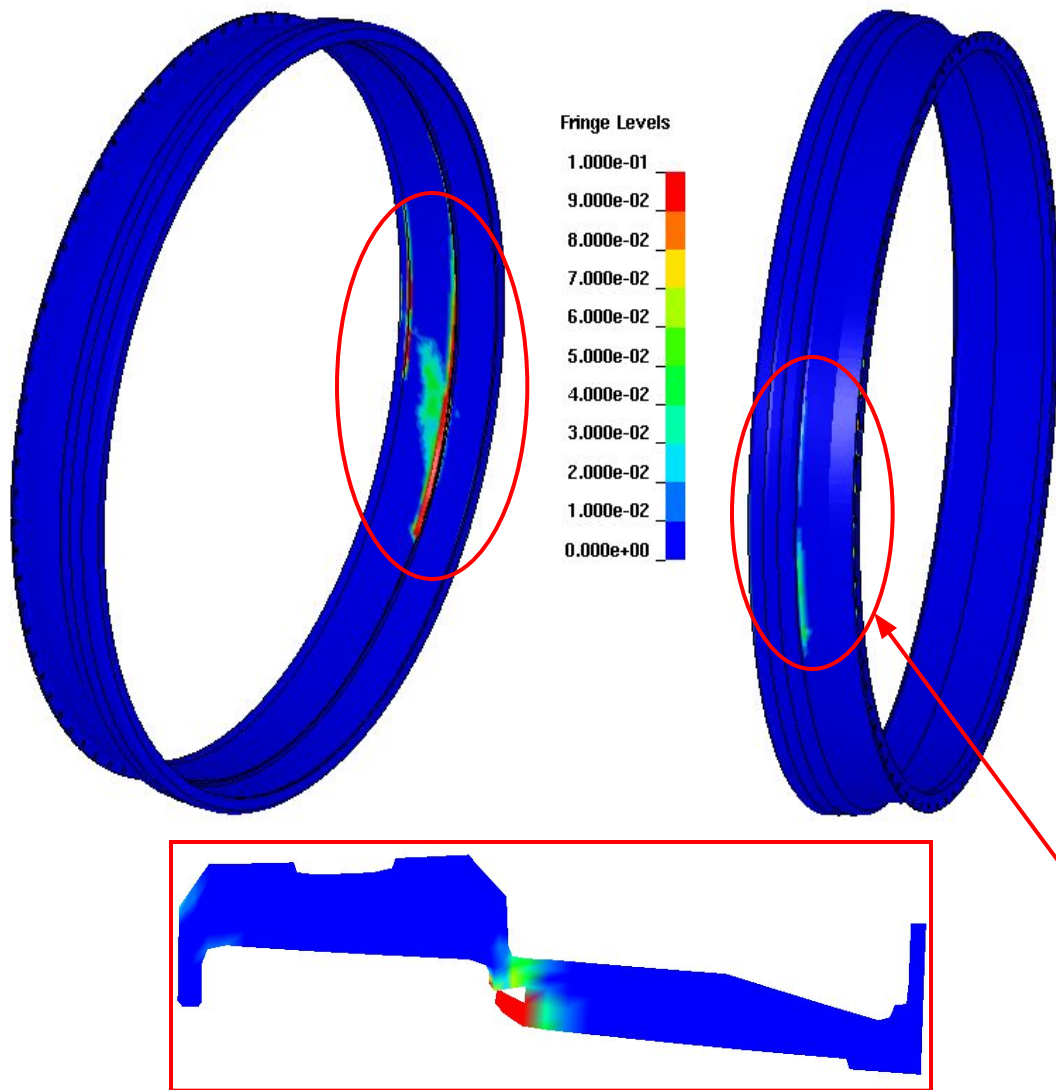


Фрагментация лопатки первой ступени вентилятора





Пластические деформации на поверхности первого корпуса вентилятора



Высокий уровень пластических деформаций на внутренней поверхности корпуса возникает из-за трения элементов оборвавшейся лопадки с корпусом. Происходит счесывание небольшого слоя металла из-за взаимодействия оборвавшейся лопадки с поверхностью корпуса.

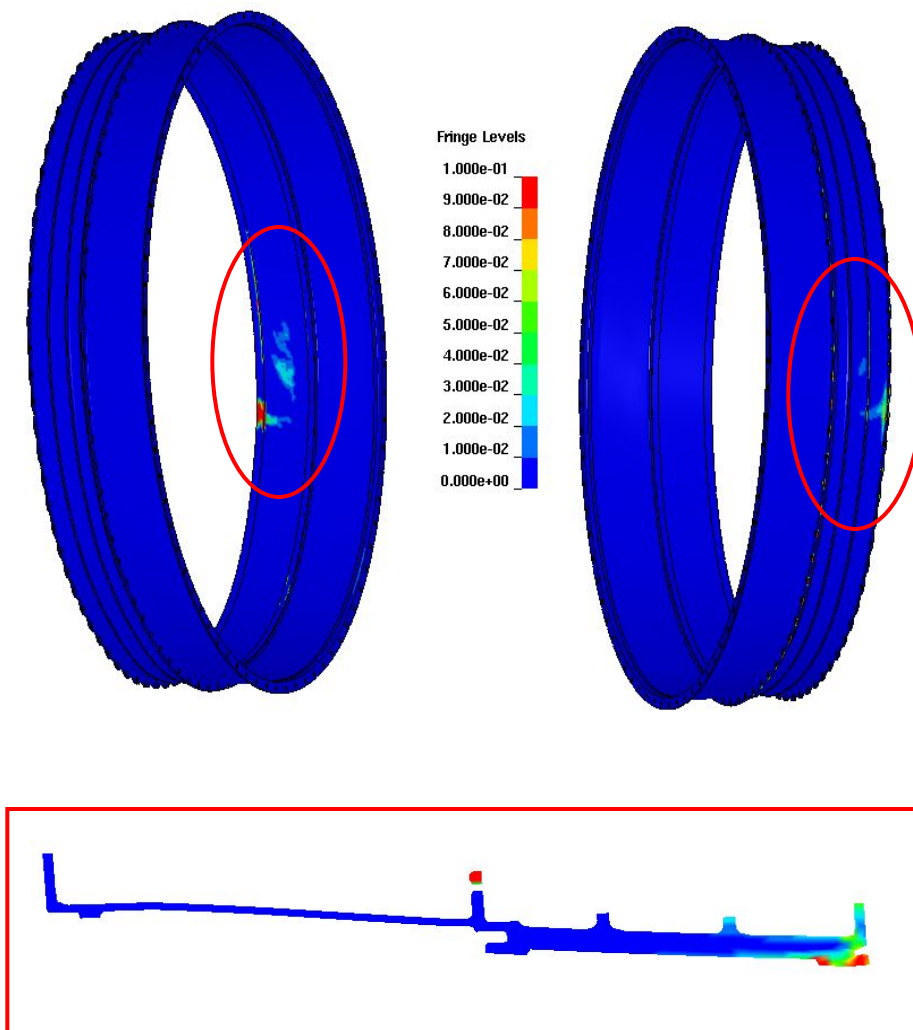
Максимальное значение пластических деформаций на внешней поверхности корпуса равно 6%



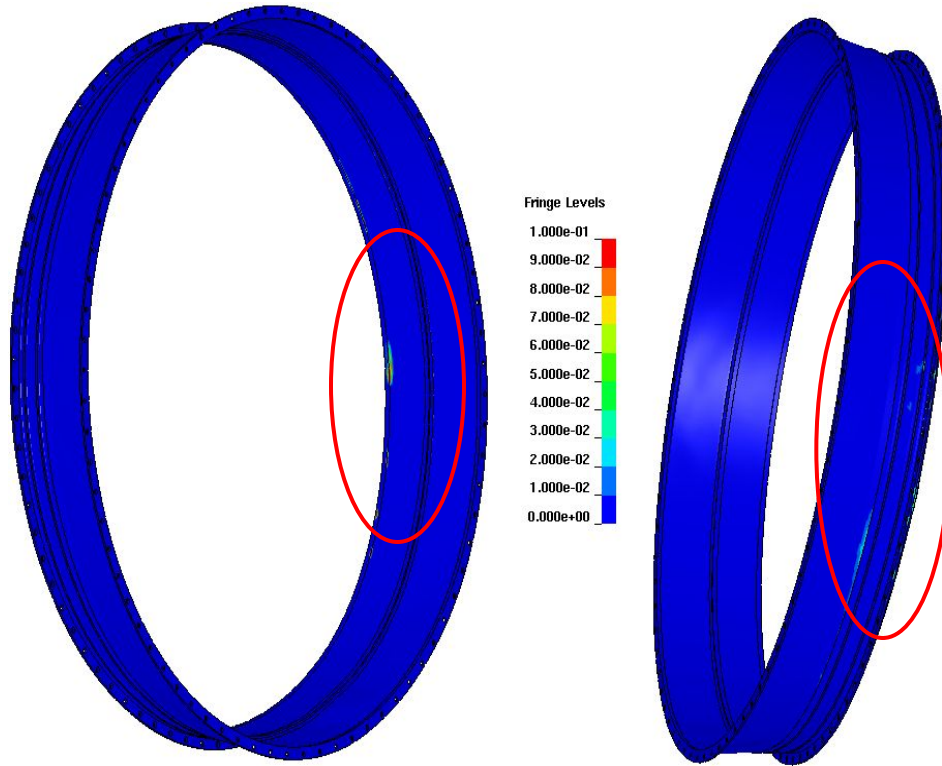
Пластические деформации на поверхности второго корпуса вентилятора

Из-за трения материалов на внутренней поверхности пластические деформации $> 10\%$, но их распространение по толщине корпуса незначительно.

Максимальное значение пластических деформаций на внешней поверхности корпуса равно 4%

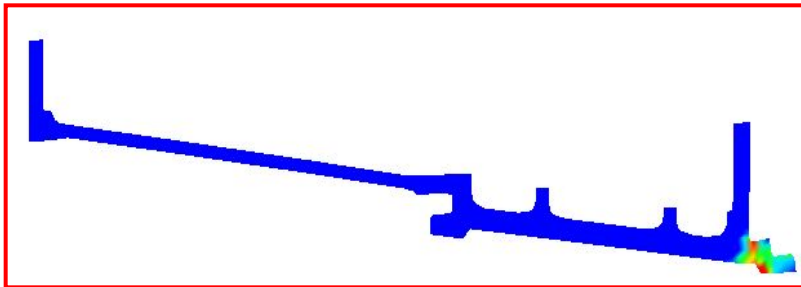


Пластические деформации на поверхности третьего корпуса вентилятора



На внутренней поверхности небольшое пятно от контактного взаимодействия фрагментов лопатки с корпусом. Из-за трения материалов на внутренней поверхности пластические деформации больше 10 %, но их распространение по толщине корпуса незначительно.

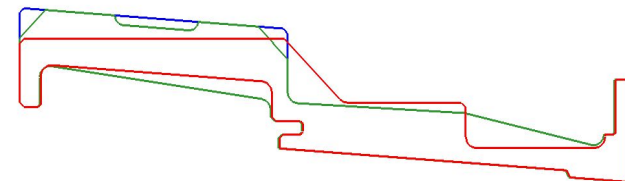
Максимальное значение пластических деформаций на внешней поверхности корпуса равно 3%



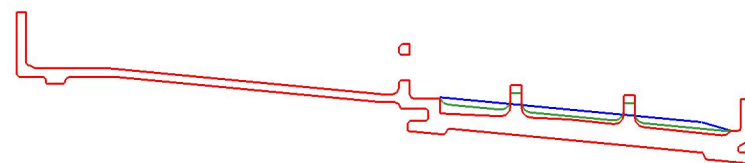


Результат оптимизации

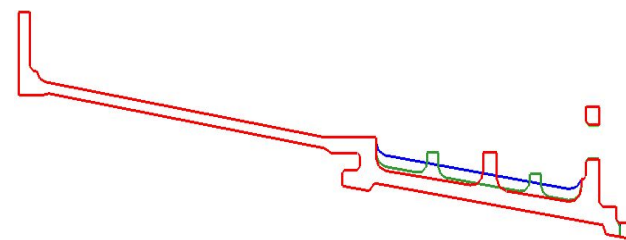
- корпус полученный по методике ЦИАМ
- корпус после 1 шага оптимизации
- корпус после 2 шага оптимизации



Корпус первой ступени



Корпус второй ступени



Корпус третьей ступени

Нумерация корпусов	1	2	3	Сумма
Рассчитанный по методике ЦИАМ	24.25	13.46	7.47	45.18
1-ый шаг оптимизации	23.12	12.23	6.56	41.91
2-ой шаг оптимизации	19.04	11.29	6.33	36.66
Снижение массы в %	21.49	16.12	15.23	18.86



Выводы

Анализ результатов оптимизации показал, что максимальный выигрыш по массе составил 21.49% и был получен для корпуса первой ступени компрессора КНД.

Нумерация корпусов	1	2	3	Сумма
% уменьшения массы относительно методики ЦИАМ	21.49	16.12	15.23	18.86

Выводы

1. Разработан комплекс, позволяющий производить оптимизацию корпусов компрессоров и турбин в автоматическом режиме.
2. Применение данной методики позволило снизить суммарную массу проектируемых корпусов на 18.86% относительно расчёта по методике ЦИАМ



САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

Спасибо за внимание!