

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования

«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ»
(национальный исследовательский университет)

На правах рукописи



Нгуен Тхань Шон

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ
ПОВРЕЖДАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА
КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД**

Специальность 2.5.15. – Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель -
Заслуженный деятель науки РФ,
доктор технических наук,
профессор Сиротин Н.Н.

Москва - 2022

ВВЕДЕНИЕ.....	7
ГЛАВА 1. СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГТД ОТ ДЕЙСТВИЯ ЭП В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	21
1.1. Обзор повреждений лопаток компрессоров авиационных ГТД	21
1.2. Анализ статистических данных повреждений лопаток компрессоров авиационных ГТД в реальных условиях эксплуатации	24
ГЛАВА 2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПО ОБОСНОВАНИЮ НЕОБХОДИМОСТИ СОЗДАНИЯ И РАЗРАБОТКИ «МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД»	32
2.1. Качество функционирования и эффективности компрессора в зависимости от условий эксплуатации.....	32
2.2. Теоретические разработки по созданию математической модели формирования воздушного потока, обтекающей поврежденную лопатку	38
2.3. Численное моделирование влияния уровня повреждения профиля лопатки компрессора авиационных ГТД на характер обтекания воздушного потока	41
2.4. Анализ влияния уровня повреждений рабочих лопаток компрессора на воздушный поток, обтекаемого поврежденную лопатку.....	42
2.5. Обоснованию разработки методики моделирования эксплуатационных повреждений лопаток авиационных ГТД.....	47
ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА «МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД».....	53
3.1. Выбор расстояния до стены от ближайшей точки сетки	61
3.2. Выбор модели турбулентности.....	62
3.3. Выбор сеточной топологии	62

3.4. Построение сетки в зоне поврежденных лопаток.....	64
3.5. Построение сетки с учетом расположения поврежденных лопаток в рабочем колесе.....	64
3.6. Построение сетки с учетом вида эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРД.....	66
3.8. Построение сетки с учетом уровня повреждения лопаток КНД.....	68
3.9. Построение сетки с учетом количества поврежденных лопаток в рабочем колесе КНД.....	69
3.10. Построение сетки с учетом вида расположения поврежденных лопаток в рабочем колесе КНД.....	70
3.11. Построение сетки с учетом изменения (уменьшения) хорды профиля лопатки, угла атаки β_1 и высоты межлопаточного канала.....	71
3.12. Оценка характера обтекания профиля поврежденной рабочей лопатки.....	75
3.13. Выбор числа ячеек на один лопаточный венец.....	76
3.14. Построение расчетной модели исходного неповрежденного компрессора для исследования влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД.....	76
3.15. Оценка изменения значений параметров поврежденного компрессора и ГТД.....	77
ГЛАВА 4. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВРЕЖДЕННОГО ТРД ОТ ДЕЙСТВИЯ ЭП В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ, С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗРАБОТАННОЙ «МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД» , И РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ УМЕНЬШЕНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ТРД ОТ ДЕЙСТВИЯ ЭП В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	
	87

4.1. Исследование влияния уровня повреждений лопатки в рабочем колесе первой ступени на качество функционирование КНД.....	89
4.2. Исследование влияния геометрии забоин на характеристики КНД.....	100
4.3. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на качество функционирование КНД.....	106
4.4. Влияние количества поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на качество функционирование компрессора	111
4.5. Влияние расположения поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на качество функционирование КНД.....	113
4.6. Исследование влияния повреждений лопаток направляющего аппарата первой ступени на качество функционирование КНД.....	116
4.7. Исследование влияния одновременных повреждений лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени на качество функционирование КНД.....	120
4.8. Пример применения методики для моделирования эксплуатационных повреждений в реальных условиях.	123
4.9. Исследование влияния радиального зазора на качество функционирование КНД.....	124
4.10. Исследование влияния эрозионного износа профиля лопатки на качество функционирование КНД.....	129
4.10.1. Влияние равномерного эрозионного износа профиля лопатки на качество функционирование КНД.....	129
4.10.2. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на качество функционирование КНД.....	135
4.11. Влияние суммирования эрозионного износа и забоины на качество функционирование КНД.....	139
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	149
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	152

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

Сокращения:

- ВПП – взлётно-посадочная полоса;
- ВС – воздушное судно;
- РД – рулѐжная дорожка;
- ЭП – эксплуатационное повреждение;
- ПП– посторонний предмет;
- ГТД – газотурбинный двигатель;
- ГДУ – газодинамическая устойчивость;
- ГУР – граница устойчивой работы;
- КНД – компрессор низкого давления;
- КВД – компрессор высокого давления;
- КПД – коэффициент полезного действия;
- НА – направляющий аппарат;
- РК – рабочее колесо;
- ТРД – турбореактивный двигатель;
- ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель;
- ТРДДФ – турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания;
- CFD – Computational Fluid Dynamics (вычислительная гидродинамика);
- Ansys CFX – модуль гидрогазодинамики;
- SST – модель турбулентности Shear Stress Transport.

Условные обозначения:

F_k – площадь проходного сечения межлопаточного канала решетки между сечениями;

C_{1a} – абсолютное значение расходной составляющей скорости;

Δc_{1a} – уменьшение абсолютного значения расходной составляющей скорости;

δ – глубина забоины;

ΔK_y – запас газодинамической устойчивости;

n – частота вращения;

n_{np} – приведенная частота вращения;

Δb – уменьшения хорды профиля лопатки;

β_1 – угол атаки;

h_k – высота межлопаточного канала;

π_k^* – степень повышения давления компрессора;

η_k^* – КПД компрессора;

$G_{e,np}$ – расход воздуха;

Δr – радиальный зазор от эррозионного износа поверхности торца пера лопаток.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы

Повреждения элементов конструкции авиационных ГТД от эксплуатационных повреждающих воздействий способствуют, снижению уровня безопасности полетов, росту числа аварий и катастроф, увеличению затрат на эксплуатацию, связанных с необходимостью проведения восстановительного ремонта поврежденного двигателя или досрочного его съема с эксплуатации.

По данным Межгосударственного авиационного комитета (МАК), опубликованным в июне 2022 года, в 2021 году в России произошло три авиакатастрофы, в них погибло 38 человек. Крупнейшей авиакатастрофой в РФ в 2021 году стала катастрофа самолета Ан-26 Камчатского авиапредприятия в районе аэропорта Палана в начале июля. Жертвами стали 28 человек — 22 пассажира и шесть членов экипажа. В июне 2022 года в Рязани разбился военно-транспортный Ил-76. В результате жесткой посадки в пойме реки и мощного керосинового пожара, начавшегося еще в воздухе, пятеро членов экипажа самолета погибли, но еще четверо оказались в больнице. Минобороны назвало причиной катастрофы отказ двигателя транспортника. Один из самых громких случаев с попаданием в двигатели самолета произошел 15 августа 2019 года. После того как пассажирский лайнер А321 вылетел из аэропорта «Жуковский», судно столкнулось со стаей птиц. Заметив неполадки в работе с двигателя, капитан судна пришел к выводу о необходимости совершения аварийной посадки. Анализ причин авиакатастроф выше указывает на необходимость уточнения влияния эксплуатационных повреждений лопаток компрессора на качество функционирования ГТД.

Эксплуатационные повреждения лопаток компрессора, в основном, являются следствием повреждающего действия зависящие от условий эксплуатации:

при взлете и посадке ВС - посторонних предметов (ПП) с взлетно-посадочной полосы (ВПП) и рулѐжных дорожек;

в полете птиц, находящихся в воздушном пространстве на траектории полета воздушного судна;

в полете - элементов конструкции ВС и элементов конструкции других систем ВС (заклепки, контровка, лед, часть обшивки ВС, элементы конструкции и т.д.);

при взлете, в полете и посадке ВС - частиц, загрязняющие воздух воздушного пространства, обладающие химической активностью в данных условиях эксплуатации, т.е., когда частицы в воздушном пространстве обладают способностью генерировать химические реакции на поверхности пера лопатки. Эксплуатационные повреждения в данном случае проявляются в виде коррозионного повреждения поверхности конструкции лопаток компрессора;

при взлете, в полете и посадке ВС - частиц, размером менее 0,4 мм, загрязняющие воздух воздушного пространства. При взаимодействии таких частиц с лопатками компрессора, происходит их повреждение в виде эрозии поверхностей пера лопаток, входной и выходной кромок.

Эксплуатационные повреждения лопаток компрессора способствуют увеличению числа досрочного съема двигателей с эксплуатации, что приводит к снижению уровня исправности парка двигателей и безопасности полетов ВС. Для поддержания требуемого уровня исправности и безопасности полетов, необходимы дополнительные материальные затраты, связанные с расходом средств на восстановление исправности, поврежденных в эксплуатации двигателей и производством новых.

Общемировой ущерб авиации от эксплуатационных повреждений ГТД, например, от повреждений ГТД птицами в процессе эксплуатации составляет \$3...\$4 миллиарда в год.

Все эксплуатируемые в мире типы авиационных ГТД из-за эксплуатационных повреждений элементов конструкции компрессора ГТД не всегда отрабатывают назначенный ресурс [47].

Уменьшение числа досрочного съема авиационных ГТД с эксплуатации, из-за эксплуатационных повреждений, возможно путем выполнения работ в определенных направлениях. Рассмотрим четыре, наиболее значимых и обеспечивающих безопасную и эффективную эксплуатацию воздушных судов (ВС), из множества возможных направлений работ.

Первое направление. Создание новой конструкции авиационного двигателя или совершенство серийной конструкции ГТД, обеспечивающие стойкость и самозащиту двигателя от повреждающего действия эксплуатационных факторов. Это направление работ является эффективным, но сложным в исполнении так как связано с созданием новой конструкции или изменением конструкции серийного ГТД, что требуют больших затрат.

Второе направление. Совершенство качества эксплуатации ВС, связанное с обеспечением качественного покрытия ВПП аэродромов, их очистки и ремонта. По своим возможностям это направление работ имеет ряд ограничений. В первую очередь эти ограничения связаны с тем, что применяемы, в настоящее время, методы и средства очистки покрытия рулежных дорожек, ВПП и мест опробования двигателей, не позволяют полностью очистить покрытие. Места опробования двигателей, покрытие рулежных дорожек и ВПП засоряются щебнем, песком, частицами смерзшейся земли, льдом и т.п.

Третье направление. Совершенство систем защиты ГТД от эксплуатационных повреждений. Это направление работ, обеспечивает уменьшение числа досрочного съема двигателей с эксплуатации, и является эффективным, если не требуется изменение конструкции двигателя и ВС (рис.1).

Четвертое направление. Создание и совершенствование методик моделирования эксплуатационных повреждений элементов конструкции ГТД, позволяющие выявлять закономерности влияния эксплуатационных повреждений на изменение эффективности компрессора, как лопаточной машины, качество функционирования поврежденных компрессора и ГТД и соответственно способствовать уменьшению числа досрочного съема авиационных ГТД с эксплуатации, из-за эксплуатационных повреждений.

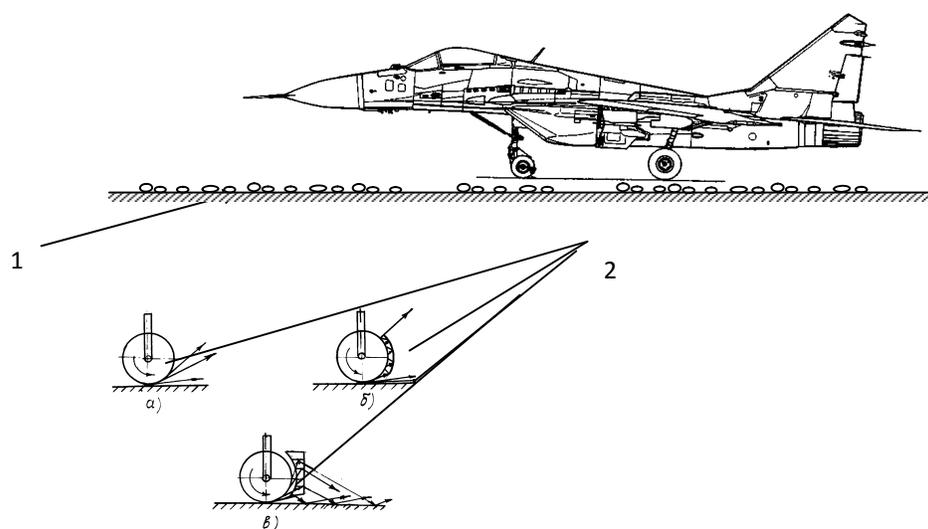


Рис. 1. Схема повреждения и защиты ТРДДФ от ПП при взлете и посадке ВС: 1-твердые частицы, вода, лед, снег и т.д.; 2-траектории ПП в зависимости от типа защиты ТРДД; а - защита ТРДД от ПП отсутствует; б- защита ТРДД щитком велосипедного типа; в- защита ТРДД пластинчатым щитком

Эффективность работ разработки «Методики численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД» существенно повышается, так как такие методики позволяют моделировать ряд эксплуатационных повреждений, трудно воспроизводимых в условиях стенда. Кроме того, такое моделирование проводится с меньшими

затратами чем при натурных испытаниях, проведение которых рекомендовано в авиационных правилах [6].

Поэтому выполнение исследовательских работ по четвертому направлению, и особенно путем совершенства коммерческих вычислительных программ или созданием новых методик, позволяющих исследовать поврежденные компрессор и ГТД, и выявлять закономерности влияния эксплуатационных повреждений лопаток компрессора на эффективность компрессора, как лопаточной машины, на качество функционирования поврежденного ГТД, а также уточнять спектр нагрузок, действующих на лопатки, и в целом повысить безопасность полетов. Такие работы являются актуальными и позволяют существенно повысить качество исследовательских работ, в данном направлении, расширить область исследования поврежденного компрессора ГТД, в частности, при установлении величины диапазона влияния не расчетного обтекания поврежденных лопаток на параметры потока, обтекающего неповрежденную часть лопаток.

Кроме того, в соответствии со стандартами и руководствами для конструкторов на этапе разработки ГТД [6, 32, 59], рабочей документации опытного образца предусматривается формирование норм допустимых повреждений лопаток с точки зрения снижения усталостной прочности поврежденных лопаток, при которых эксплуатация ГТД допускается без ограничения ресурса. Нормы на допустимые повреждения лопаток компрессора как лопаточной машины не приводятся. Это обстоятельство, в условиях эксплуатации, затрудняет определение истинной причины снижения эффективности работы ГТД и компрессора. В частности, в отдельных случаях затруднительно установить истинную причину помпажа компрессора, проявляющегося в условиях полета и не подтверждающегося при испытаниях его в условиях стенда. Это обстоятельство может явиться следствием отсутствия данных о характере влияния эксплуатационных повреждений

элементов конструкции компрессора на качество функционирования и надежность поврежденного ГТД.

Поэтому повышение уровня безопасности полетов ВС и эффективность использования поврежденного ГТД, в данном случае, возможно если имеются данные о снижении эффективности использования поврежденных авиационных ГТД.

Приведенный выше анализ свидетельствует

Проблема исследования влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на эффективность компрессора и качество функционирования поврежденного ГТД в настоящее время является одной из приоритетных и актуальных так как позволяет существенно повысить безопасность полетов ВС и экономику страны.

Снижение числа авиационных происшествий из-за повреждающего воздействия эксплуатационных факторов и повышение уровня эффективности и безопасности полетов возможно путем совершенства конструкции компрессора ГТД воздушных судов на основе знаний закономерностей влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на эффективность компрессора, как лопаточной машины, и качества функционирования поврежденного ГТД.

В работе представлены результаты исследования с использованием численного моделирования процессов в исследуемой области, и «методики оценки влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на эффективность компрессора и качество функционирования поврежденного ГТД». Построение методики основано на использовании данных численного моделирования процессов протекающих в поврежденном компрессоре.

Степень разработанности темы.

В ранее выполненных другими авторами работах в области исследования влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на характеристики поврежденного ГТД и его повреждаемость в недостаточной степени

исследованы влияние реальных эксплуатационных повреждений на изменение характеристик поврежденного ГТД и его повреждаемость.

Значительный вклад в исследования влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на повреждаемость элементов конструкции ГТД от поражающего воздействия эксплуатационных факторов внесли русские ученые, такие как Б.Ф. Шорр [65, 69, 70, 71], П.А. Моссаковский, А.Г. Нарыжный, М.Ш. Нихамкин, Ножницкий Ю.А. и др., а также зарубежные ученые – M-A Lavoie, M. Anghileri, M. Selezneva, J. Frischbier и др. Эти исследования сосредоточены на построении модели повреждаемости элементов конструкции ГТД от воздействия посторонних предметов-птиц. Исследования по оценке влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на эффективность поврежденного компрессора, как лопаточной машины, и качества функционирования поврежденного ГТД не проводились.

Объект исследования: компрессор авиационного ГТД.

Предмет исследования: методы и модели оценок влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на эффективность поврежденного компрессора, как лопаточной машины, и качества функционирования поврежденного ГТД.

Цель исследования: разработка методики, основанной на результатах численного моделирования влияния эксплуатационных повреждений (ЭП) лопаток компрессора ГТД на эффективность поврежденного компрессора, как лопаточной машины, и качества функционирования поврежденного ГТД, обеспечивающая повышение безопасности полетов и эффективности применения поврежденного ГТД.

Сформированы и решены следующие научные задачи, позволившие достичь цели исследования:

1. Системный анализ повреждений элементов конструкции ГТД от действия ЭП в условиях эксплуатации.

2. Теоретические положения по обоснованию необходимости создания и разработки «Методики численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД».

3. Разработка «Методики численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД»

4. Исследование влияния уровня повреждений лопатки в рабочем колесе на качество функционирование КНД ТРДД.

5. Исследование влияния геометрии забоин на характеристики КНД ТРДД.

6. Исследование влияния количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на качество функционирование КНД ТРДД.

7. Исследование влияния количества поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на качество функционирование компрессора

8. Исследование влияния расположения поврежденных лопаток рабочего колеса на качество функционирование КНД ТРДД.

9. Исследование влияния повреждений лопаток направляющего аппарата на качество функционирование КНД ТРДД.

10. Исследование влияния эксплуатационных повреждений в виде эрозионного износа поверхности пера лопаток компрессора и влияние увеличение радиального зазора от эрозионного износа поверхности торца пера лопаток на качество функционирования поврежденного ТРДД и КНД.

11. Разработка рекомендаций научно-исследовательским, проектным и эксплуатирующим организациям по закономерности влияния эксплуатационных повреждений на изменение эффективности компрессора, как лопаточной машины, качество функционирования поврежденных компрессора и ГТД.

Методы исследования: Аналитический метод и метод численного моделирования.

Аналитический метод использовался для установления функциональной связи параметров поврежденного ГТД с его режимами работы.

Численное моделирование использовалось для установления закономерности влияния эксплуатационных повреждений (ЭП) лопаток компрессора ГТД на эффективность поврежденного компрессора, как лопаточной машины, и качества функционирования поврежденного ГТД, а также на характер обтекания поврежденных лопаток и определить значения параметров воздушного потока во всех точках расчетной модели.

Методика численного моделирования основана на доработанном пакете коммерческих программ типа ANSYS, NUMECA Fine/Turbo.

Научные результаты, выносимые на защиту:

1. Системный анализ повреждений элементов конструкции ГТД от действия ЭП в условиях эксплуатации.
2. Теоретические положения по обоснованию необходимости создания и разработки «Методики численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД».
3. Методики численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД
4. Исследование влияния уровня повреждений лопатки в рабочем колесе первой ступени на качество функционирование КНД ТРДД.
5. Исследование влияния геометрии забоин на характеристики КНД двигателя.
6. Исследование влияния количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на качество функционирование КНД двигателя.
7. Исследование влияния количества поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на качество функционирование компрессора
8. Исследование влияния расположения поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на качество функционирование КНД двигателя.

9. Исследование влияния повреждений лопаток направляющего аппарата первой ступени на качество функционирования КНД ТРДД.

10. Исследование влияния эксплуатационных повреждений в виде эрозионного износа поверхности пера лопаток компрессора и влияние увеличения радиального зазора от эрозионного износа поверхности торца пера лопаток на качество функционирования поврежденного ТРДД и КНД.

Научная новизна диссертационной работы:

1. Доказано влияние ЭП лопаток компрессора на снижение эффективности его работы как лопаточной машины с помощью метода численного моделирования.

2. Уточнены закономерности влияния различных видов эксплуатационных повреждений КНД на характеристики поврежденного компрессора, как лопаточной машины.

3. Доказано, что только значительные эксплуатационные повреждения, определенного вида, лопаток КНД ТРДД, оказывают влияние на характеристики поврежденного КНД и качество работы двигателя. Влияние регистрируется только в определенном диапазоне частот вращения ротора компрессора.

Достоверность результатов исследования.

Верификацией и валидацией полученных расчётных данных исходной модели КНД ТРДД с экспериментальными данными [29].

Практическая значимость исследования состоит в том, что полученные результаты позволяют:

- определить уровень и вид повреждения, влияющих на характер изменения местных значений π^* , КПД и запас газодинамической устойчивости на всех рабочих режимах;

- оценить надежность ГТД;

- выявить опасные режимы работы поврежденного двигателя;

- оценить степень снижения запаса газодинамической устойчивости поврежденного КНД при работе на разных режимах;
- рассчитать характеристику КНД с учетом уровня и вида повреждения;
- выявить изменения параметров КНД и ГТД в зависимости от уровня и вида повреждения.

Полученные результаты могут использоваться:

- в работе конструкторских бюро, разрабатывающих ГТД;
- в организациях ГА и МО Вьетнама при проведении исследований по установлению причин снижения уровня безопасности полетов из-за повреждений ГТД и определении условий возникновения реальных повреждений путем реконструкции повреждений;
- в НИИ ГА и МО Вьетнама при разработке технических требований к создаваемым ГТД;
- в Высших учебных заведениях.

Соответствие диссертации паспорту научной специальности.

Диссертационная работа выполнена в соответствии паспорта по специальности 2.5.15. – п. 2 «Характеристики тепловых, электроракетных двигателей летательных аппаратов и их энергетических установок, отдельных узлов и систем при различных условиях их использования.», п. 6 «Методы конструирования тепловых и электроракетных двигателей летательных аппаратов, их узлов и систем, включая методы автоматизированного проектирования двигателей с помощью ЭВМ.», п. 12 «Методы обеспечения ресурса и надежности двигателей и энергетических установок летательных аппаратов, эффективности их использования.», п. 20 «Методы повышения живучести и снижения повреждаемости».

Научные результаты диссертационной работы использовались в учебном процессе МАИ и специалистами на научно-технических

конференциях по созданию безопасных перспективных ГТД стойких к поражающему воздействию.

Апробация. Основные результаты исследований докладывались на всероссийских и международных научных конференциях: 1. На международной конференции им. И.Ф. Образцова и Ю.Г. Яновского «механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред» (2018 г), 2. На международном симпозиуме «динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова (Вятчи, 2019); 3. На 18-ой и 20-ой международных конференциях «Авиация и космонавтика» (2019, 2021); 4. На международной научно-технической конференции. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» Самарского университета (Самара, 2021).

Публикации. Основные научные результаты работы опубликованы в печатных изданиях, в том числе: 2 статьи в изданиях, рекомендованных ВАК РФ для публикации материалов диссертаций, одна статья в изданиях, включенных в международные системы цитирования SCOPUS, и статьи в трудах международных и всероссийских конференций, определенной РИНЦ РФ.

Личный вклад автора.

1. Автором разработаны:

- научно-методический подход построения моделей поврежденных лопаток и воздушного потока, обтекающий поврежденные лопатки, на основе численного моделирования ЭП ГТД;

- методика численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД.

- математические модели.

2. Автором выполнены:

- системный анализ эксплуатационных повреждений авиационных ГТД;

- апробация разработанная автором методики на прототипе ТРДД с оценкой влияния уровня и характера забоин на входных кромках лопаток компрессора.

- апробация методики на ТРДД с оценкой влияния эксплуатационных повреждений в виде эрозионного износа лопаток компрессора, способствующего увеличению радиального зазора, на качество его функционирования;

- алгоритмическое обеспечение численного моделирования повреждаемости ГТД от поражающего воздействия ЭП.

3. Автор уточнил закономерности повреждаемости и стойкости ТРДД к поражающему воздействию ЭП

Все научные результаты получены самостоятельно.

Структура и объём диссертации.

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 96 наименований, содержит 140 рисунка и 3-и таблицы. Общий объем работы 162 страниц, включая рисунки и таблицы.

Краткое содержание работы

Во введении приведено обоснование актуальности исследований и определены: объект и предмет исследования, основные методы, цели и задачи исследования, научная новизна, практическая значимость работы, а также сформулированы основные положения и результаты, выносимые на защиту.

В первой главе приводится анализ повреждений элементов конструкции ГТД от действия ЭП в условиях эксплуатации.

Во второй главе приведены теоретические положения по обоснованию необходимости создания и разработки «Методики численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД».

Третья глава посвящена разработке «Методики численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД».

В четвертой главе представлены практические результаты исследования поврежденного ТРДД от действия ЭП в условиях эксплуатации с использованием разработанной методики, разработка рекомендаций.

ГЛАВА 1. СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГТД ОТ ДЕЙСТВИЯ ЭП В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

1.1. Обзор повреждений лопаток компрессоров авиационных ГТД

Все эксплуатируемые в мире типы авиационных ГТД из-за эксплуатационных повреждений элементов конструкции компрессора ГТД не всегда отработывают назначенный ресурс [47]. Изменение технического состояния двигателя в условиях эксплуатации, в большинстве случаев, происходит в результате повреждений лопаток компрессора двигателя (рис.1.1) в виде забоин, вмятин с искривлением входной кромки, пластических деформаций пера лопатки- загиб уголка на передней и задней кромках лопаток, вмятин на поверхности пера.

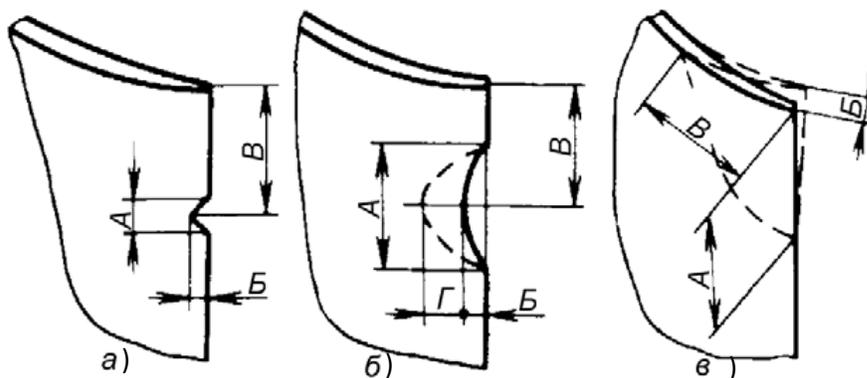


Рис .1.1. Характерные эксплуатационные повреждения лопаток компрессора авиационного ТРДД и геометрические размеры повреждений: а - забоина на входной кромке лопатки; б - вмятина на входной кромке лопатки; в - пластическая деформация пера лопатки

Повреждения элементов конструкции двигателя, зависящие от условий эксплуатации, классифицируют как эксплуатационные повреждения, которые являются следствием повреждающего действия:

при взлете и посадке ВС - посторонних предметов (ПП) с взлетно-посадочной полосы (ВПП и рулежных дорожек);

в полете птиц, находящихся в воздушном пространстве на траектории полета воздушного судна;

в полете - элементов конструкции ВС и элементов конструкции других систем ВС (заклепки, контровка, лед, часть обшивки ВС, элементы конструкции и т.д.);

при взлете, в полете и посадке ВС - частиц, загрязняющие воздух воздушного пространства, обладающие химической активностью в данных условиях эксплуатации, т.е., когда частицы, находящиеся в воздушном пространстве, обладают способностью генерировать химические реакции на поверхности пера лопаток. Эксплуатационные повреждения в данном случае проявляются в виде коррозионного повреждения поверхности конструкции лопаток компрессора;

при взлете, в полете и посадке ВС - частиц, размером менее 0,4 мм, загрязняющие воздух воздушного пространства. При взаимодействии таких частиц с лопатками компрессора, происходит повреждение лопаток в виде эрозии поверхностей пера, входной и выходной кромок лопаток (рис.1.2).



Рис. 1.2. Вид эрозионного повреждения поверхностей пера, входной и выходной кромок рабочей лопатки компрессора авиационного ТРДД

В случае эрозионного повреждения поверхности торца лопаток, (сечение 1-1, рис. 1.2), возможно повреждение поверхности торцов до такой степени, что размер хорды принимает значение, равное нулю, $b = 0$, тогда как в других нижних, по высоте лопаток, сечениях (сечение 2-2, рис.1.2) значение хорды достигает определенной величины $b = b_0 + \Delta b_i$, где b_0 - значение хорды до эрозионного повреждения поверхности лопаток т.е. в начале эксплуатации; Δb_i - значение уменьшения хорды лопаток в рассматриваемый i - ый момент времени - t_i .

По классификации климат Вьетнама соответствует климату тропиков и субтропиков. Эксплуатационные условия в этой зоне характеризуются высокой положительной температурой атмосферного воздуха, повышенной влажностью, и высокой концентрацией песка и пыли. При эксплуатации ГТД в таких условиях возможно повреждение ГТД и ухудшение параметров компрессора и ГТД из-за изменения геометрических параметров профилей, вследствие их повреждений в условиях эксплуатации (уменьшение длины хорды, толщины, увеличение радиального зазора и т.д.). Такие проблемы в основном приводят к значительному ухудшению характеристик компрессора, снижению его производительности и надежности.

Эксплуатационные повреждения лопаток компрессора приводят к увеличению числа досрочно снимаемых с эксплуатации двигателей. Опыт эксплуатации авиационных ГТД показывает, что причины съема двигателей с эксплуатации, из-за эксплуатационных повреждений лопаток компрессора, распределяются следующим образом [47]:

- эрозионное повреждение поверхности пера лопаток - 30...35%;
- повреждение конструкции лопаток компрессора посторонними предметами с ВПП и рулежных дорожек - 25...30%;

- повреждение конструкции лопаток компрессора птицами и льдом, попавших в двигатель в полете - 15...20%;

- повреждение конструкции лопаток компрессора из-за ошибок личного состава - 15...30%.

Повреждения компрессора определяются стойкостью ГТД к эксплуатационным повреждениям (ЭП). На стойкость ГТД к ЭП влияют: конструкция ГТД; материал повреждаемой детали; компоновка двигателей на ВС; расположение реверсивных устройств; степень двухконтурности; эффективность работы системы противообледенения; и др.

1.2. Анализ статистических данных повреждений лопаток компрессоров авиационных ГТД в реальных условиях эксплуатации

Анализ статистических данных повреждений лопаток компрессоров двигателей ПС-90А, выполненный в авиакомпании «Дальавиа» [67] дает следующие результаты.

За период эксплуатации двигателей ПС-90А, установленных на самолетах Ту-214 ФГУП «Дальавиа», с 2002 года по 2005 год зафиксировано 25 случаев повреждений лопаток компрессора. Общий простой самолетов по устранению данных повреждений составил 122 дня. За данный период имеет место один случай отстранения двигателя от эксплуатации и направление его в ремонт из-за недопустимых повреждений рабочих лопаток первой ступени компрессора высокого давления. Общие затраты ФГУП «Дальавиа» на восстановление двигателей в эксплуатации путем зачистки поврежденных лопаток КВД составили более трех миллионов рублей.

Количество восстановленных в эксплуатации двигателей путем зачистки рабочих лопаток КВД составляет - 10. Основной простой самолетов и величина убытков выпадает на данные случаи повреждений лопаток по причине ожидания прибытия в Хабаровск специалистов ОАО «ПМЗ» для выполнения

работ и высокой стоимости выполнения работ (например: стоимость устранения повреждения на одной рабочей лопатке первой ступени КВД составляет 150...165 тыс. руб., а на одной рабочей лопатке 13-ой ступени КВД составляет 304...308 тыс. руб.).

На рис. 1.3 представлена зависимость относительного количества случаев столкновения ВС с птицами от высоты полета.

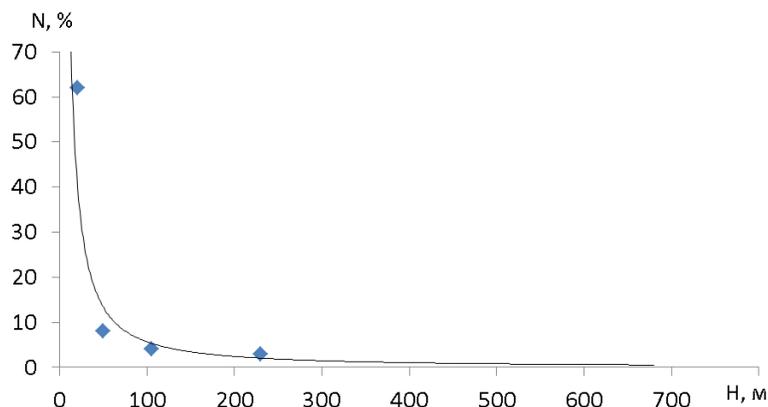


Рис. 1.3. Зависимость относительного количества случаев столкновения ВС с птицами N от высоты полета H по данным ИСАО

По характеру и количеству повреждений, относительно месяца года, можно сделать вывод, что все повреждения компрессора двигателей ПС-90А выявляются в период с сентября по апрель месяц из-за попадания с ВПП льда, снежных масс и посторонних предметов (мелкие камни и т.д.). Практически все повреждения рабочих лопаток вентилятора КНД выявляются в аэропортах Хабаровск и Домодедово при эксплуатации самолетов Ту-214 на линии Хабаровск - Домодедово (7 случаев – в Хабаровске, 8 случаев в Домодедово). За весь период эксплуатации двигателей ПС-90А в ФГУП «Дальавиа» не зафиксировано ни одного случая выявления повреждений рабочих лопаток вентилятора КПД после прилета самолетов Ту-214 из зарубежных аэропортов (Ниигата, Сеул, Аомори и т.д.).

Необходимо отметить 2 случая повреждений рабочих лопаток вентилятора КНД в связи с которыми потребовалась замена рабочего колеса вентилятора из-за превышения допусков на повреждения, а именно:

1. Двигатель № 3949043101039 - май 2004 года, поступил на доработку ресурса из аэропорта Домодедово, где эксплуатировался в АК «Домодедовские авиалинии) на самолете Ил-96. На данном двигателе обнаружены повреждения на 20 рабочих лопатках вентилятора с превышением общей площади зачищенных лопаток.



Рис. 1.4. Забоина на входной кромке лопатки первой ступени вентилятора двигателя Д-30КУ-154

2. Двигатель № 3949043101039 - 27.12.2004 года, при взлете из аэропорта Домодедово и возврата самолета в данный аэропорт обнаружена забоина на входной кромке лопатки № 16 вентилятора в недопустимой зоне. По данному вопросу в адрес ЗАО "МАД» направлено письмо (исх. № 619 от 21.03.2005 года) с требованием усилить контроль за состоянием ВПП, рулежных дорожек и мест

стоянки в условиях постоянной реконструкции аэропорта и при неблагоприятных погодных условиях (снегопады, обледенение и т.д.).

Анализ статистических данных повреждений лопаток компрессоров двигателей ПС-90А, выполненный по материалам работ Белоусова Г.Г. [67] доказывает, что наиболее сильно повреждается входная кромка пера лопатки.

Распределение повреждений по длине лопатки вентилятора двигателя ПС-90А показано на рис.1.5 и 1.6.

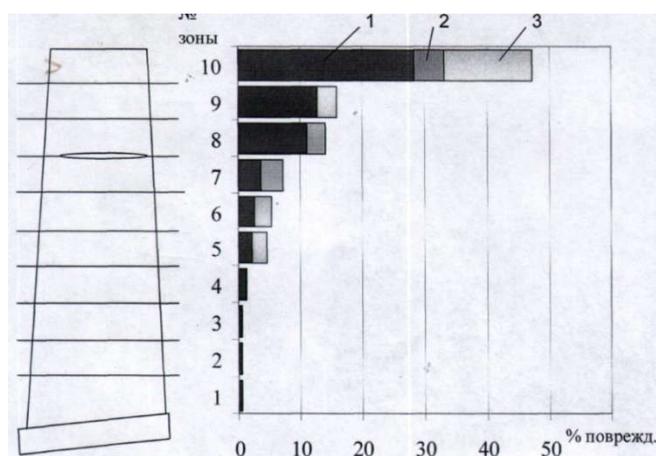


Рис. 1.5. Распределение повреждений по длине лопатки вентилятора двигателя ПС-90А: 1 – входная кромка; 2 – торец пера; 3 – выходная кромка

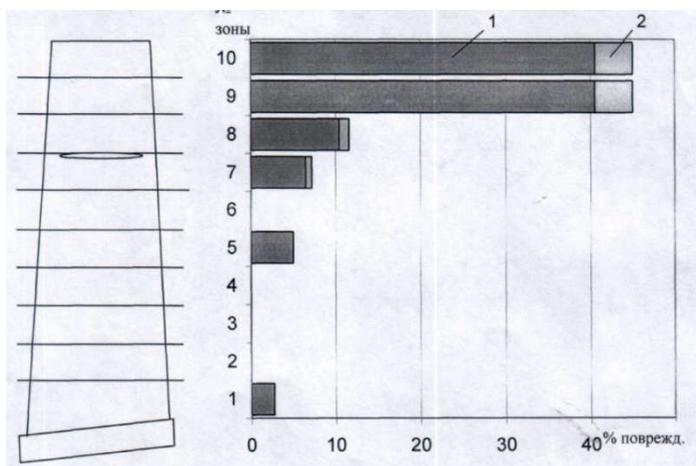


Рис. 1.6. Распределение повреждений по длине лопатки первой ступени КВД двигателя ПС-90А: 1 – входная кромка; 2 – выходная кромка

На рис. 1.7 показано распределение повреждений по длине лопатки первой ступени КВД двигателя ПС-90А. Видно, что наибольшее количество повреждений имеет место выше антивибрационной полки лопаток.

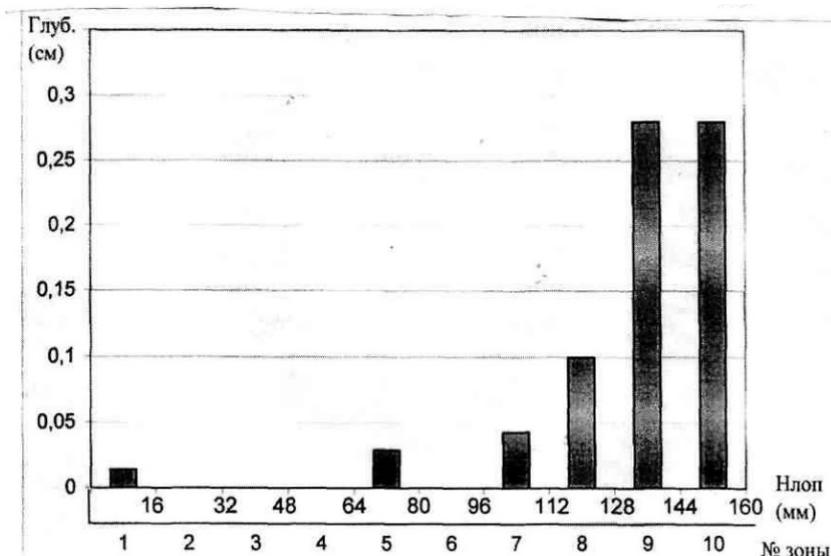


Рис. 1.7. Распределение глубины забоин на лопатках первой ступени КВД двигателя ПС-90А

На рис.1.8 и 1.9 показано распределение повреждений по длине лопатки 9-ой ступени КВД и вентилятора двигателя ПС-90А.

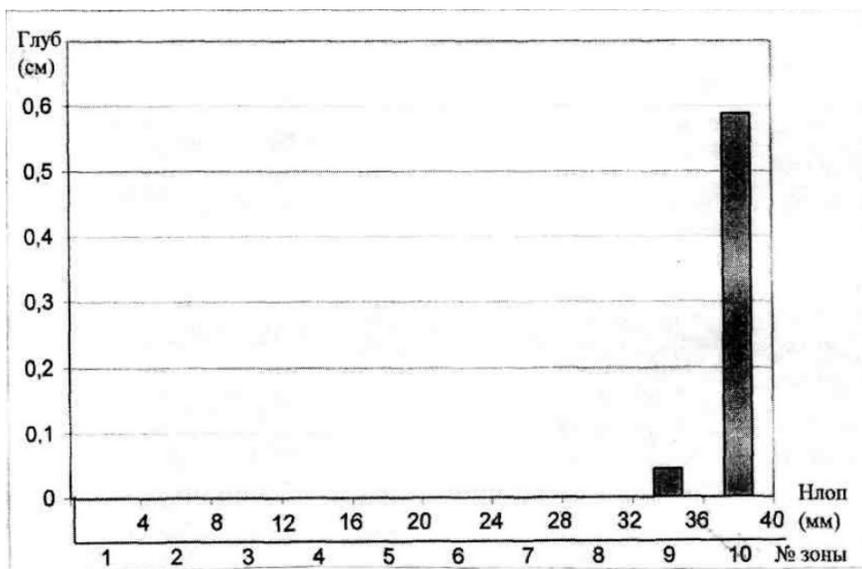


Рис. 1.8. Распределение глубины забоин на лопатках 9-ой ступени КВД двигателя ПС-90А

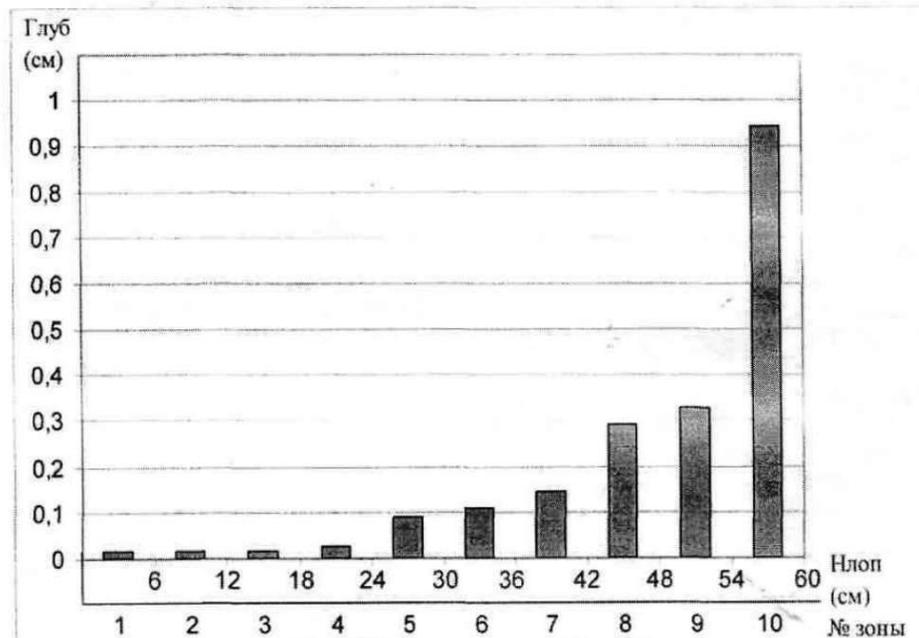


Рис. 1.9. Распределение глубины забоин на лопатках вентилятора двигателя ПС-90А

Результаты исследования эксплуатационных повреждений, в виде эрозии поверхностей пера лопаток, входной и выходной кромок, свидетельствует, что уровень и характер эрозионного повреждения поверхностей лопаток компрессора, зависит от величины концентрации частиц в воздухе воздушного пространства, их твердости и размера. Эрозионное повреждение элементов конструкции компрессора у всех испытанных двигателей вносит определенные особенности в изменение газодинамической устойчивости ГТД. Так, на двигателе типа РД-3М-500 из-за увеличения радиального зазора между рабочими лопатками компрессора и внутренним корпусом статора, повышенной шероховатости и повреждения лопаток компрессора происходит смещение рабочей линии влево, ближе к границе неустойчивой работы. Происходит увеличение оборотов помпажа с закрытой лентой перепуска воздуха из компрессора, что характеризует уменьшение запасов газодинамической устойчивости двигателя. Из-за эрозии лопаток 39% ГТД ТВ3-117 сняты с эксплуатации досрочно.

Эффективность работ четвертого направления, обеспечивающего безопасную и эффективную эксплуатацию ВС существенно повышается если, разрабатываемые методики, основаны на данных численного моделирования эксплуатационных повреждений, так как такие методики позволяют моделировать ряд эксплуатационных повреждений, трудно воспроизводимых в условиях стенда. Кроме того, такое моделирование проводится с меньшими затратами чем при натурных испытаниях, проведение которых рекомендовано в Авиационных правилах [6].

Разработанные к настоящему времени вычислительные коммерческие программы типа CFD-код NUMECA Fine/Turbo не позволяют непосредственно использовать их для исследования поврежденного компрессора и выявлять закономерности влияния эксплуатационных повреждений лопаток компрессора на эффективность компрессора, как лопаточной машины, а также качества функционирования авиационных ГТД, спектра нагрузок, действующих на лопатки и т.д.

Поэтому выполнение научно-исследовательских работ по четвертому направлению, обеспечивающему безопасную и эффективную эксплуатацию ВС в частности, создание методик, на основе совершенства коммерческих вычислительных программ и разработке новых, позволит уменьшить число съема авиационных ГТД с эксплуатации, из-за эксплуатационных повреждений.

Выводы по главе 1

1. Выполненный системный анализ повреждений лопаток компрессоров авиационных ГТД в эксплуатации указывает на значительное влияние эксплуатационных повреждений на характеристики и параметры поврежденного ГТД.

2. Эксплуатационные повреждения лопаток компрессора способствуют снижению безопасности полетов ВС, увеличению числа аварий и катастроф, а также увеличению числа досрочного съема двигателей с эксплуатации, снижению уровня исправности парка двигателей

3. Создание и совершенствование методик численного моделирования эксплуатационных повреждений элементов конструкции авиационных ГТД позволит уменьшить число съема авиационных ГТД с эксплуатации, из-за эксплуатационных повреждений.

ГЛАВА 2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПО ОБОСНОВАНИЮ НЕОБХОДИМОСТИ СОЗДАНИЯ И РАЗРАБОТКИ «МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД»

2.1. Качество функционирования и эффективности компрессора в зависимости от условий эксплуатации

Основными соотношениями, обеспечивающих проектирование ГТД с требуемым качеством функционирования на расчетном режиме на этапе его создания являются система уравнений [47, 48], включающая в себя, уравнение согласования расхода воздуха через компрессор и турбину, уравнение баланса мощностей турбины и компрессора и уравнение частот вращения роторов. Эти уравнения представляются в виде:

1. Уравнение согласования расхода воздуха через компрессор и турбину

$$G_T = \nu G_B,$$

где G_T - расход газа на выходе из турбины, G_B - расход воздуха на входе в компрессор, ν - коэффициент, учитывающий массу впрыскиваемого топлива и расход воздуха на охлаждение и утечку;

2. Уравнение баланса мощностей турбины и компрессора

$$N_T = \eta_m N_K,$$

где N_T - внутренняя мощность турбины; N_K - мощность потребляемая компрессором; η_m - механический КПД, учитывающий затрату мощности на трение в подшипниках ротора турбокомпрессора и на привод агрегатов;

3. Уравнение частот вращения роторов

$$n_K = n_T,$$

где n_k и n_t - частоты вращения роторов компрессора и турбины соответственно.

На основе решения этой системы уравнений определяются расчетные параметры двигателя. Расход воздуха на входе в компрессор является рабочим телом компрессора и определяет все расчетные параметры двигателя и, в частности, эффективность компрессора и качество функционирования двигателя. Соответственно расчетный режим определяет расчетное качество функционирования ГТД. Поэтому если авиационный ГТД проектируется, из условия его работы по назначению с требуемым качеством функционирования и эффективности компрессора, на расчетном и не расчетных - переходных режимах, то предполагается, на этапе проектирования ГТД, что воздух, как рабочее тело компрессора ГТД поступает в двигатель в требуем расчетном количестве, а техническое состояние двигателя соответствует требованиям ТУ [2], т.е. выполняется условие $G_B = G_{Врасч}$, где $G_{Врасч}$ - расчетное количество воздуха на входе в компрессор. В реальных условиях, в зависимости от условий эксплуатации, возможны повреждения элементов конструкции двигателя, которые способствуют изменению его технического состояния, что приводит к нарушению расчетных условий проектирования ГТД и не выполнению двигателем его работы с требуемым качеством функционирования и эффективности компрессора. Возникает рассогласование ступеней компрессора, причем наибольшее рассогласование происходит на первых и последних ступенях.

Изменение технического состояния двигателя в условиях эксплуатации, в большинстве случаев, происходит в результате повреждений лопаток компрессора двигателя в виде забоин, вмятин с искривлением входной кромки, пластических деформаций пера лопатки, загиб уголка на передней и задней кромках лопаток, вмятин на поверхности пера.

Действительно если $\Delta G_k = \Delta c_{1a} \Delta F_k \rho$, то расход воздуха уменьшается при повреждении лопаток компрессора в условиях эксплуатации.

Так как в реальных условиях эксплуатации, расчетная эффективность компрессора и требуемое качество функционирования ГТД, достигается только на расчетном режиме, то для того, чтобы, в условиях эксплуатации не поврежденный компрессор и ГТД, обеспечивали требуемые эффективность компрессора и качество функционирования ГТД допускается, что эффективность компрессора и требуемое качество функционирования ГТД достигаются эффективной работой компрессора и ГТД, на расчетном режиме, и с ухудшенными значениями КПД компрессора и турбины на не расчетных режимах. Ухудшенные значения КПД компрессора и турбины, принимаются только в том случае, если ухудшенные значения КПД компрессора и турбины обеспечивают безопасность полетов, эффективность компрессора и требуемое качество функционирования ГТД.

Если, в условиях эксплуатации, происходит повреждение конструкции лопаток компрессора, то после их повреждения, конструкция лопаток с расчетным профилем, переходит в другую конструкцию, с другим не расчетным характером обтекания лопаток с не расчетным профилем. Т.е. расчетная конструкция лопаток, обладающая необходимыми свойствами, переходит в не расчетную конструкцию лопаток, с другими свойствами, отличающимися от расчетных свойств.

Следовательно, процесс повреждения лопаток компрессора, генерирует другой процесс, обеспечивающий перевод расчетной конструкции с расчетным профилем и с расчетными свойствами в другую конструкцию лопаток с другим профилем, в зоне повреждения лопаток, и другими свойствами. Т.е. расчетный профиль переходит в не расчетный, обтекаемый потоком воздуха с другими параметрами обтекания, отличающийся от расчетного. Изменяются свойства

конструкции лопаток компрессора, основные параметры решетки и расход воздуха.

Так как не поврежденные компрессор и ГТД на расчетном режиме обеспечивают расчетную эффективность и качество функционирования ГТД, то можно допустить, что не поврежденная конструкция лопаток компрессора может рассматриваться как совершенная конструкция с расчетными свойствами, обеспечивающими получение на расчетном режиме работы ГТД, расчетные свойства конструкции лопаток, максимальные значения КПД компрессора и турбины и допустимые для эксплуатации на не расчетных режимах, ухудшенные значения КПД компрессора и турбины.

Следовательно, повреждение лопаток компрессора становится генератором, обеспечивающим перевод совершенной конструкции лопаток компрессора, с расчетным профилем, в не совершенную конструкцию с не расчетным профилем лопаток, в зоне их повреждения, и другими свойствами конструкции лопаток. В результате вместо расчетной конструкции лопаток с расчетным профилем, работает не расчетная конструкция лопаток компрессора с не расчетным профилем лопаток, в зоне их повреждения, с измененным характером обтекания профиля поврежденных лопаток. Данное повреждение лопаток способствует изменению расчетной эффективности компрессора, как лопаточной машины, качества функционирования ГТД, а также спектра нагрузок, действующих на лопатки, как статических, так и переменных (меняются параметры решетки, возрастают потери, появляются вихри и т.д.) и генерируются новые переменные нагрузки.

Если свойство конструкции лопаток, в зависимости от их повреждения, оценивать по фактическому напряженному состоянию с помощью выражения (2.1),

$$\sigma_{\phi}(t) = \sigma_i(t_i) \cdot K_{\text{клсклнс}} \quad (2.1)$$

связывающее совершенство конструкции лопаток, характеризуемое определенными значениями коэффициента $K_{\text{клсклнс}}$, и фактическое напряженное состояние конструкции лопаток $\sigma_{\phi}(t)$, когда t изменяется в пределах $[0, t_k]$, t_k - конечный момент времени наблюдения, то

$$\sigma_{\phi}(t) = \sigma_i(t_i) \cdot K_{\text{клсклнс}}$$

$$\sigma_{\phi}(t_j) = \sigma_j(t_j) \cdot K_{\text{клсклнс}}, \text{ если } t = t_j,$$

$$\sigma_{\phi}(t_i) = \sigma_i(t_i) \cdot K_{\text{клсклнс}}, \text{ если } t = t_i,$$

где $\sigma_{\phi}(t)$ - фактическое напряженное состояние конструкции лопаток, зависящее от особенностей их конструкции и технического состояния, в момент времени t ; σ_i - напряженное состояние конструкции лопаток в t_i момент времени; $K_{\text{клсклнс}} = f(K_D, K_{\sigma}, K_{\text{адскл}}, K_{\text{нагр}}, K_{\text{кпкл}}, \dots)$ - коэффициент, характеризующий конструкцию лопаток как совершенную или не совершенную конструкцию лопаток, в зависимости от значений коэффициентов K_{σ} , $K_{\text{нагр}}$, K_D , $K_{\text{адскл}}$, $K_{\text{кпкл}}$, определяющих свойство конструкции лопаток компрессора; $K_{\text{скл}}$ - коэффициент, характеризующий конструкцию лопаток как совершенную, с определенными значениями коэффициентов K_{σ} , $K_{\text{нагр}}$, K_D , $K_{\text{адскл}}$, $K_{\text{кпкл}}$; $K_{\text{нскл}}$ - коэффициент, характеризующий конструкцию лопаток, как не совершенную конструкцию лопаток, с значениями коэффициентов K_{σ} , $K_{\text{нагр}}$, K_D , $K_{\text{адскл}}$, $K_{\text{кпкл}}$, соответствующие данному состоянию конструкции; K_{σ} - коэффициент, характеризующий распределение значений концентрации напряжений по высоте лопаток; K_D - коэффициент, характеризующий конструкцию лопаток, воспринимать повреждения или противостоять повреждениям; $K_{\text{адскл}}$ - коэффициент, характеризующий аэродинамическое совершенство конструкции лопаток; $K_{\text{кпкл}}$ - коэффициент, характеризующий конструктивную прочность конструкции лопаток компрессора; $K_{\text{нагр}}$ - коэффициент, характеризующий

распределение нагрузок на лопатки. Если $K_{\text{нагр}} = \frac{\beta \varepsilon_{\text{д}}}{k_{\sigma}} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_{\text{в}}} \right)$, то

$$\sigma_{\phi}(t) = \sigma_{-1} \frac{\beta \varepsilon}{k_{\sigma}} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_{\text{в}}} \right) \text{ где } k_{\sigma} = \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_{-1k}} - \text{эффективный коэффициент концентрации}$$

напряжений, σ_{-1} -предел усталости не поврежденного образца, σ_{-1k} - предел

усталости образца с концентратором напряжений, $\beta = \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_{-1п}}$, σ_{-1} предел

выносливости гладкого образца, $\sigma_{-1п}$ - предел выносливости образца с такими

же характеристиками поверхностного слоя, как у детали, $\varepsilon_{\text{д}}$ - коэффициент,

учитывающий масштабный эффект исследуемой детали, σ_m - среднее

напряжение цикла, определяющее асимметрию цикла, $\sigma_{\text{в}}$ - предел прочности.

Если совершенная конструкция лопаток компрессора представляется, как конструкция не поврежденных лопаток, а оценка совершенства конструкции лопаток проводится с помощью выражения (1) $\sigma_{\phi} = \sigma_i \cdot K_{\text{клкклнс}}$, то после повреждения лопаток значения коэффициентов K_{σ} , K_D , $K_{\text{адскл}}$, $K_{\text{кпкл}}$, и $K_{\text{клкклнс}}$ изменяются и принимают другие значения. Не учет этого факта может приводить к ошибочным результатам.

Если используется технология ремонта, поврежденных лопаток, в условиях эксплуатации, построенная для неизменных значений составляющих коэффициент $K_{\text{клкклнс}}$, [67], то возможны ошибки так, как в действительности конструкция лопаток становится конструкцией, с другими свойствами и другими значениями составляющих коэффициент $K_{\text{клкклнс}}$, отличными от начальных значений.

2.2. Теоретические разработки по созданию математической модели формирования воздушного потока, обтекающий поврежденную лопатку

Основное повреждающее действие эксплуатационных повреждений лопаток компрессора, состоит в существенном изменении конфигурации расчетного профиля лопаток, в зоне их повреждения [67]. Изменение конфигурации расчетного профиля лопаток приводит к тому, что не расчетный профиль лопаток начинает обдуваться нерасчетным потоком с нерасчетными параметрами, отличающимися от расчетных значений.

На поверхности поврежденных лопаток формируется измененный спектр давлений и соответственно новый спектр нагрузок на поврежденные лопатки, новый пограничный слой, с новым законом распределения скоростей струй по толщине пограничного слоя, где нулевая скорость струи формируется на поверхности поврежденных лопаток и возрастает до скорости нового потока, обдуваемый поврежденные лопатки. Изменение пограничного слоя способствует росту потерь, что приводит к изменению эффективности компрессора и качество функционирования ГТД.

При оценке поведения воздушного потока его рассматривают как воздушный поток, состоящий из отдельных струй [59, 63]. Примем данное допущение. Далее допустим, что связь между струями потока осуществляется силами трения между струями и характеризуется значениями расходной составляющей воздушного потока C_{1a} , тогда силу взаимодействия между струями можно оценить с помощью выражения (2.2)

$$F_{\text{взм}} = f \cdot C_{1a}, \quad (2.2)$$

где f - коэффициент, характеризующий силу трения между струями потока и процесс генерации не расчетного потока, обтекаемый поврежденные лопатки.

Если справедливы принятые допущения допустим, что закон изменения сил взаимодействия струй по толщине потока, от места повреждения лопаток,

соответствует экспоненциальному закону, то для экспоненциального закона, силу взаимодействия между струями $F_{\text{взим}}$ можно определить с помощью выражения (2.3)

$$F_{\text{взим}} = F_0 e^{k \cdot x} \quad , \quad (2.3)$$

где k - коэффициент, характеризующий процесс генерации не расчетного потока, обтекаемый поврежденные лопатки, в зависимости от значений параметров воздушного потока, протекающего в смежных межлопаточных каналах; x - текущее значение координаты, определяющее расположение сил трения по толщине потока.

Из выражения (2.3) также следует:

если $x=0$, то $F_0 = f \cdot C_{1\text{аповр}}$ где $C_{1\text{аповр}}$ - расходная составляющая в зоне повреждения лопаток;

$$\text{если } x = h_{\text{поток}} \text{ , то } F_{\text{взим}} = f C_{1\text{аповр}} e^{k \cdot h_{\text{поток}}} \text{ .}$$

В зоне не поврежденных лопаток на расстоянии, меньше чем высота межлопаточного канала нерасчетный поток встречается с расчетным потоком. Происходит выравнивание сил трения и расходной составляющей потоков.

Принятые допущения, о поведении воздушного потока, в случае повреждения лопаток, свидетельствуют о том, что такие допущения обеспечивают оценку поведения потока с возможным повреждением лопаток компрессора, а также возможность их разрушения в реальных условиях эксплуатации. Поэтому эти допущения принимаются в качестве рабочей информации для дальнейшего их использования в работе.

Из анализа выражения (2.3) также следует, что толщина не расчетного слоя определяется характером повреждения лопаток и не зависит от закона распределения сил взаимодействия по высоте лопатки, а значение толщины не расчетного слоя определяет качество функционирования ГТД и эффективность компрессора.

Кроме того, из анализа выражения (2.3) также следует, что большие повреждения расширяют диапазон нерасчетного потока, что подтверждается реальными процессами повреждения и разрушения лопаток компрессора.

Использование таких допущений позволяет отдельно оценивать изменения технического состояния, вызванные эрозионным повреждением, в торцевом зазоре, по высоте пера лопатки и длины хорды. Изменение режима обтекания лопатки после ее эрозионного повреждения оценивается по изменению параметров, определяющих условия работы профиля в потоке: α – углу атаки; C_y – коэффициенту подъемной силы; i – углу набегания; δ – углу отставания потока; $\Delta\beta = \beta_1 - \beta_2$ – углу поворота потока в решетке. Пусть в результате эрозионного повреждения значения хорды b , максимальной толщины c , углов α , β_1 , β_2 , $\Delta\beta$ изменились соответственно на величины Δb , Δc , $\Delta\alpha$, $\Delta\beta_1$, $\Delta\beta_2$ и $\Delta\beta_n$. Тогда предварительная оценка изменения газодинамических параметров ступени компрессора может проводиться на основании соотношений, связывающих параметры потока решетки с ее геометрическими характеристиками:

- углом отставания $\delta \pm \Delta\delta = f_1(\theta \pm \Delta\theta, b, \beta_2 \pm \Delta\beta_2, \dots)$,
- кривизной профиля лопатки $\theta \pm \Delta\theta = f_2(c - \Delta c, t, \dots)$,
- углом поворота потока $\Delta\beta = f_3(\beta_1 \pm \Delta\beta_1, \beta_2 \pm \Delta\beta_2, \dots)$ и т.д.

Знак + или «-» определяется характером эрозионного повреждения лопаток.

Данные соотношения позволяют на отдельных этапах экспериментальных исследований качественно оценить влияние эрозионного повреждения лопаток на газодинамические параметры решетки. Например, если в области безотрывного течения коэффициент подъемной силы для неповрежденного профиля определяется известным соотношением

$$C_y = 2\pi \left[\alpha + \frac{1}{\pi} \int_{\Delta\theta_n}^{\pi} \frac{dy}{dx} (\cos\theta - 1) d\theta \right],$$

где $\frac{dy}{dx}$ – кривизна профиля лопатки; θ – угол установки решетки профиля; $\Delta\theta_{\text{н}}$ – нижний предел интеграла для неповрежденной лопатки $\Delta\theta_{\text{н}} = 0$, то для поврежденного профиля это соотношение принимает вид

$$C_y + \Delta C_y = 2\pi \left[(\alpha + \Delta\alpha) + \frac{1}{\pi} \int_{\Delta\theta_{\text{н}}}^{\pi} \frac{dy}{dx} (\cos\theta - 1) d\theta \right],$$

где $\frac{dy}{dx}$ – кривизна профиля после эрозионного повреждения; θ – угол установки решетки поврежденного профиля; $\Delta\theta_{\text{н}}$ – нижний предел интеграла, определяемый степенью эрозионного повреждения профиля входной кромки. Однако полную картину изменения газодинамических характеристик и работоспособности ГТД в процессе постепенного эрозионного повреждения аналитически получить в настоящее время затруднительно.

Для уточнения закономерностей изменения газодинамических характеристик и работоспособности ГТД разных типов, работающих в условиях воздушного потока, загрязненного посторонними частицами размером менее 0,4 мм и выявления новых факторов, влияющих на эти изменения, необходимы специальные экспериментальные исследования полноразмерных двигателей. Такие исследования позволят также составить обобщенную модель изменения газодинамических характеристик и работоспособности ГТД в этих условиях.

2.3. Численное моделирование влияния уровня повреждения профиля лопатки компрессора авиационных ГТД на характер обтекания воздушного потока

В качестве расчетной модели, при численном моделировании влияния уровня повреждений рабочих лопаток компрессора, использовалась модель профиля рабочей лопатки современного компрессора низкого давления (КНД) ГТД (рис.2.1). В качестве основных ЭП лопаток компрессора рассмотрены

забоины на входной кромке лопаток компрессора низкого давления от воздействия посторонних предметов и пластические деформации пера от воздействия птиц. Эти повреждения и пластические деформации пера лопаток приводят к изменению конфигурации профиля, угла атаки в зоне их повреждения.

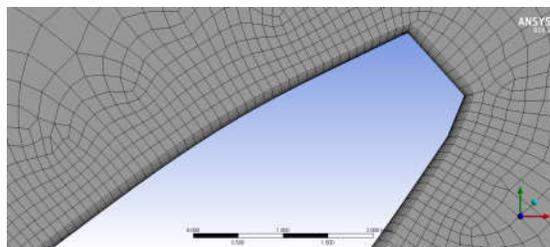


Рис. 2.1. Расчетная сетка профиля поврежденной лопатки компрессора

Численное моделирование влияния уровня повреждения профиля лопатки на характер обтекания выполнено с учетом закономерности изменения массового расхода рабочего тела, с использованием пакета коммерческих программ типа ANSYS, с целью:

- определения значений параметров воздушного потока во всех точках расчетной модели;
- учета влияния особенностей ЭП на характер обтекания.

2.4. Анализ влияния уровня повреждений рабочих лопаток компрессора на воздушный поток, обтекаемого поврежденную лопатку

Из-за повреждения входной кромки рабочей лопатки компрессора происходит уменьшение хорды профиля и изменение радиуса входной кромки, что в конечном итоге приводит к изменению характера обтекания воздушным потоком поврежденной лопатки.

Аналитический метод позволил установить, что повреждение входных кромок рабочих лопаток компрессора в виде забоин приводит к уменьшению

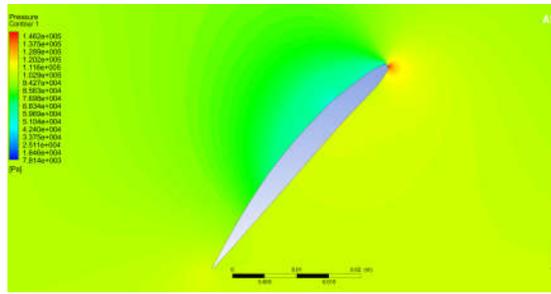
абсолютного значения расходной составляющей скорости $\Delta c_{1a} = (c_{1a})_{\delta=0} - (c_{1a})_{\delta=\delta}$. Аналитически это уменьшение определяется соотношением $\Delta c_{1a} = (c_{1a} \Delta F) / F_{\kappa}$, где F_{κ} - площадь проходного сечения межлопаточного канала решетки между сечениями, где возможно повреждение; ΔF - изменение F_{κ} из-за повреждения лопатки в виде забоины.

Так как значение C_{1a} зависит от режима работы ГТД, то это означает, что эффект влияния повреждения лопаток компрессора на эффективность его работы как лопаточной машины будет зависеть не только от значения глубины забоины, но и от режима работы ГТД, а также конструкции его компрессора. Из анализа выражения Δc_{1a} следует:

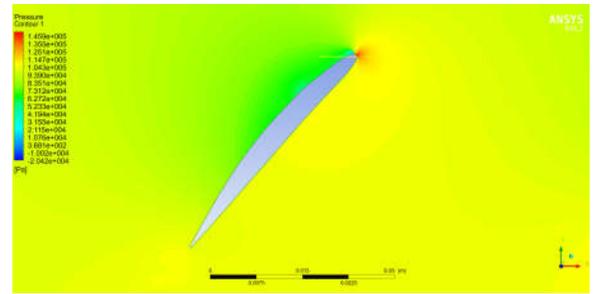
- значение Δc_{1a} является функцией C_{1a} и режима работы ГТД при одном и том же уровне повреждения;
- значение Δc_{1a} увеличивается с ростом уровня повреждения при одном и том же значении C_{1a} ;
- относительный уровень повреждения $\Delta F / F_{\kappa}$ определяется конструкцией компрессора.

В результате численного моделирования обтекания профиля поврежденных лопаток авиационного компрессора воздушным потоком установлено следующее.

Обтекание воздушным потоком поврежденной лопатки с уровнем повреждения (глубиной забоины) до $\delta=0,3$ мм приводит к изменению полей давления и скоростей воздушного потока (рис. 2.2, 2.3, 2.4).

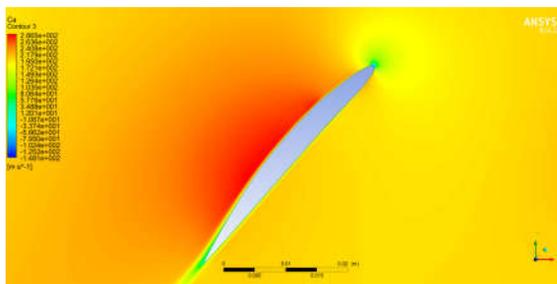


а)

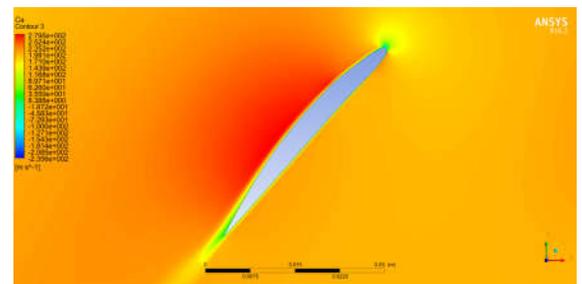


б)

Рис. 2.2. Поле давлений при различных значениях уровня повреждения лопатки $\delta=0$ мм (а) и $\delta=0,3$ мм (б)



а)



б)

Рис. 2.3. Поле осевой скорости при различных значениях уровня повреждения лопатки $\delta=0$ мм (а) и $\delta=0,3$ мм (б)

Повреждение входной кромки лопатки, в виде забоины глубиной $\delta=0,3$ мм, дно которой представляет собой плоскость, приводит к уменьшению осевой скорости по спинке профиля. Если $\bar{\Delta}c_{1a} = \{[(c_{1a})_{\delta=0} - (c_{1a})_{\delta=\delta}] / (c_{1a})_{\delta=0}\}100\%$ то в среднем $\bar{\Delta}c_{1a}=25\%$. Осевая скорость по корыту профиля изменяется незначительно.

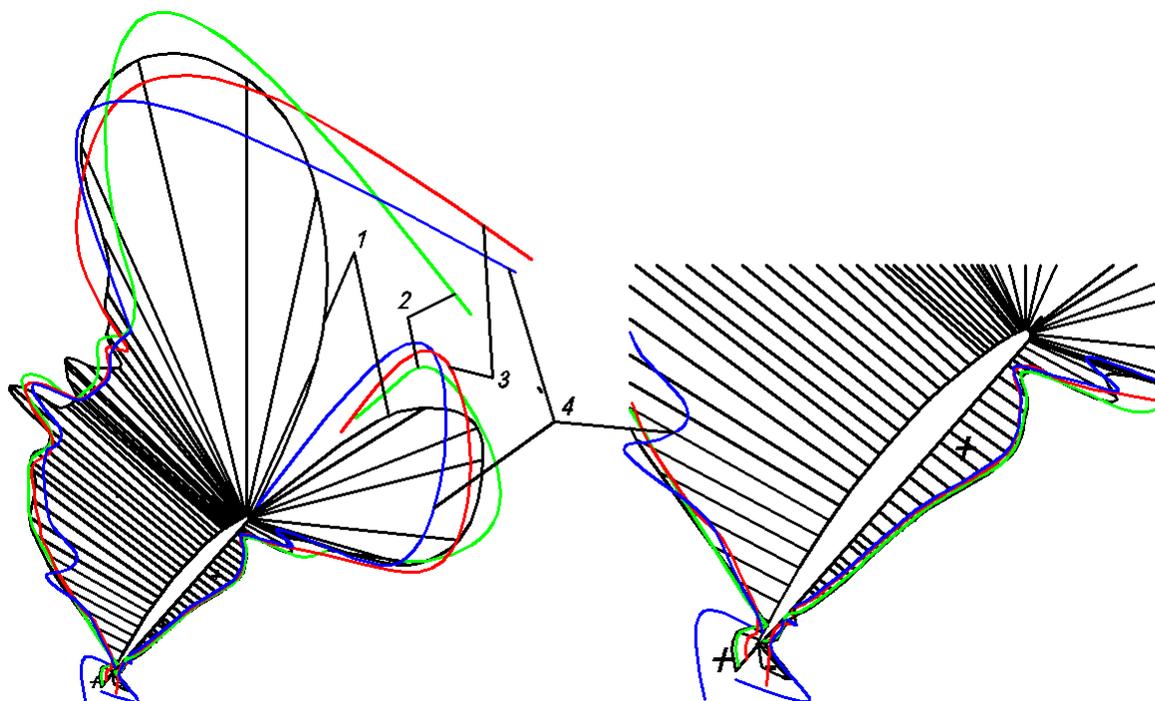


Рис. 2.4. Распределение давлений по профилю: 1 - $\delta=0$ мм, 2 - $\delta=0,1$ мм, 3 - $\delta=0,2$ мм, 4 - $\delta=0,3$ мм.

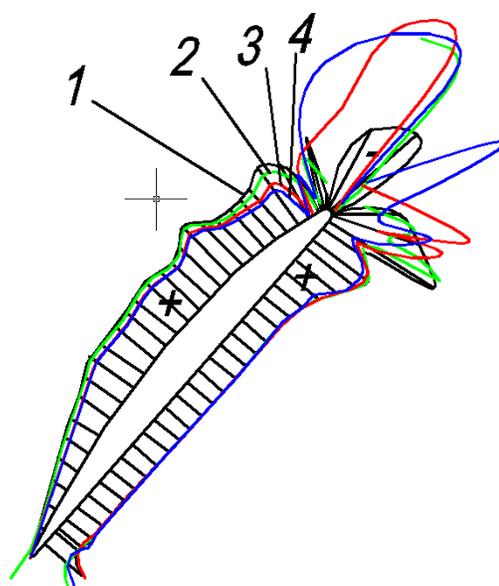


Рис. 2.5. Распределения осевой скорости по профилю.
1 - $\delta=0$ мм, 2 - $\delta=0,1$ мм, 3 - $\delta=0,2$ мм, 4 - $\delta=0,3$ мм.

Для исследования степени турбулентности пограничного слоя поврежденной решетки в CFX-Post необходимо создать переменную коэффициента перемежаемости (conservative intermittency) с выражением:

$$\sqrt{(2/3 \times \text{Turbulence Kinetic Energy})/V},$$

Где V — среднее значение скорости набегающего потока.

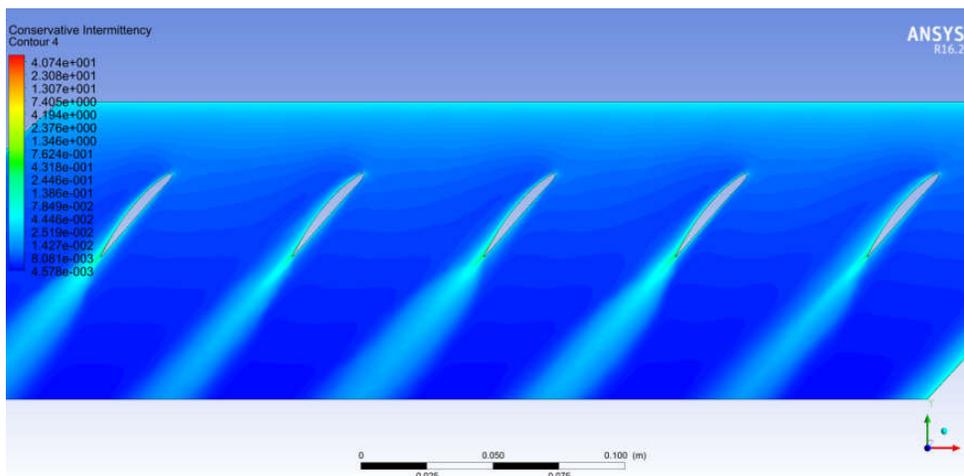


Рис. 2.6. Расчетное распределение коэффициента перемежаемости поврежденной решетки

Синий цвет соответствует ламинарному течению, белый – турбулентному. Коэффициента перемежаемости изменяется от 0 до 1. Значение 0 соответствует ламинарному течению, 1 – турбулентному.

Результаты численного моделирования эксплуатационных повреждений лопаток компрессора ГТД показывают, что изменение свойств конструкции лопаток компрессора, в результате их повреждения, способствует изменению параметров воздушного потока и способствуют ухудшению качества функционирования ГТД, расчетной эффективности компрессора, как лопаточной машины, что приводит к перераспределению спектра нагрузок, действующих на лопатки.

2.5. Обоснованию разработки методики моделирования эксплуатационных повреждений лопаток авиационных ГТД

Проблема возможности повреждения и разрушения лопаток компрессора авиационных ГТД, от действия эксплуатационных нагрузок, зависящие от условий эксплуатации (эксплуатационные повреждения), должна рассматриваться комплексно, с учетом того, что эксплуатационные повреждения являются фактором, оказывающими влияние как на изменение конструктивной прочности лопаток [39], так и на изменение поведения и свойств конструкции лопаток, определяющих взаимодействие поврежденной конструкции лопаток с воздушным потоком, геометрией проточной части компрессора, падения уровня значений КПД компрессора, увеличение удельного расхода топлива, повышение температуры газа перед турбиной, а также снижение эффективности компрессора, как лопаточной машины и качества функционирования ГТД и изменение спектра нагрузок, действующих на лопатки.

В настоящее время данных о влиянии эксплуатационных повреждений лопаток компрессора на изменение эффективности компрессора, как лопаточной машины, требуемого качества функционирования ГТД и изменение спектра нагрузок, в технической и научной литературе нет. Отсутствуют также данные о формировании толщины нерасчетного слоя (диапазон возмущенного потока от повреждений лопаток), влияния поврежденной части лопаток, на параметры потока, обтекающего неповрежденную часть лопаток. Отсутствие таких данных приводит к односторонней оценки влияния эксплуатационных повреждений лопаток на их надежность т. е. учитывается снижение конструктивной прочности поврежденных лопаток без учета перераспределения спектра нагрузок и изменения свойств компрессора как лопаточной машины.

Отсутствие таких данных может способствовать снижению уровня безопасности полетов и эффективности применения ГТД по назначению.

Работы по созданию методик моделирования эксплуатационных повреждений лопаток авиационных ГТД являются актуальными так, как они позволяют положительно решить проблему досрочного съема двигателей с эксплуатации, а также существенно повысить качество исследовательских работ, в данном направлении, расширить область исследования поврежденного компрессора ГТД. В частности, новая методика, созданная в соответствие с требованиями к научно-исследовательским работам на основе комплекса коммерческих программ типа CFD-код NUMECA Fine/Turbo позволила оценить влияние эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРДД на эффективность компрессора и качество функционирования ТРДД, а также, установить следующие закономерности изменения параметров ТРДД, в зависимости от значений уровня эксплуатационных повреждений:

величина ухудшения местных значений π^* и КПД, определяется уровнем эксплуатационных повреждений лопаток КНД;

качество функционирования поврежденного ТРДД ухудшается, в зависимости от характера эксплуатационных повреждений;

уменьшение запаса газодинамической устойчивости компрессора (при оценке по параметру ΔK_y) происходит в зависимости от характера и уровня повреждения лопаток.

Необходимость комплексного решения проблемы влияния ЭП на качество функционирования компрессора. После повреждения лопаток изменяется свойство конструкции. Не учет этого факта может приводить к ошибочным результатам.

В связи с данным обстоятельством проблема возможности повреждения и разрушения лопаток компрессора ТРДД, от действия эксплуатационных нагрузок, зависящие от условий эксплуатации (эксплуатационные повреждения), должна рассматриваться комплексно, с учетом того, что

эксплуатационные повреждения являются фактором, оказывающими влияние как на изменение конструктивной прочности лопаток [42], так и на изменение поведения и свойств конструкции лопаток, определяющих взаимодействие поврежденной конструкции лопаток с воздушным потоком, геометрией проточной части компрессора, изменения значений КПД компрессора, увеличения удельного расхода топлива, повышения температуры газа перед турбиной, а также снижения эффективности компрессора, как лопаточной машины и качества функционирования ГТД и изменение спектра нагрузок, действующих на лопатки.

В настоящее время данных о влиянии эксплуатационных повреждений лопаток компрессора на изменение эффективности компрессора, как лопаточной машины, требуемого качества функционирования ГТД и изменение спектра нагрузок, в технической и научной литературе нет.

В данной работе решены только задачи проблемы влияния ЭП на качество функционирования ГТД. Влияние ЭП на конструктивную прочность не рассматривается. Так как они достаточно полно рассмотрены.

Расход воздуха в поврежденном компрессоре определяется следующим образом.

Если $G_{\Sigma\kappa\Pi}$ - расход воздуха в поврежденном компрессоре;

$G_{\Sigma\kappa}$ - расход воздуха в не поврежденном компрессоре, до его повреждения;

$c_{1a\Pi}$ - осевая (расходная составляющая) скорость потока в поврежденном компрессоре, после его повреждения;

c_{1a} - осевая (расходная составляющая) скорость потока в не поврежденном компрессоре, до его повреждения, то

$$\Delta G = G_{\Sigma\kappa} - G_{\Sigma\kappa\Pi} = c_{1a}\rho F_{\kappa} - c_{1a\Pi}\rho F_{\kappa\Pi}$$

$$F_{\kappa\Pi} = F_{\kappa} - \Delta F_{\kappa}$$

$$\Delta G_k = \Delta c_{1a} \Delta F_k \rho, \text{ а}$$

$$\text{Если } F_{\text{кП}} = F_k - \Delta F_k \text{ и } \frac{F_{\text{кП}}}{F_k} = \frac{h_k}{h_{\text{кП}} + \Delta h_k}, \text{ то}$$

$$\text{, а } \frac{F_k - \Delta F_k}{F_k} = 1 - \frac{\Delta F_k}{F_k},$$

Пусть $F_k = \pi D_{\text{ср}} \cdot h_k$, где $h_k = h_{\Gamma}$ - высота канала (размер горла канала), $D_{\text{ср}}$ - диаметр среднего сечения.

$$\text{Если } F_{\text{кП}} = \pi D_{\text{срП}} \cdot h_{\text{кП}}; F_k = \pi D_{\text{ср}} \cdot h_k$$

$$\Delta F_k = F_k - F_{\text{кП}} = \pi D_{\text{ср}} \cdot h_k - \pi D_{\text{срП}} \cdot h_{\text{кП}} = \pi h_{\text{кП}} (D_{\text{ср}} - D_{\text{срП}}) = \pi h_{\text{кП}} \Delta D_{\text{ср}},$$

$$D_{\text{ср}} - D_{\text{срП}} = \Delta D_{\text{ср}},$$

$$\text{То } \frac{F_{\text{кП}}}{F_k} = \frac{F_k - \Delta F_k}{F_k} = \frac{\pi D_{\text{ср}} h_k - \pi (D_{\text{ср}} + \Delta D_{\text{ср}}) h_{\text{кП}}}{\pi D_{\text{ср}} h_k} = 1 - \left(\frac{1}{h_k} + \frac{\Delta D_{\text{ср}}}{D_{\text{ср}} h_k} \right) h_{\text{кП}} = 1 - \left(1 + \frac{\Delta D_{\text{ср}}}{D_{\text{ср}}} \right) \frac{h_{\text{кП}}}{h_k}.$$

$$\text{С другой стороны. Если } \frac{F_{\text{кП}}}{F_k} = \frac{h_k}{h_{\text{кП}} + \Delta h_k}, \text{ то } \frac{F_{\text{кП}}}{F_k} = \frac{h_k}{h_{\text{кП}} + \Delta h_k} = \frac{\Delta D_{\text{ср}}}{D_{\text{ср}}}, \text{ т.е.}$$

$$\frac{h_k}{h_{\text{кП}} + \Delta h_k} = \frac{\Delta D_{\text{ср}}}{D_{\text{ср}}} = \frac{1}{\frac{h_{\text{кП}} + \Delta h_k}{h_k}}$$

$$\frac{\Delta D_{\text{ср}}}{D_{\text{ср}}} = \frac{1}{\frac{h_{\text{кП}} + \Delta h_k}{h_k}} = \frac{1}{\frac{h_{\text{кП}}}{h_k} + \frac{\Delta h_k}{h_k}}$$

Если каналы диффузорные, то

$$\frac{F_{\text{кП}}}{F_k} = \frac{h_k}{h_{\text{кП}} + \Delta h_k} = \frac{F_k - \Delta F_k}{F_k} = 1 - \frac{\Delta F_k}{F_k} \text{ после повреждения площадь проходного}$$

сечения больше.

$$\frac{\Delta F_k}{F_k} = \frac{\Delta h_k}{h_k}$$

$$\frac{F_{\text{кП}}}{F_k} = \frac{h_k}{h_{\text{кП}}}$$

Если авиационный ГТД проектируется, как ГТД с требуемым качеством функционирования и эффективности компрессора, на расчетном и не расчетных - переходных режимах, то на этапе проектирования ГТД предполагается, что воздух, как рабочее тело компрессора ГТД, поступает в двигатель в требуемом расчетном количестве, а техническое состояние двигателя соответствует расчетным требованиям (ГТД соответствует ТУ) [47], т.е. выполняются условие $G_B = G_{Bрасч}$; где G_B и $G_{Bрасч}$ расчетное количество воздуха на входе в компрессор. В реальных условиях, в зависимости от условий эксплуатации, возможны повреждения элементов конструкции компрессора двигателя, которые способствуют изменению его технического состояния, что приводит к нарушению расчетных условий проектирования ГТД и не выполнению двигателем его работы с требуемым качеством функционирования и эффективности компрессора.

В качестве критерия используется соотношение в виде

$$\Delta k = 1 - \frac{G_{Bi}}{G_{Bрасч}}$$

где G_{Bi} - значение расхода воздуха в зависимости от расстояния до границы помпажа.

Выводы по главе 2

1. Повреждение рабочих лопаток компрессора приводит к изменению расходной составляющей осевой скорости воздушного потока на входе в ступень.

2. Повреждение входной кромки лопатки, в виде забоины глубиной $\delta=0,3$ мм, дно которой представляет собой плоскость, приводит к уменьшению осевой скорости по спинке профиля в среднем до 25 %.

3. С увеличением уровня повреждения возрастает интенсивность турбулизации пограничного слоя.

4. Влияние повреждений лопаток компрессора целесообразно оценивать комплексно, как с учетом влияния на снижение усталостной прочности поврежденных лопаток, так и с учетом влияния поврежденных лопаток компрессора на снижение эффективности его работы как лопаточной машины.

5. Изменение поведения и свойств конструкции лопаток определяет взаимодействие поврежденной конструкции лопаток с воздушным потоком, падение уровня значений КПД компрессора и изменение спектра нагрузок, действующих на лопатки.

ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА «МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД»

Под понятием качества функционирования компрессора можно определить как его производительность, характеристики и надежность работы. В процессе эксплуатации авиационных турбореактивных двигателей (ТРД), в результате взаимодействия посторонних предметов (ПП) с взлетно-посадочной полосы (ВПП) и птиц, находящихся в воздушном пространстве на траектории полета воздушного судна, с элементами конструкции ТРД, происходит повреждение лопаток компрессора [6, 47]. Такое повреждение приводит к значительному ухудшению характеристик компрессора, снижению его производительности и надежности или, можно сказать, к снижению качества функционирования компрессора.

Особенно в условиях эксплуатации во Вьетнаме, когда пилоты выполняют тактические полеты на высоте, близкой к уровню моря, вероятность столкновения двигателей с птицами очень высока. В этом случае необходимо иметь данные возможности влияния ЭП лопаток на изменение устойчивой работы двигателя и снижения эффективности компрессора как лопаточной машины для обеспечения безопасности полета. Повреждаются входные кромки и перо лопаток КНД. В случае повреждения входной кромки лопаток компрессора уменьшается хорда, изменяются радиус входной кромки и угол атаки. Это обстоятельство приводит к изменению характера обтекания рабочих лопаток и лопаток направляющего аппарата и к уменьшению запаса газодинамической устойчивости КНД, определяемого как [32]

$$\Delta K_y = (K_y - 1)100\%, \quad \text{где} \quad K_y = \frac{\pi_{к.гр}^* / G_{в.гр.г}}{\pi_{к.раб}^* / G_{в.гр.раб}}, \quad \text{индексы "гр" и "раб"}$$

соответствуют значениям параметров на границе устойчивости и на линии рабочих режимов для одной и той же напорной ветви характеристики колеса, т.е. для определенной кривой с $n_{np} = const$.

Если снижение конструктивной прочности лопаток компрессора ГРД из-за их эксплуатационных повреждений учитывается ОСТ 1 00304-79 [39], то снижение эффективности компрессора как лопаточной машины, в результате эксплуатационных повреждений лопаток компрессора ГРД в эксплуатационно-технической документации не указывается. Эти данные позволят обеспечить повышение безопасности полетов ВС и эффективность использования авиационных ГТД. Получение таких данных возможно на основе понимания изменения параметров воздушного потока, обтекающего поврежденные лопатки и др. Т.е. необходимы специальные исследования. Основными направлениями решения указанной выше научной задачи могут быть:

экспериментальные исследования натуральных объектов;

численное моделирование влияния эксплуатационных повреждающих факторов на соответствующие характеристики компрессора ГТД.

Первое направление позволяет получить достоверные данные, но сопряжено с большими материальными затратами и длительностью проведения экспериментальных работ (подготовка стендов, оборудования и т.п.). Кроме того оценка стойкости ГТД к поражающему воздействию эксплуатационных повреждающих факторов при натуральных испытаниях не всегда может гарантировать полную оценку свойства повреждаемости ГТД. Поэтому наиболее перспективно, когда оценка проводится по результатам численного моделирования т.е. при использовании второго направления.

Из-за отсутствия вычислительных программ, обеспечивающих исследование поврежденного компрессора и затруднено проведение расследования и установление истинных причин отказа двигателя в полете. Отсутствует также методика численного моделирования [5] влияния эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРД на снижение эффективности ТРД.

Это обстоятельство может способствовать снижению уровня безопасности полетов из-за аварий и катастроф.

В настоящее время наиболее универсальные методики расчета характеристик компрессоров базируются на решении системы дифференциальных уравнений Навье-Стокса. Известные коммерческие программные продукты включают: ANSYS, NUMECA. Однако эти программные продукты не позволяют непосредственно использовать их для исследования поврежденного компрессора как лопаточной машины, без соответствующих доработок. Поэтому необходимо разработать методику численного моделирования эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД.

Цель и задачи исследования

Цель исследования - Доработка пакета коммерческих программ типа NUMECA Fine/Turbo для моделирования влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД.

Задачи исследования:

1. Сформировать на основании опыта эксплуатации современных ГТД виды эксплуатационных повреждений лопаток КНД.
2. Определить основные этапы построения методики.
3. Апробировать методику на прототипе ТРДД типа РД-33 с оценкой влияния забоин на входных кромках лопаток компрессора авиационного ТРД на качество его функционирования.

Материалы исследования и выводы

Разработанные к настоящему времени вычислительные программы типа CFD-код NUMECA Fine/Turbo не позволяют непосредственно использовать их для исследования поврежденного компрессора как лопаточной машины, без соответствующих доработок. В данной работе предлагается методика исследования трёхмерного течения потока в поврежденном компрессоре с использованием CFD-код NUMECA Fine/Turbo [11, 30], реализующая численное решение уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, если турбулентность характеризуется однопараметрической моделью турбулентности Spalart-Allmaras [74, 84, 91, 92, 93, 94]. Методика моделирования эксплуатационных повреждений ГТД позволяет:

- 1) Уточнить закономерность влияния различных видов эксплуатационных повреждений лопаток КНД на характеристики поврежденного компрессора как лопаточной машины.
- 2) Оценить надежность ГТД.
- 3) Выявить опасные режимы работы поврежденного двигателя.
- 4) Оценить степень снижения запаса газодинамической устойчивости поврежденного КНД при работе в разных режимах.

Разработанная методика обеспечивает проведение исследований поврежденного КНД ГТД с необходимой точностью при относительно небольших вычислительных ресурсах и включает в себя следующие операции:

- 1) Выбор прототипа ГТД.
- 2) Построение расчетной геометрической модели поврежденного компрессора ГТД [54].
- 3) Профилирование сверхзвуковых лопаток КНД ГТД.
- 4) Построение сетки [31], обеспечивающей расчет характеристик поврежденного компрессора, с учетом числа поврежденных лопаток, их расположения в рабочем колесе, уровня и вида повреждения.

5) Выбор модели турбулентности.

6) Построение расчетной модели поврежденного компрессора.

При выборе прототипа ГТД в качестве исходного варианта двигателя выбирается ГТД, эксплуатируемый в данном регионе, имеющий подобные эксплуатационные повреждения. Например, если эксплуатационные повреждения характеризуются повреждениями от воздействия посторонних предметов с ВПП и птиц, находящихся в воздушном пространстве на траектории полета воздушного судна, то в качестве прототипа ГТД может быть принят ТРДД типа РД-33 [15, 21] (рис. 3.1), имеющий подобные эксплуатационные повреждения. Расчетная геометрическая модель поврежденного компрессора ТРДД строится по выбранному прототипу двигателя (рис. 3.1, табл. 3.1).

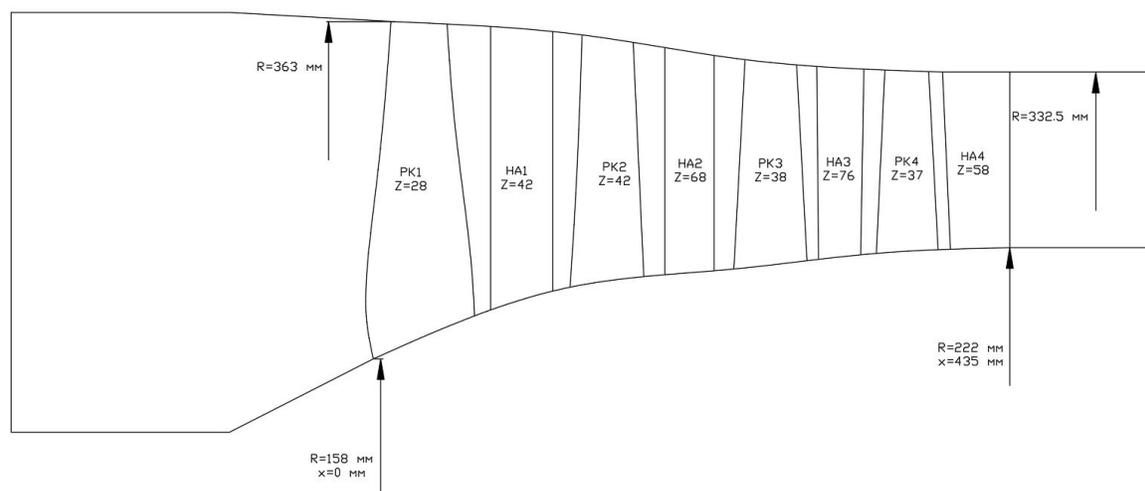


Рис. 3.1. Расчетная геометрическая модель проточной части поврежденного КНД прототипа ТРДД типа РД-33

Таблица 3.1

Основные конструктивные данные КНД двигателя типа РД-33, использованные при исследовании

Параметр	Номер ступени			
	1	2	3	4
Внешний диаметр, мм	726,0	710,0	680,0	665,0
Внутренний диаметр, мм	316,0	403,0	425,0	444,0
Число рабочих лопаток, шт.	28	42	38	37
Число лопаток НА, шт.	42	68	76	58

Таблица 3.2

Основные данные КНД двигателя РД-33

Степень повышения давления, $\pi^*_{\text{к}}$	3,3
Расход воздуха, $G_{\text{в.пр}}$	$76,5 \pm 1,5$ кг/с
Коэффициент полезного действия, (КПД) $\eta^*_{\text{к}}$	0,83
Частота вращения ($n_{\text{пр}} = 100\%$)	11000 об/мин

Если ТРД содержит сверхзвуковые лопатки КНД, то выполняется операция «Профилирование сверхзвуковых лопаток КНД» с использованием специально разработанной методики профилирования сверхзвуковых лопаток компрессора ГТД [33]. В основу разработанной методики профилирования сверхзвуковых лопаток компрессора положены требования, предъявляемые к профилированию сверхзвуковых лопаток КНД и условия, обеспечивающие:

1) формирование скорости потока в относительном движении на входе в рабочее колесо в диапазоне $> 1,0$;

2) формирование с помощью дуг окружностей (или параболических или гиперболических кривых, лемнискаты Бернули или кривых более высокого порядка) средней линии сверхзвукового профиля, спинки профиля и вогнутой части лопатки;

3) формирование значение кривизны поверхности спинки на начальном участке, позволяющей стабилизировать скачки уплотнения в этой области, обеспечение высокого значения КПД сжатия и исключение отрыва пограничного слоя;

4) индивидуальное построение профиля лопатки по высоте в каждом расчетном сечении и исключение использования единого базового профиля определенного семейства;

5) построение профиля сверхзвуковой лопатки рабочего колеса КНД с использованием программы Autodesk Inventor 2019 для сверхзвуковой 3D-модели лопатки (рис. 3.2).

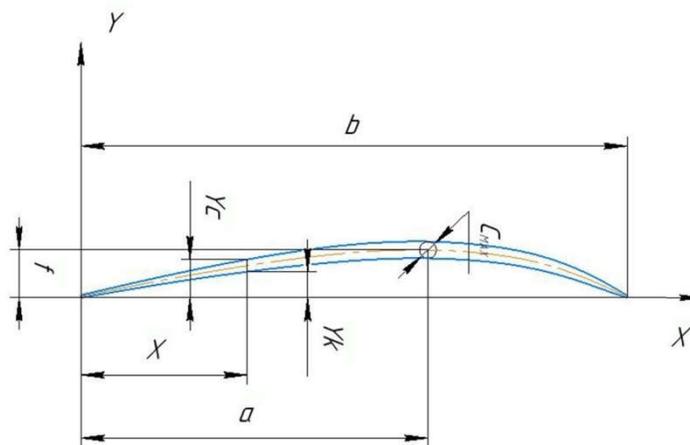


Рис. 3.2. Расчетная схема профиля сверхзвуковой лопатки: b - длина хорды профиля; f - ордината средней линии профиля в точке максимальной выгнутости; Y_c - ордината точки спинки профиля; Y_k - ордината точки корыта профиля; C_{max} - максимальная толщина профиля; X - абсцисса точки профиля; a - абсцисса центра тяжести профиля

В данной работе профилирование проведено для рабочей лопатки первой ступени компрессора ТРДД, когда в качестве прототипа использовался ТРДД типа РД-33. Рассмотрены 6 сечений (рис.3.3) с параметрами:

для периферийного сечения - относительная толщина $c = \frac{c_{\max}}{b} - 2,42\%$;

$a = \frac{b}{2}$ (рис.3.2); $f = 2,07\% \times b$ (рис.3.2);

для корневого сечения $c = 8,67\%$, $a = \frac{b}{2}$, $f = 5,88\% \times b$.

Указанные выше геометрические параметры лопатки позволяют построить профиль и характеристики компрессора авиационного ГТД с учетом того, что в процессе эксплуатации ГТД от действия эксплуатационных повреждений происходит изменение геометрии профиля лопатки. Изменяется радиус входной кромки, в зоне повреждения лопатки, уменьшается хорда профиля, изменяется поверхность пера лопатки и т.п. Изменение геометрии профиля лопатки приводит к изменению характера обтекания профиля лопатки. Эти изменения при численном моделировании должны быть учтены. Учет этих изменений достигается с помощью специальной методики построения сетки. Конфигурация сетки выполняется в зависимости от вида и уровня повреждения, числа поврежденных лопаток, характера расположения поврежденных лопаток в рабочем колесе. Сетка выполняется так, что она позволяет учитывать все особенности поврежденной лопатки и автоматически распознавать геометрию лопаток с использованием программ "IGG/Autogrid" модуля AutoGrid5™ коммерческого программного продукта NUMECA Fine/Turbo. Такое построение сетки позволило также автоматически формировать расчетную сетку по типовому шаблону для любой геометрии лопаточного венца.

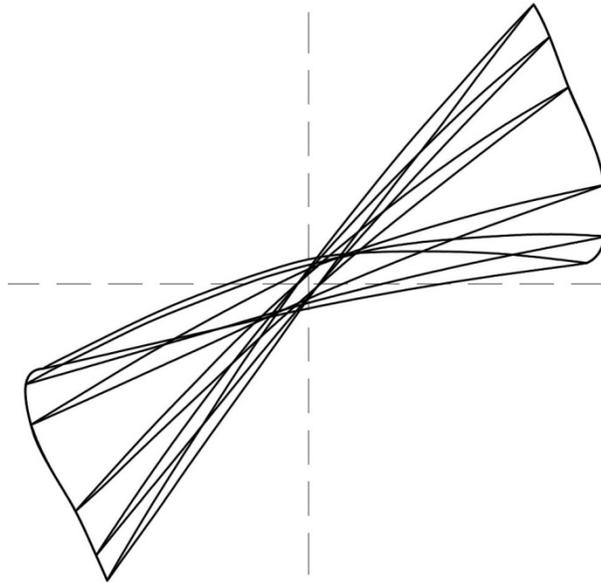


Рис. 3.3. Схема процесса профилирования рабочей лопатки первой ступени КНД

Разработанная методика включает в себя методику построения сетки численного моделирования эксплуатационных повреждений рабочих лопаток ротора КНД ТРД и выполнение следующих обязательных операций:

3.1. Выбор расстояния до стены от ближайшей точки сетки

Выбор расстояния основан на учете особенностей модели турбулентности и обтекания лопаток потоком воздуха в зависимости от явлений, возникающих внутри пограничных слоев, которые развиваются вдоль сплошных стенок (рис. 3.4).

Соотношение между безразмерным значением y^+ и расстоянием до стены, от ближайшей точки сетки, определяется с использованием уравнения Блазиуса. Для турбулентных течений. Уравнение Блазиуса принимается в виде:

$$Y_{wall} = 6 \left(\frac{V_{ref}}{\nu} \right)^{-\frac{7}{8}} \left(\frac{L_{ref}}{2} \right)^{\frac{1}{8}} y^+,$$

где

- Y_{wall} - расстояние до стены от ближайшей точки сетки, (м);
- V_{ref} - характер скорости потока, например, скорость на входе (м/с);
- ν - кинематическая вязкость жидкости ($\text{м}^2/\text{с}$) - отношение динамической вязкости к плотности жидкости;
- L_{ref} - характерный размер лопатки - длина, высота лопатки;
- y^+ - безразмерная величина.

Если $V_{ref} = 425$ м/с, $L_{ref} = 0,05$ м, $\nu = 1,466 \times 10^{-5}$ $\text{м}^2/\text{с}$, $y^+ = 2$, то $Y_{wall} = 3 \times 10^{-7}$ м. В работе принято $Wall Cell Width = 3 \times 10^{-7}$ м.

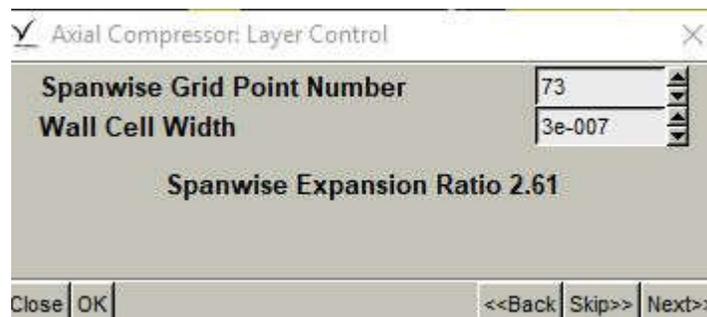


Рис. 3.4. Вид окна на этапе выбора расстояния до стены от ближайшей точки сетки

3.2. Выбор модели турбулентности

Модель турбулентности выбирается в соответствии с рекомендациями NUMECA и местоположения до ближайшей точки сетки, вдоль стены, на расстоянии, соответствующем безразмерному значению y^+ , в диапазоне 1...5 (для моделей с низким числом Рейнольдса) или 30...50 (для моделей с высоким числом Рейнольдса). В случае, тепловых эффектов, значение y^+ принимают 0,1.

3.3. Выбор сеточной топологии

Выбора сеточной топологии основан на удовлетворения условиям адаптивности, нарушениям геометрии лопаток, высокой степени

ортогональности и равномерности периодических секторов сетки. (рис. 3.5). Невыполнение этих требований приводит к ошибкам. В некоторых случаях отклонение от этих требований делает невозможным проведение моделирования.

В модуле AutoGrid5™ топология O4H по умолчанию используются дополнительные восходящие/нисходящие H-блоки. Топология O4H по умолчанию включает в себя 5 блоков:

- пристеночный блок, представляющий собой O-сетку, окружающую лопатки;
- входной блок, представляющий собой H-сетку, расположенную перед входной кромкой;
- выходной блок, представляющий собой H-сетку, расположенную за выходной кромкой;
- верхний блок, представляющий собой H-сетку, расположенную над профилем лопатки;
- нижний блок, представляющий собой H-сетку, расположенную под профилем лопатки.

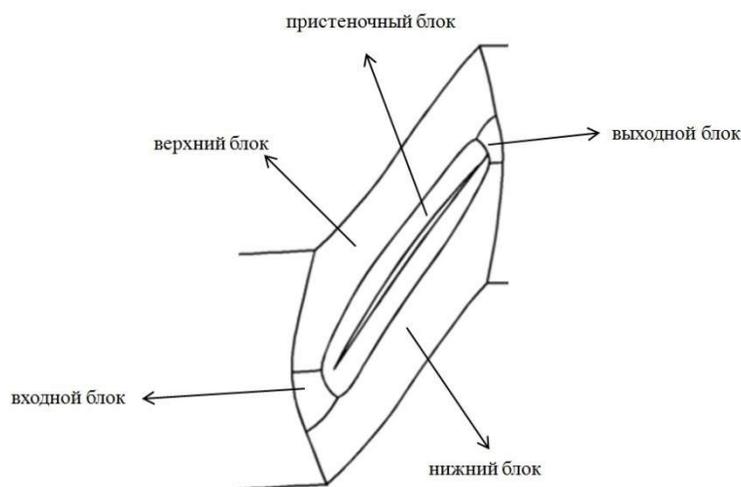


Рис. 3.5. Расчетная схема сеточной топологии

3.4. Построение сетки в зоне поврежденных лопаток

В зоне поврежденных лопаток сетка строится с учетом уровня и вида (формы) повреждения с использованием контрольной точки в окне «от лопатки к лопатке» (View B2B). Положение контрольной точки определяет конфигурацию сетки (рис. 3.6). Если повреждение имеет вид забоины, то для получения сетки контрольная точка располагается в середине забоины.

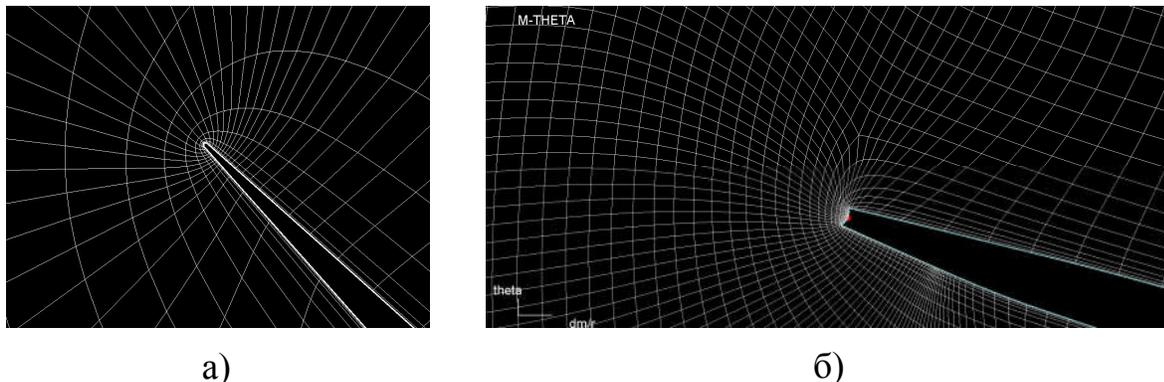


Рис. 3.6. Сетка конечных объемов для численной модели поврежденной лопатки: Повреждение в виде забоины входной кромки лопатки рабочего колеса первой ступени КНД: а- лопатка не повреждена; б- лопатка повреждена

3.5. Построение сетки с учетом расположения поврежденных лопаток в рабочем колесе

Построение сетки, учитывающей расположение поврежденных лопаток в рабочем колесе, выполнено с учетом следующего обстоятельства.

Не доработанный модуль AutoGrid5™ коммерческого программного продукта NUMECA Fine/Turb позволяет строить сетку только для отдельного не поврежденного модуля рабочего колеса или направляющего аппарата. Поэтому доработка модуля выполнена таким образом, чтобы использовать его при формировании рабочего колеса с поврежденными лопатками. В каждом модуле сетка строится с периодичностью по одному оригинальному сектору, в который импортируется отдельно геометрия лопаток. Поэтому моделирование влияния

эксплуатационных повреждения лопаток КНД на эффективность работы КНД, с использованием программного продукта NUMECA Fine/Turbo, проведено в зависимости от числа секторов, построенных с определенным количеством поврежденных лопаток, импортированных из оригинального сектора.

Если в качестве прототипа принят ТРДД, у которого рабочее колесо первой ступени КНД выполнено с 28 лопатками, то построение сетки рабочего колеса, с помощью доработанного модуля AutoGrid5™, может быть проведено с использованием следующих вариантов:

- 28 секторов. В каждом секторе одна неповрежденная или поврежденная лопатка. Это соответствует случаю, когда отсутствуют повреждения лопаток или когда все лопатки повреждены;

- 14 секторов. В каждом секторе представлена одна поврежденная лопатка, что соответствует повреждению 14 лопаток;

- 7 секторов. В каждом секторе повреждена одна лопатка. Это соответствует повреждению 7 - и лопаток;

- 4 сектора. В каждом секторе повреждена одна лопатка. Это соответствует случаю, когда повреждены 4 лопатки (рис. 3.7).

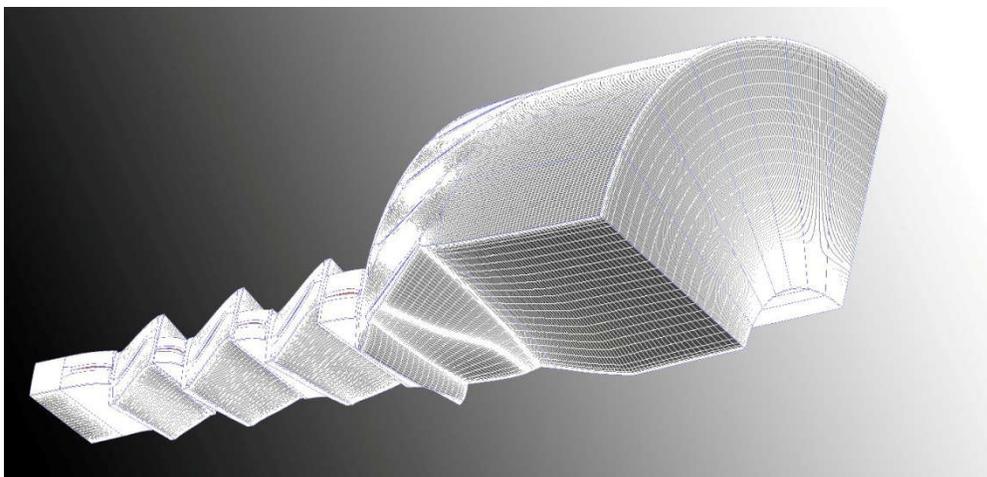


Рис. 3.7. Расчетная сетка КНД для случая, когда сетка рабочего колеса первой ступени состоит из 4 секторов

3.6. Построение сетки с учетом вида эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРД

В результате эксплуатационных повреждений лопаток компрессора происходит изменение конфигурации поперечного сечения лопатки, вызывающее изменение формы лопатки по высоте, радиуса кривизны, что требует учета этого обстоятельства при построении сетки. Учет изменения формы сетки по высоте обеспечивается модулем AutoGrid5™ через линии входной и выходной кромок (рис. 3.8) и выбором расположения контрольной точки. При изменении конфигурации поперечного сечения на определенной высоте (рис. 3.9), для получения сетки контрольная точка в окне «от лопатки к лопатке» (View B2B) располагается в середине заборной (рис. 3.6б).

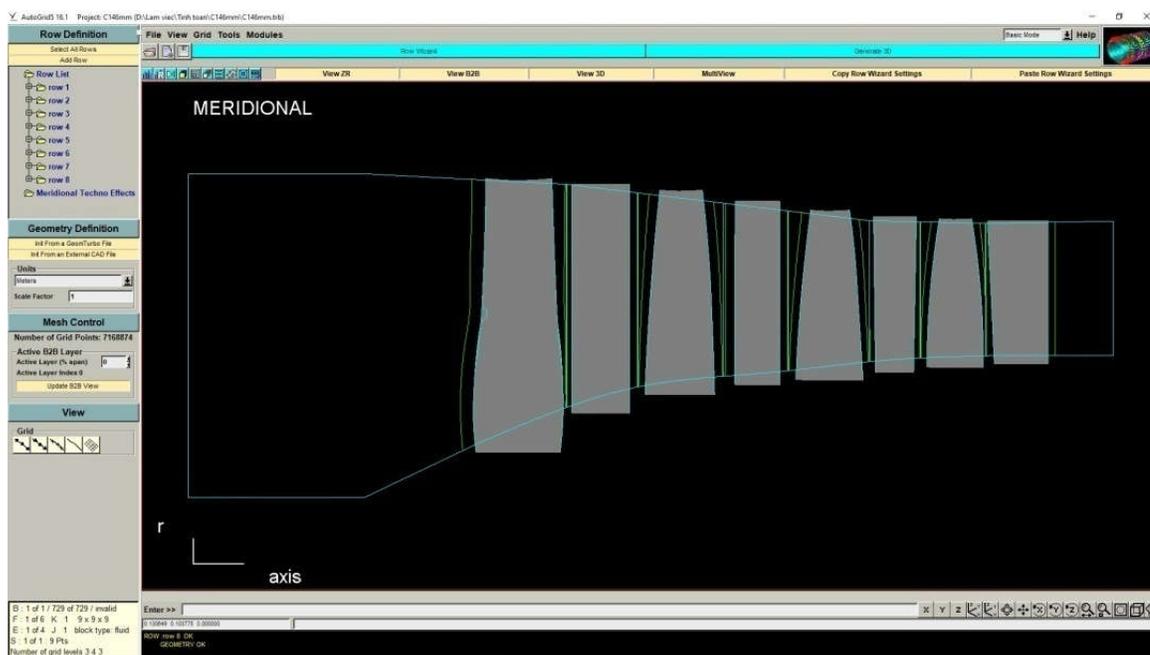


Рис. 3.8. Учет изменения формы сетки по высоте обеспечивается модулем AutoGrid5™ через линии входной кромки

Кривизна дна заборной R представляет собой радиус вогнутой дуги профиля при повреждении. При большой кривизне дно заборной является плоскостью. При меньшей кривизне, дно заборной представляет собой окружность (против течения) и приводит к увеличению гидравлических потерь.

Изменение кривизны дна забоины вызывает изменение качества функционирования поврежденного компрессора, в частности, уменьшение запаса газодинамической устойчивости вследствие изменения характера обтекания воздушным потоком поврежденных лопаток.

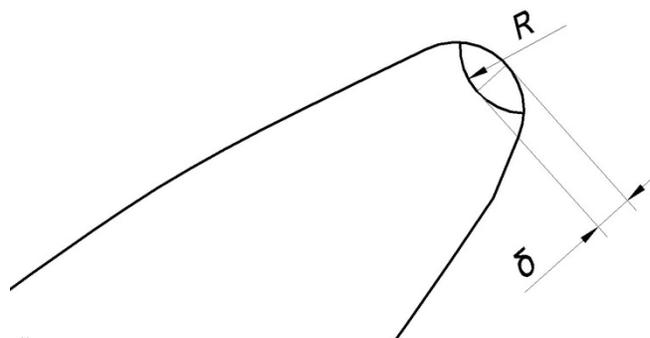


Рис.3.9. Схема конфигурации забоины с радиусом кривизны R

Для реальных конструкций лопаток компрессора, в случае их повреждения в виде забоины, радиус кривизны дна забоины изменяется от 0 до $R = \infty$ (дно забоины представляет собой плоскость), (рис. 3.9). Для забоины, когда $\delta = 5,0$ мм в среднем сечении лопатки рабочего колеса первой ступени КНД ТРДД из-за особенности профиля, значения кривизны $R = 0; 0,5$ мм не существуют и при $R = 4$ мм дно можно рассматривать как плоскость. Поэтому расчеты проведены для значений кривизны $R = 1, 2, 3, 4$ мм. Такое изменение кривизны дна забоины отражается на характере изменения запаса газодинамической устойчивости (рис. 3.10).

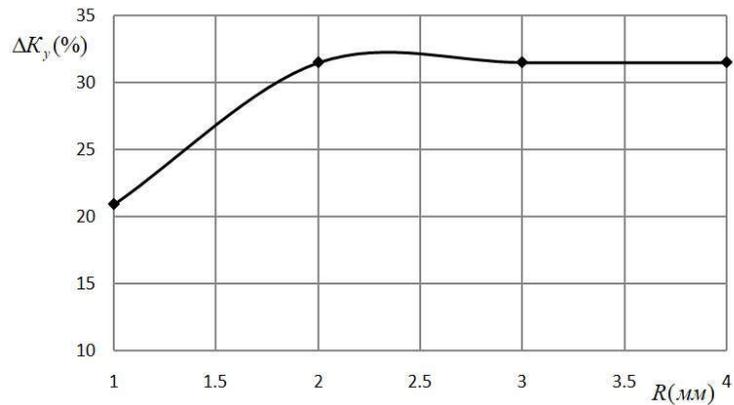


Рис. 3.10. Изменение ΔK_y КНД в зависимости от кривизны дна забоины в среднем сечении лопатки рабочего колеса первой ступени КНД ($\delta = 5,0$ мм, режим работы: $n=80\%$, количество поврежденных лопаток на рабочем колесе - 14)

3.7. Построение модели поврежденной лопатки

Если лопатка КНД повреждена в виде забоины, то модель поврежденных лопаток строится с учетом уменьшения хорды лопаток КНД в зависимости от формы и уровня повреждения (рис. 3.11). Трехмерная геометрия лопатки построена по поперечным сечениям, включая поврежденные и неповрежденные сечения, так что форма лопатки похожа на реальную при её повреждении.

3.8. Построение сетки с учетом уровня повреждения лопаток КНД

Учет уровня повреждения лопаток (рис. 3.11), при построении сетки, проводится в соответствии с моделью поврежденной лопатки.

При уменьшении хорды лопаток появляется разница между структурами сетки в поврежденной и неповрежденной зонах (рис. 3.6). В окне «от лопатки к лопатке» (View B2B) контрольная точка сетки в поврежденной зоне перемещается к середине забоины.

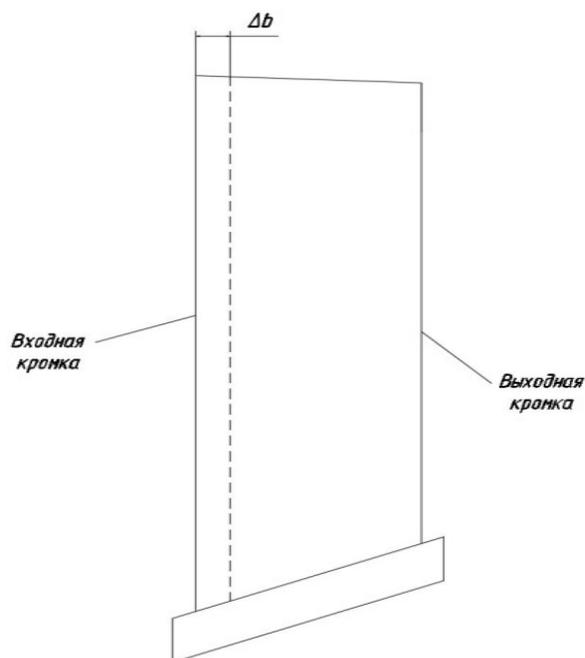


Рис. 3.11. Модель поврежденной лопатки в виде забоины на входной кромке лопатки

3.9. Построение сетки с учетом количества поврежденных лопаток в рабочем колесе КНД

Построение сетки, учитывающей количество поврежденных лопаток в рабочем колесе, проводится аналогично методике, изложенной в пункте 3.6. Т.е. сетка строится в зависимости от вариантов секторов:

- 28 секторов. В каждом секторе одна неповрежденная лопатка если количество поврежденных лопаток равно 0.

- 4 сектора. В каждом секторе представлена только одна поврежденная лопатка, если количество поврежденных лопаток равно 4.

- 7 секторов. В каждом секторе повреждена только одна лопатка если количество поврежденных лопаток равно 7.

- 14 секторов. В каждом секторе повреждена только одна лопатка если количество поврежденных лопаток равно 14.

- 28 секторов. В каждом секторе одна поврежденная лопатка, если количество поврежденных лопаток равно 28.

3.10. Построение сетки с учетом вида расположения поврежденных лопаток в рабочем колесе КНД

Если количество поврежденных лопаток равно 14 и каждая поврежденная лопатка расположена между двумя неповрежденными лопатками, то сетка строится по варианту 14 секторов. В каждом секторе представляется одна поврежденная лопатка и одна неповрежденная лопатка.

Если число поврежденных лопаток равно 14 с последовательным расположением двух поврежденных лопаток между двумя неповрежденными лопатками (рис. 3.12), то сетка строится по варианту 7 секторов. В каждом секторе представлены две поврежденные и две неповрежденные лопатки в определенном порядке (рис. 3.12).

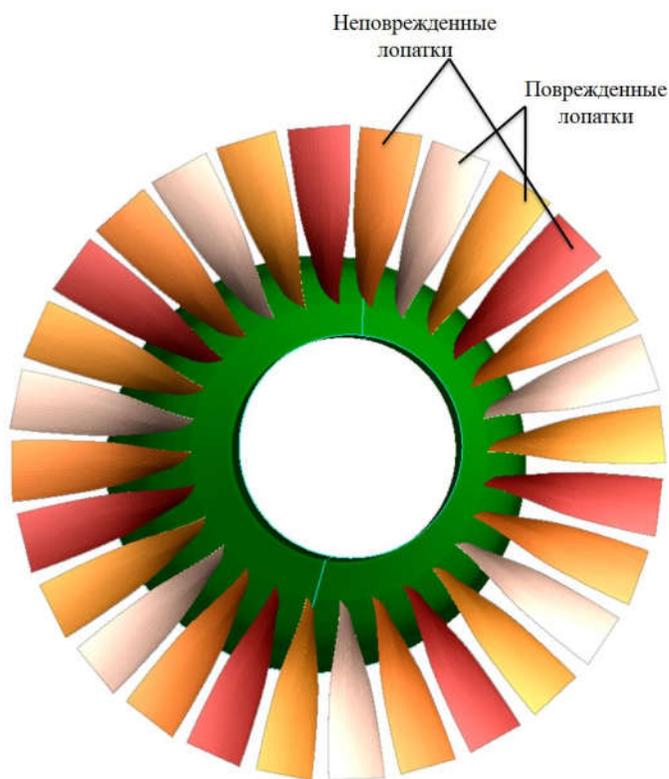


Рис. 3.12. Рабочее колесо КНД с двумя последовательными поврежденными лопатками

3.11. Построение сетки с учетом изменения (уменьшения) хорды профиля лопатки, угла атаки β_1 и высоты межлопаточного канала

Повреждение лопатки в виде забоины (рис. 3.13) приводит к уменьшению хорды профиля, изменению угла атаки и высоты канала на входе (рис.3.13).

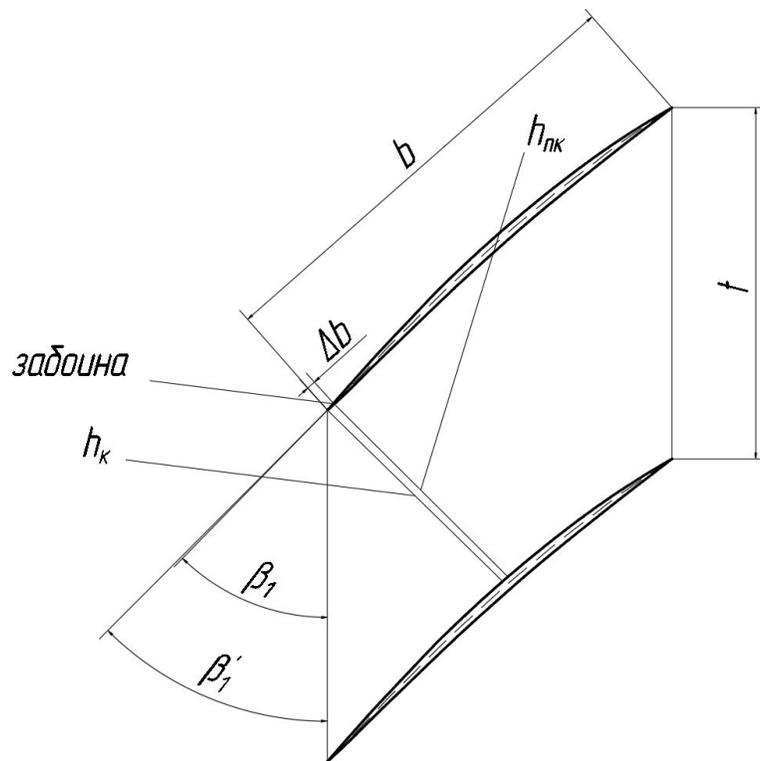


Рис. 3.13. Схема изменения высоты межлопаточного канала в случае овреждения рабочей лопатки компрессора в виде забоины на входной кромке лопатки

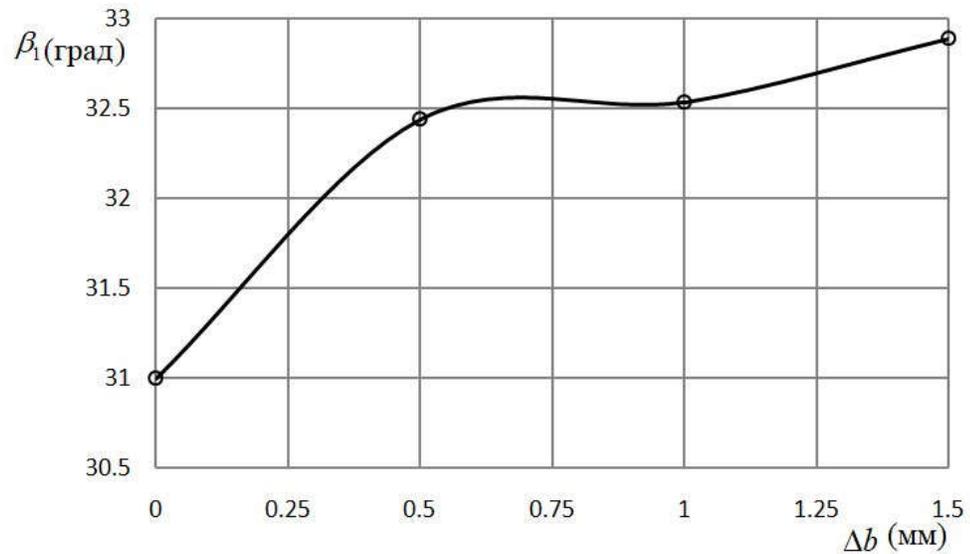


Рис. 3.14. Изменения угла атаки в периферийном сечении лопатки в зависимости от уровня повреждения Δb (режим работы - $n=100\%$)

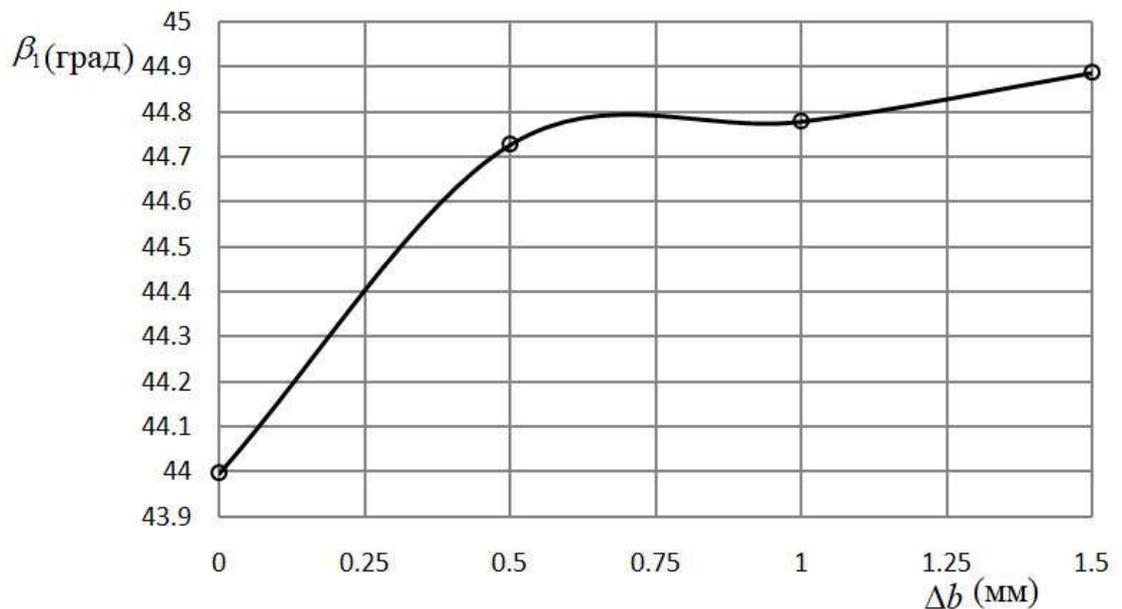


Рис. 3.15. Изменения угла атаки в среднем сечении лопатки в зависимости от уровня повреждения Δb (режим работы - $n=100\%$)

Если принимается допущение, что относительная скорость W_1 на входе в межлопаточный канал поврежденной ступени в виде забоины уменьшается пропорционально изменению высоты межлопаточного канала ($h_{пк} / h_k$) на

входе, т.е. $W_{1п} = (h_k / h_{пк})W_1$, то расходная составляющая скорости перед колесом в межлопаточном канале между i -м и $i+1$ -м сечениями лопатки, в случае ее повреждения определяется соотношением:

$$\Delta c_{1a} = c_{1a} - \sqrt{\left(\frac{h_k}{h_{пк}}W_1\right)^2 - u^2},$$

где $c_{1ап} = \sqrt{W_{1п}^2 - u^2}$; u - окружная скорость в рассматриваемом сечении поврежденной лопатки.

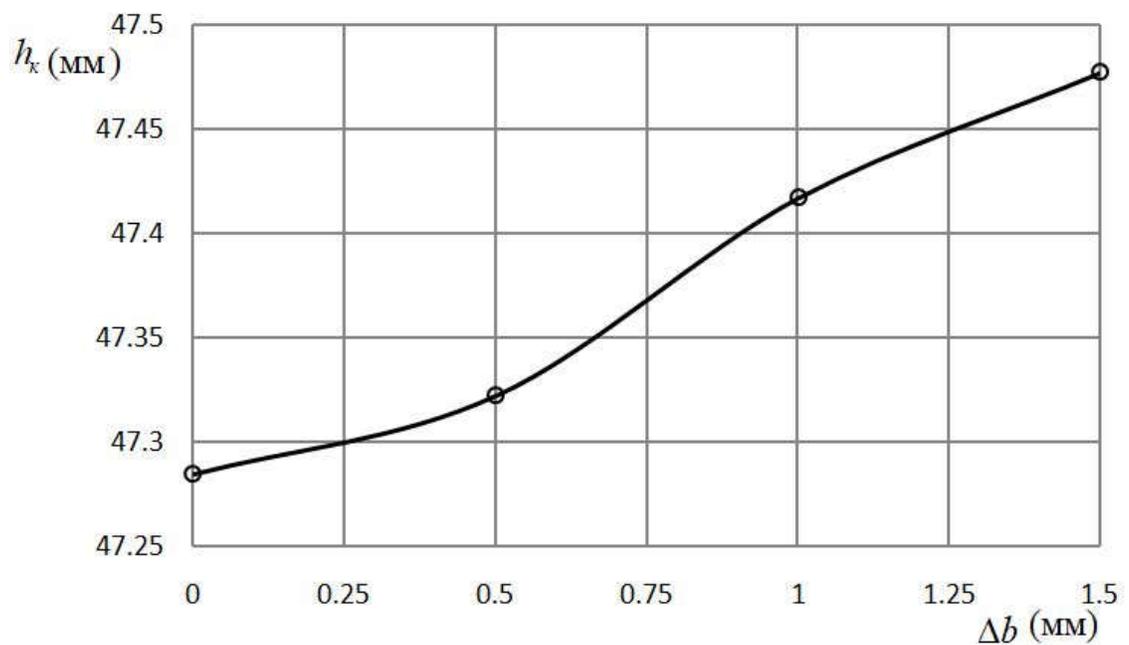


Рис. 3.16. Изменения высоты межлопаточного канала в периферийном сечении лопатки в зависимости от уровня повреждения Δb (режим работы - $n=100\%$)

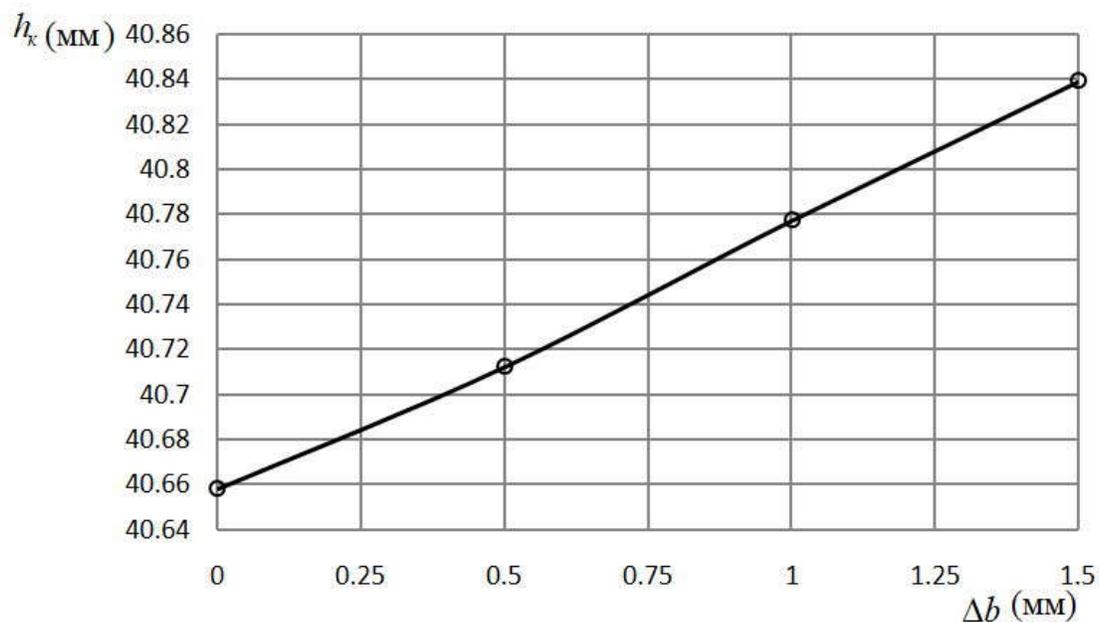


Рис. 3.17. Изменения высоты межлопаточного канала в среднем сечении лопатки в зависимости от уровня повреждения Δb (режим работы - $n=100\%$)

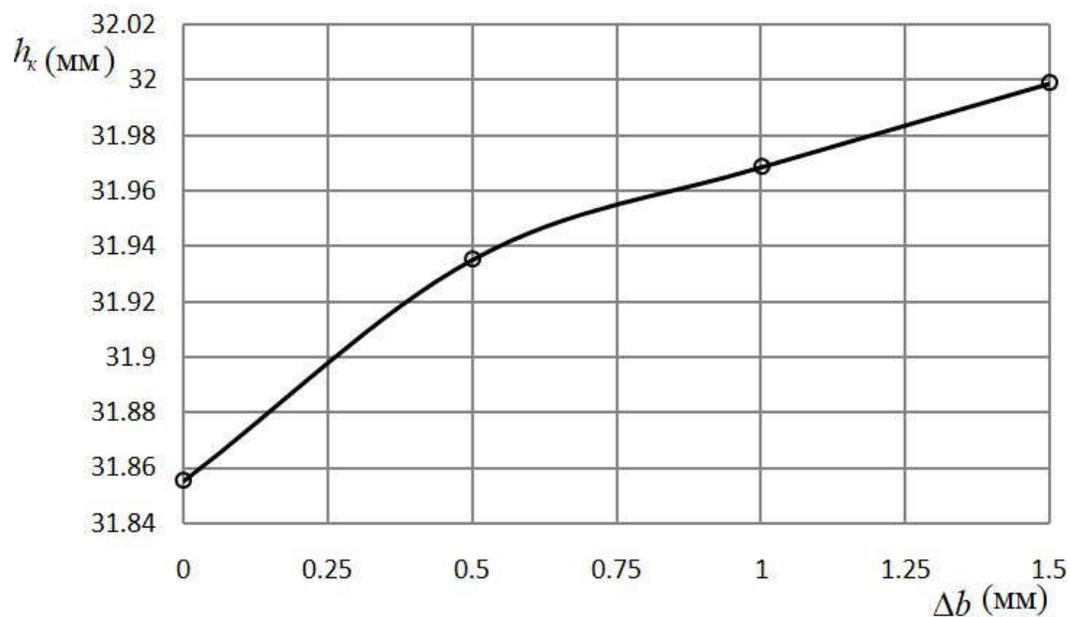


Рис. 3.18. Изменения высоты межлопаточного канала в корневом сечении лопатки в зависимости от Δb (режим работы - $n=100\%$)

При построении сетки с учетом уменьшения хорды профиля лопатки, угла атаки и высоты межлопаточного канала, аналогично пункту 3.6.

контрольная точка в окне «от лопатки к лопатке» (View B2B) располагается в середине заборины (рис. 3.6б) и сетка реструктурируется.

3.12. Оценка характера обтекания профиля поврежденной рабочей лопатки

Для оценки характера обтекания профиля поврежденной рабочей лопатки используются доработанные программы типа CFD-код NUMECA Fine/Turbo. Эти программы позволяют проводить оценку:

характера обтекания профиля поврежденной рабочей лопатки для различных видов эксплуатационных повреждений;

роста гидравлических потерь;

снижения эффективности процессов сжатия в зависимости от вида и уровня повреждений (рис. 3.19) и др.

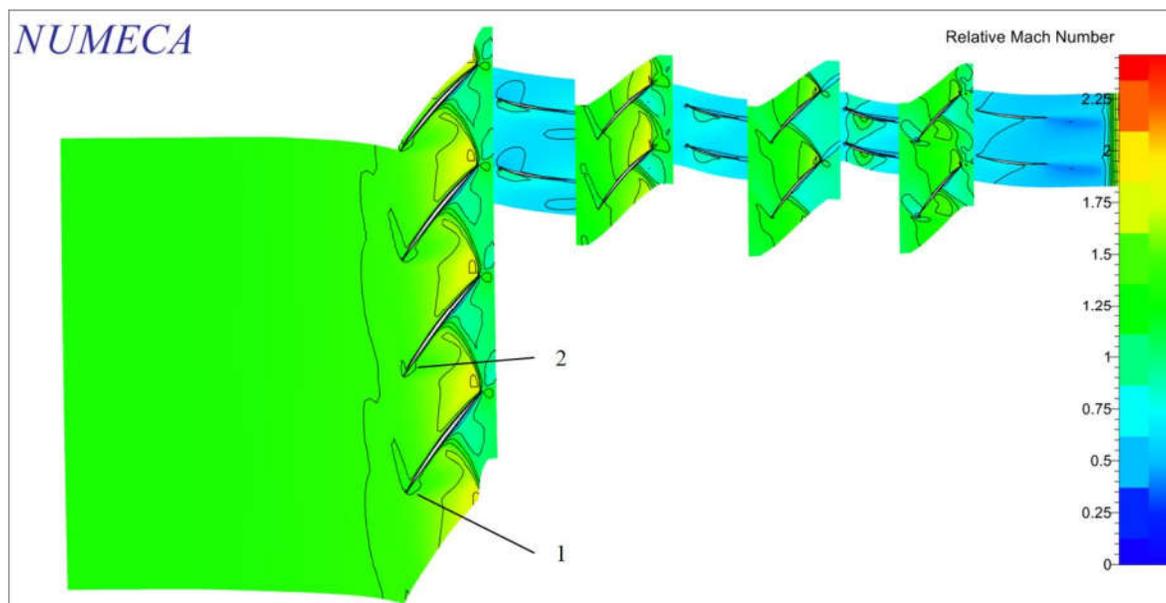


Рис. 3.19. Характер обтекания поврежденных лопаток $\Delta b=1,5\text{мм}$: 1- лопатка с повреждениями в виде заборины; 2- неповрежденная лопатка (режим работы - $n=100\%$)

3.13. Выбор числа ячеек на один лопаточный венец

Выбор числа ячеек на один лопаточный венец проводится с учетом построения сеток для конечных элементов в доменах лопаточных венцов и выполняется с использованием функции Start Row Wizard. Необходимая точность расчетов достигается за счет выбора размеров ячеек (конечных объемов) и учета общих рекомендаций:

- применять сетки с плавными изменениями размеров элементов;
- уменьшать в пристеночной области размеры элементов сетки;

Уменьшение размера расчетного объема позволяет повышать точность расчета.

Учет вышеприведенных требований позволяет построить вентилятор ТРДД, для трехмерной сетки, с конечным числом ячеек лопаточных венцов КНД (табл. 3.3) и числом ячеек сетки КНД до 5530063 элементов.

Таблица 3.3

Количество ячеек сетки элементов КНД

	PK1	PK2	PK3	PK4	HA1	HA2	HA3	HA4
число ячеек	1356960	635153	611829	645665	595935	564927	567663	551931

3.14. Построение расчетной модели исходного неповрежденного компрессора для исследования влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора ГТД

Расчетная модель исходного неповрежденного компрессора низкого давления строится на основании данных КНД ТРДД (рис. 3.1, таблица 3.1), характеристика компрессора рассчитывается с использованием доработанных программ типа CFD-код NUMECA Fine/Turbo. Сравнение характеристики расчетной модели исходного неповрежденного компрессора с

характеристиками, полученными экспериментальным методом [29] на КНД двигателя РД-33 показано на рис. 3.20. На основе этой расчетной модели вместе с данными о снижении конструктивной прочности лопаток компрессора ТРД из-за их эксплуатационных повреждений были проведены расчеты для выяснения влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на качество функционирования компрессора.

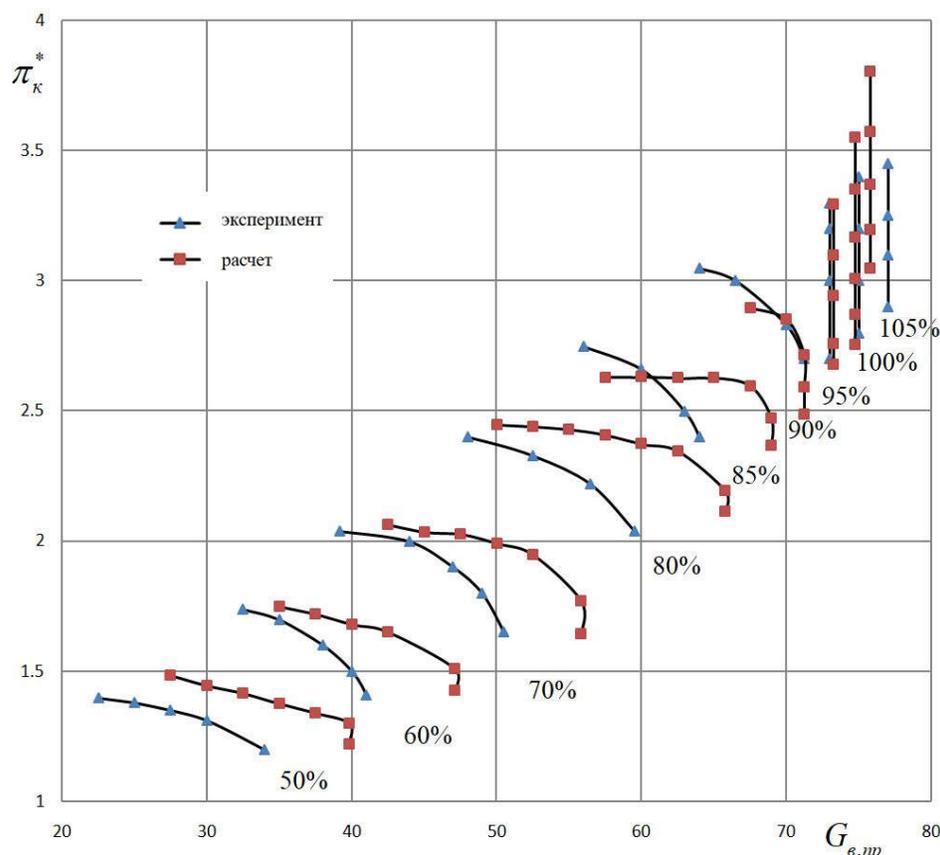


Рис. 3.20. Характеристики расчетной модели исходного неповрежденного КНД ТРДДФ [29]

3.15. Оценка изменения значений параметров поврежденного компрессора и ГТД

Использование разработанной методики позволяет провести оценку изменения значений всех параметров поврежденного компрессора и ГТД, с учетом особенностей повреждения двигателя и КНД, в частности: 1. Уточнить

закономерности влияния видов эксплуатационных повреждений лопаток КНД, необходимые для построения расчетной модели поврежденного компрессора. 2. Построить сетки поврежденного компрессора, учитывающие характер повреждения, а также характеристики компрессора. 3. Оценить надежность поврежденного ГТД. 4. Выявить опасные режимы работы поврежденного двигателя. 5. Оценить степень снижения запаса газодинамической устойчивости поврежденного КНД при работе в разных режимах (рис. 3.21-3.30).

Результаты применения методики на прототипе ТРДД

Анализ данных численного моделирования эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРДД в виде забоины на входной кромке лопатки (рис. 3.21 - 3.30) показывает следующее:

изменяются площади проходных сечений в межлопаточных каналах. В каналах, примыкающих к каналам с поврежденными лопатками, расход воздуха увеличивается, если углы атаки возрастают. Если углы атаки уменьшаются, то расход воздуха уменьшается. Возникает вращающийся срыв, который приводит к снижению газодинамической устойчивости всего лопаточного венца [51];

возникает неравномерность полей скоростей и давлений в радиальном и окружном направлениях за рабочим колесом и за направляющим аппаратом;

изменение угла атаки β_1 и высоты межлопаточного канала h_k приводят к изменению хорды лопаток на величину Δb , что способствует изменению местных значений π^* и КПД (рис. 3.21, 3.22, 3.26, 3.27, 3.28, 3.29, 3.30);

уменьшается диапазон устойчивой работы ступени компрессора и компрессора в целом (рис. 3.23). Значение ΔK_y уменьшается с ростом уровня повреждения, характеризуемый значением Δb (рис. 3.23). Максимальное снижение запаса газодинамической устойчивости регистрируется на определенном режиме ($n_{np} = 80\%$ и $n_{np} = 85\%$, когда повреждения рабочих лопаток компрессора КНД представляются в виде забоины треугольной формы

на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, а количество поврежденных лопаток равно 14 (рис. 3.24, 3.25));

с увеличением уровня повреждения возрастает интенсивность турбулизации в пограничном слое, что приводит к уменьшению запаса газодинамической устойчивости на всех режимах работы КНД.

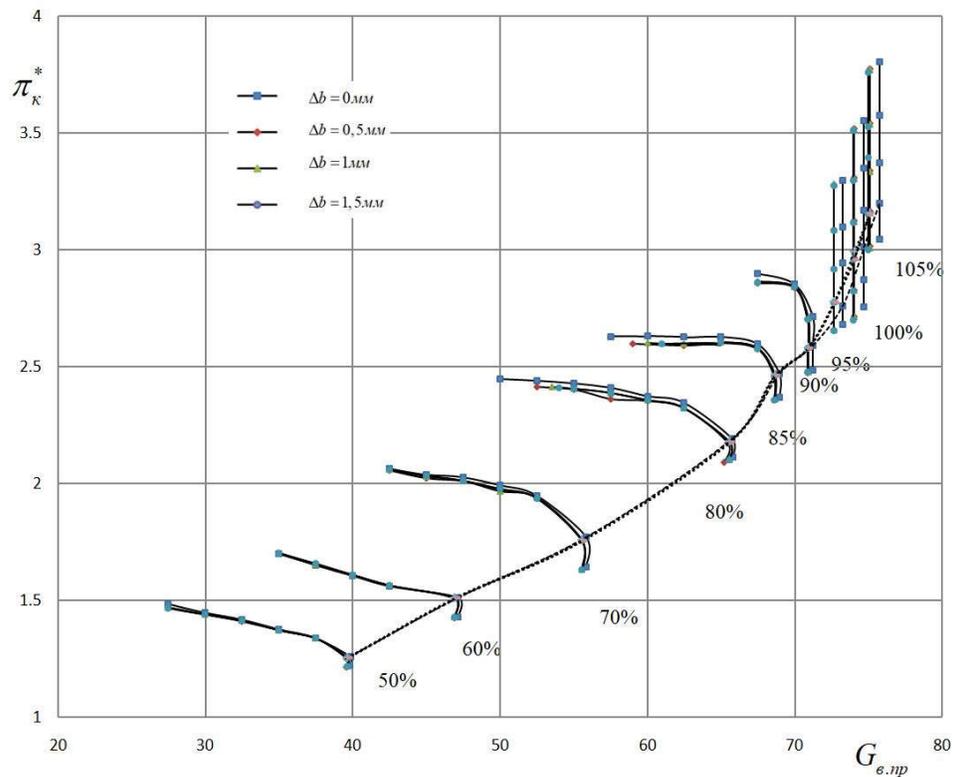


Рис. 3.21. Изменение положения напорных кривых компрессора в зависимости от повреждений лопаток рабочего колеса первой ступени КНД, в виде забоины (забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

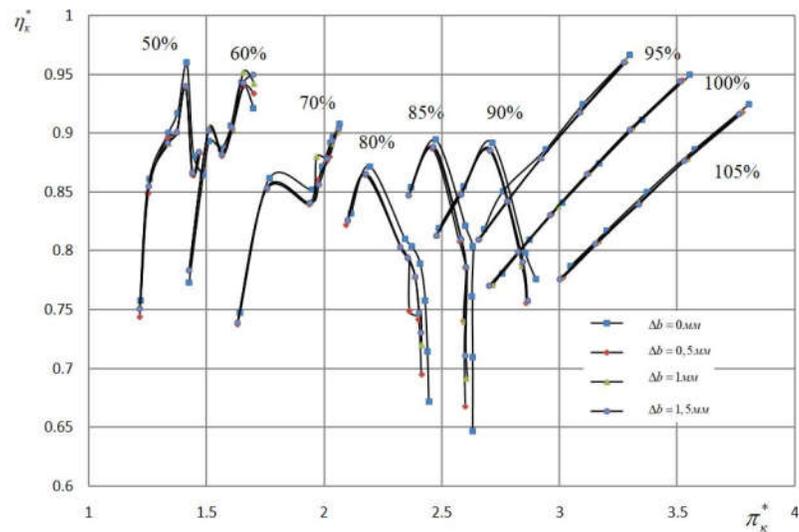


Рис. 3.22. Изменение значений КПД компрессора в зависимости от режима работы, уровня повреждения лопаток рабочего колеса первой ступени КНД, в виде забоины (забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

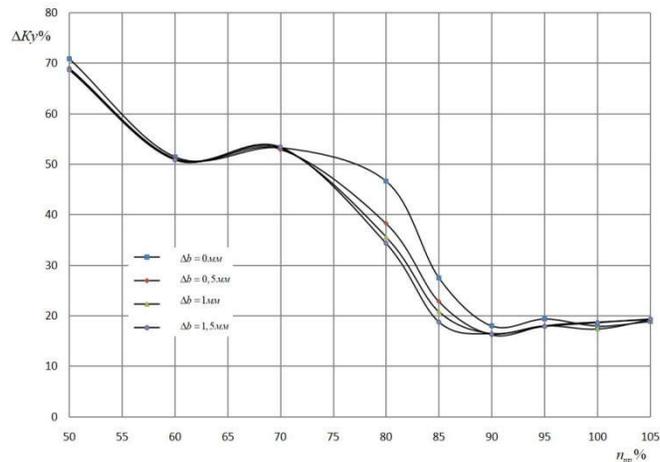


Рис. 3.23. Изменение запаса газодинамической устойчивости компрессора в зависимости от уровня их повреждения в виде забоины на входной кромке треугольной формы на высоте среднего сечения лопатки рабочего колеса первой ступени КНД (забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14).

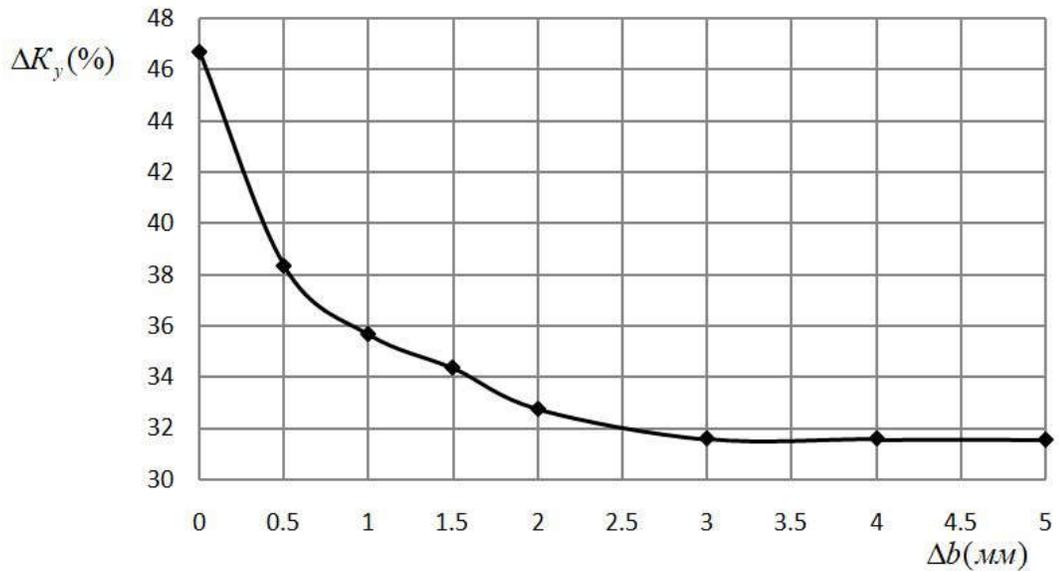


Рис. 3.24. Изменение ΔK_y в зависимости от уровня повреждения (режим работы - $n=80\%$, забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

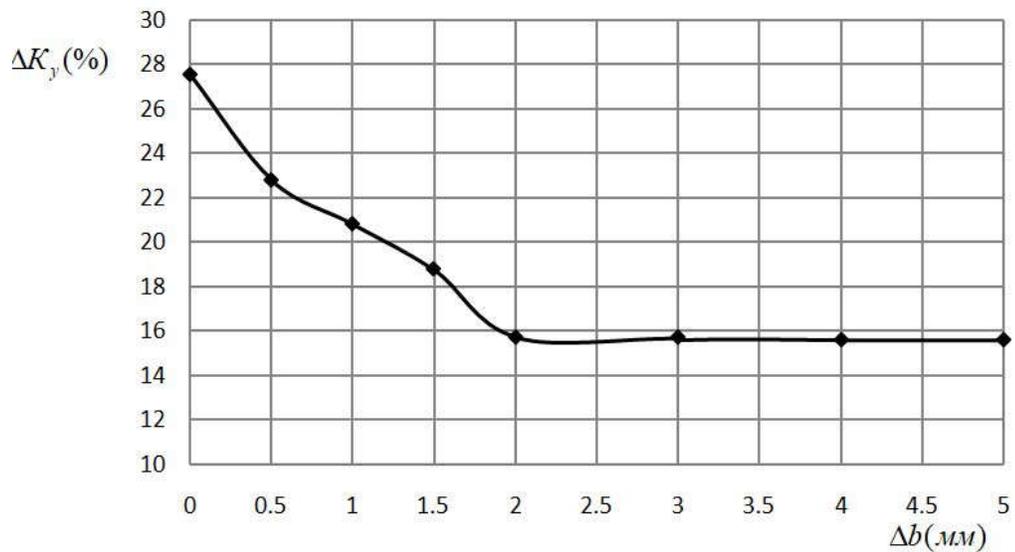


Рис. 3.25. Изменение ΔK_y в зависимости от уровня повреждения (режим работы - $n=85\%$, забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

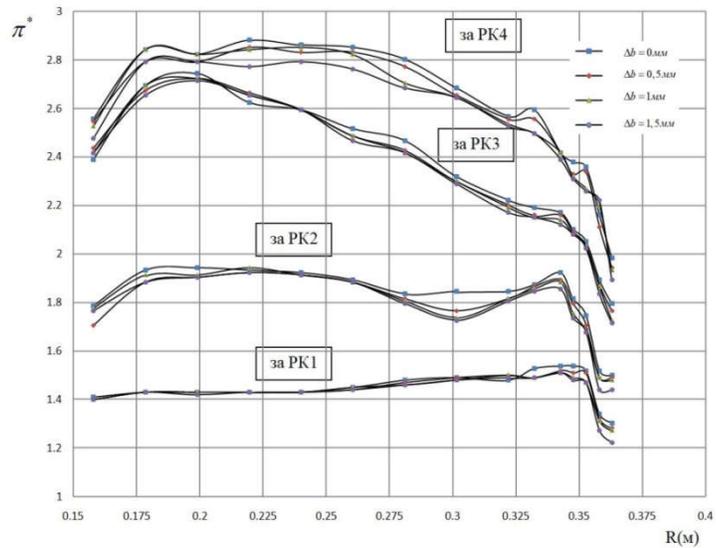


Рис. 3.26. Распределение значения π^* КНД по радиусу за рабочими лопатками (режим работы - $n_{np} = 100\%$, забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

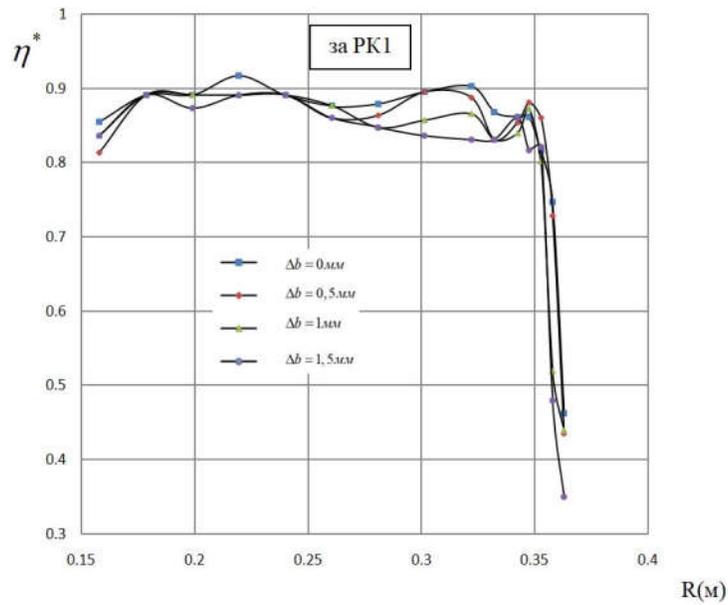


Рис. 3.27. Распределение значений КПД КНД по радиусу за РК первой ступени (режим работы - $n_{np} = 100\%$, забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

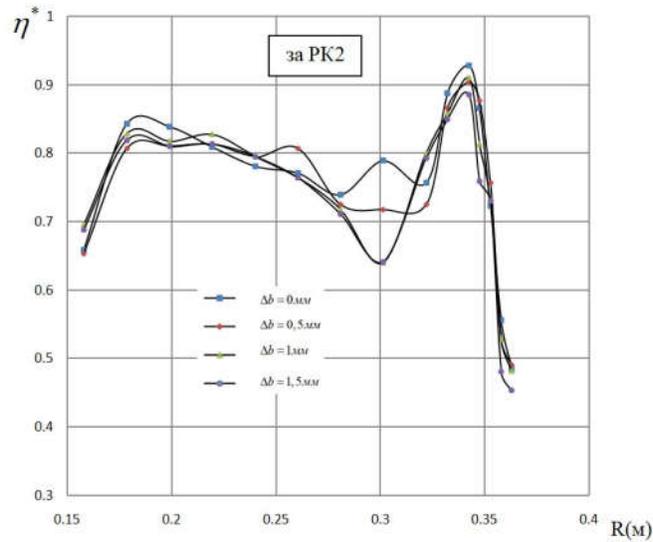


Рис. 3.28. Распределение значений КПД КНД по радиусу за РК второй ступени (режим работы - $n_{np} = 100\%$, забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

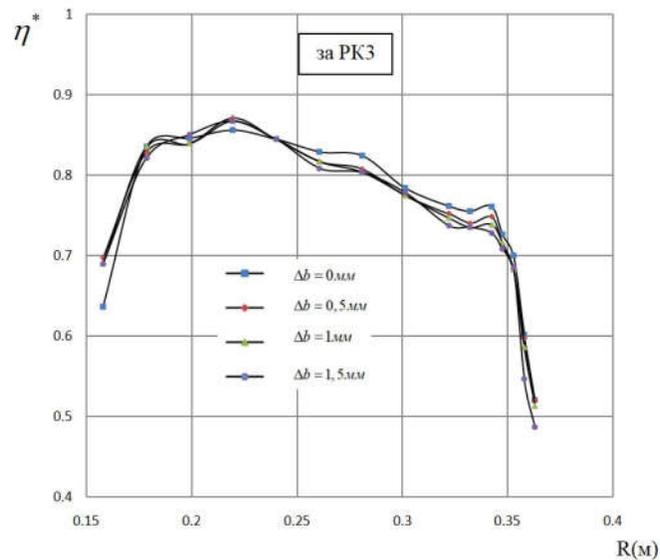


Рис. 3.29. Распределение значений КПД КНД по радиусу за РК третьей ступени (режим работы - $n_{np} = 100\%$, забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

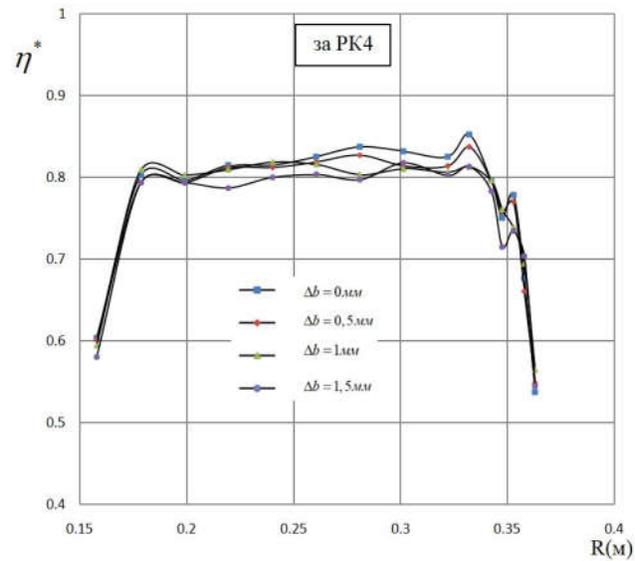


Рис. 3.30. Распределение значений КПД КНД по радиусу за РК четвертой ступени (режим работы - $n_{np} = 100\%$, забоина треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки, количество поврежденных лопаток равно 14)

Выводы по главе 3

I. Доработанный коммерческий программный продукт NUMECA Fine/Turbo позволяет:

- уточнить закономерность влияния различных видов и уровня эксплуатационных повреждений лопаток КНД на характеристики поврежденного компрессора, как лопаточной машины.

- оценить уровень и вид повреждения, влияющих на характер изменения местных значений π^* , КПД и запаса газодинамической устойчивости на всех рабочих режимах.

- оценить надежность ГТД;

- выявить опасные режимы работы поврежденного двигателя;

- оценить степень снижения запаса газодинамической устойчивости поврежденного КНД при работе в системе двигателя;

- рассчитать характеристику КНД с учетом уровня и вида повреждения;

- выявить изменения параметров КНД и ТРД в зависимости от уровня и вида повреждения.

II. Доработанный коммерческий программный продукт NUMECA Fine/Turbo может быть использован для различных типов ГТД. В частности, исследование с применением разработанного метода численного моделирования влияния эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРДД в виде забоины на входной кромке лопатки позволило установить следующее:

в каналах, примыкающих к каналам с поврежденными лопатками, расход воздуха увеличивается если углы атаки возрастают. Если углы атаки уменьшаются, то расход воздуха уменьшается. Возникает вращающийся срыв, который приводит к снижению газодинамической устойчивости всего лопаточного венца;

за рабочим колесом и за направляющим аппаратом в радиальном и окружном направлениях возникает неравномерность полей скоростей и давлений;

изменяются угол атаки, высота межлопаточного канала, длина хорды и др. Изменение хорды лопаток приводит к изменению местных значений π^* и КПД; уменьшается диапазон устойчивой работы ступени компрессора и компрессора в целом. Значение ΔK_y уменьшается с ростом уровня повреждения - Δb . Максимальное снижение запаса газодинамической устойчивости регистрируется на определенном режиме ($n=80\%$, и $n=85\%$), если повреждения рабочих лопаток КНД представляются в виде забоины треугольной формы на входной кромке на высоте среднего сечения лопатки в случае повреждения 14 лопаток. Повреждение лопаток КНД ТРДД (уровень повреждения равен $\Delta b = 1,5$ мм) приводит к уменьшению запаса газодинамической устойчивости КНД на режимах $n_{пр} = 80\%$, 85% на величину $26,4\%$ и $31,8\%$;

с увеличением уровня повреждения возрастает интенсивность турбулизации пограничного слоя, что приводит к уменьшению запаса газодинамической устойчивости на всех режимах работы КНД;

увеличение количества поврежденных лопаток приводит к снижению запаса газодинамической устойчивости компрессора, на режимах $n=80\%$ и $n=85\%$ на $32,4\%$ и $48,75\%$ (количество поврежденных лопаток равно 28).;

при последовательном расположении поврежденных лопаток в рабочем колесе КНД газодинамическая устойчивость компрессора уменьшается в меньшей степени по сравнению с непоследовательным расположением поврежденных лопаток. Изменения происходят за счет возрастания интенсивности турбулизации в пограничном слое.

- и т.д.

ГЛАВА 4. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВРЕЖДЕННОГО ТРДД ОТ ДЕЙСТВИЯ ЭП В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ, С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗРАБОТАННОЙ «МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД», И РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ УМЕНЬШЕНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ТРДД ОТ ДЕЙСТВИЯ ЭП В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ.

Повреждение лопатки компрессора посторонними предметами (ПП) или птицей в условиях эксплуатации приводит к изменению конфигурации их профиля и снижению конструктивной прочности. Под действием эксплуатационных факторов на входной кромке лопаток рабочего колеса первой ступени КНД возникают забоины с разными геометриями, уровнями повреждений (размерами) и расположениями. Исследование влияния различных видов забоин от поражающего воздействия эксплуатационных факторов на качество функционирования компрессора позволяет дать рекомендации по вредному влиянию различных типов повреждений в процессе эксплуатации.

Основные виды повреждений лопаток компрессоров в процессе эксплуатации двигателей показаны на рис. 4.1.

По классификации климат Вьетнама в зоне тропиков и субтропиков. Эксплуатационные условия в этой зоне характеризуются высокой положительной температурой атмосферного воздуха, повышенной влажностью, и высокой концентрацией песка и пыли. При эксплуатации ГТД в таких условиях одной из причин ухудшения параметров является эрозионный износ лопаток компрессора. Пылевая эрозия – это явление, при котором твердые частицы, ударяясь со стеной, вызывают серьезные механические повреждения

поверхности стены. Это явление представляет собой сложная функция физических свойств разрушаемого материала, материала частиц, их размеров, угла соударения и скорости. С другой стороны, авиационные двигатели, работающие в среде с твердыми частицами, подвержены, особенно сильно поврежден компрессор [29, 24, 41, 73, 76, 78, 79, 88, 89, 90]. Пылевая эрозия проявляется в виде изменения геометрических параметров профилей лопаток компрессора, ухудшения состояния их поверхностей, а также приводит к увеличению радиальных зазоров.

В некоторых случаях эксплуатации могут возникнуть следующие явления: состояния от забоины и эрозии можно складывать, то это возможно действует «закон суперпозиций». До сих пор отсутствуют данные о совместном влиянии эрозии и забоины на характеристики компрессора как лопаточной машины. Применение «методики» позволяет исследование влияния эксплуатационных повреждений на качество функционирования компрессора ТРДД.

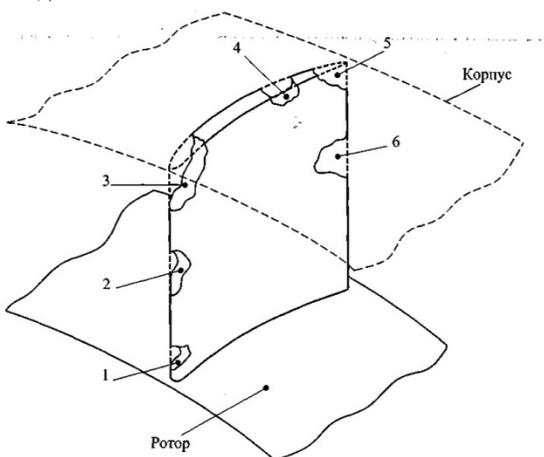


Рис. 4.1. Основные виды повреждений лопаток компрессоров двигателей
 1- повреждение входной кромки в корневой части лопатки; 2- повреждение входной кромки лопатки; 3- повреждение входной кромки на периферии лопатки; 4- повреждение торца лопатки; 5- повреждение выходной кромки на периферии лопатки; 6- повреждение выходной кромки лопатки.

4.1. Исследование влияния уровня повреждений лопатки в рабочем колесе первой ступени на качество функционирование КНД

В качестве исходной поврежденной лопатки рабочего колеса первой ступени КНД используется лопатка с эластической треугольной забоиной в высоте $\frac{h}{2}$ (где h - высота лопатки). Модель поврежденной лопатки в виде треугольной забоины в высоте $\frac{h}{2}$ показана на рис. 4.2.

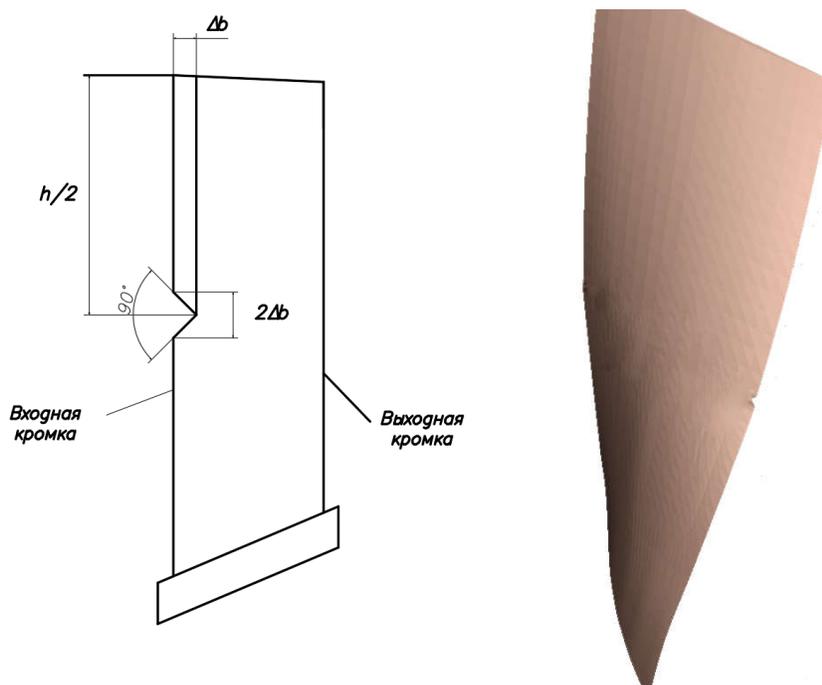


Рис. 4.2. Модель поврежденной лопатки в виде треугольной забоины.

В данном расчете проведены расчеты для значений уменьшения длины хорда лопаток рабочего колеса первой ступени: $\Delta b = 0; 0,5; 1; 1,5$ мм при повреждении в виде треугольной забоины в высоте $\frac{h}{2}$. Считаем что между двумя неповрежденными лопатками существует одна поврежденная лопатка со значением уменьшения длины хорда. Расположение поврежденных лопаток показано на рис.4.3.

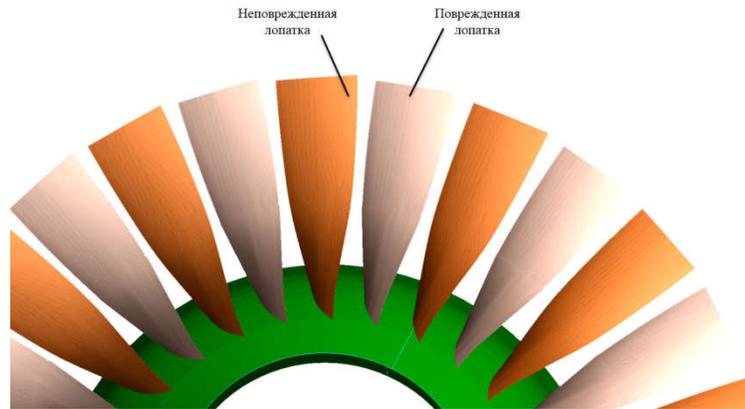


Рис.4.3. Расположение поврежденных лопаток первой ступени

Расчетная сетка при решении задачи определения характеристик вентилятора строилась с использованием модуля AutoGrid5 коммерческого программного продукта NUMECA Fine/Turbo, этот модуль позволил автоматически формировать расчетную сетку по типовому шаблону для любой геометрии лопаточного венца. На рис. 4.4. а, б, в показаны расчетные сетки для рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД в модуле AutoGrid5.

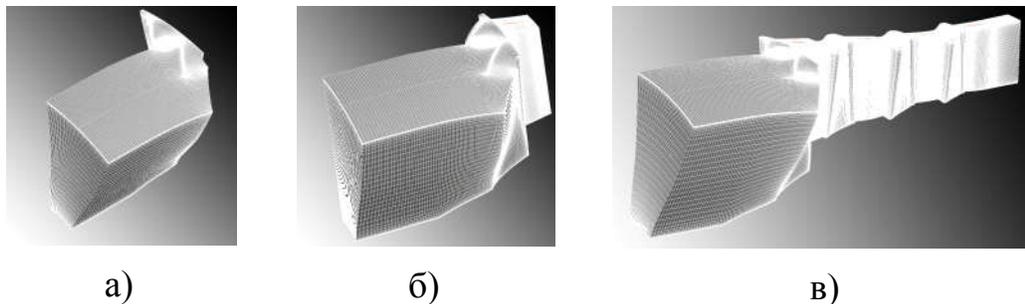


Рис 4.4. Расчетные сетки для исследования влияния уровня повреждения на характеристики: а - рабочего колеса первой ступени; б - первой ступени; в - КНД.

Сумма числа ячеек сетки рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД- 1356960, 1952895, 5530063.

Расчеты проводились с использованием однопараметрической модели турбулентности Spalart-Allmaras. Результаты расчетов характеристик рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД для значений уменьшения длины

хорда лопаток $\Delta b = 0; 0,5; 1; 1,5$ мм представлены на рис. 4.5, 4.6, 4.7, 4.8, 4.9, 4.10.

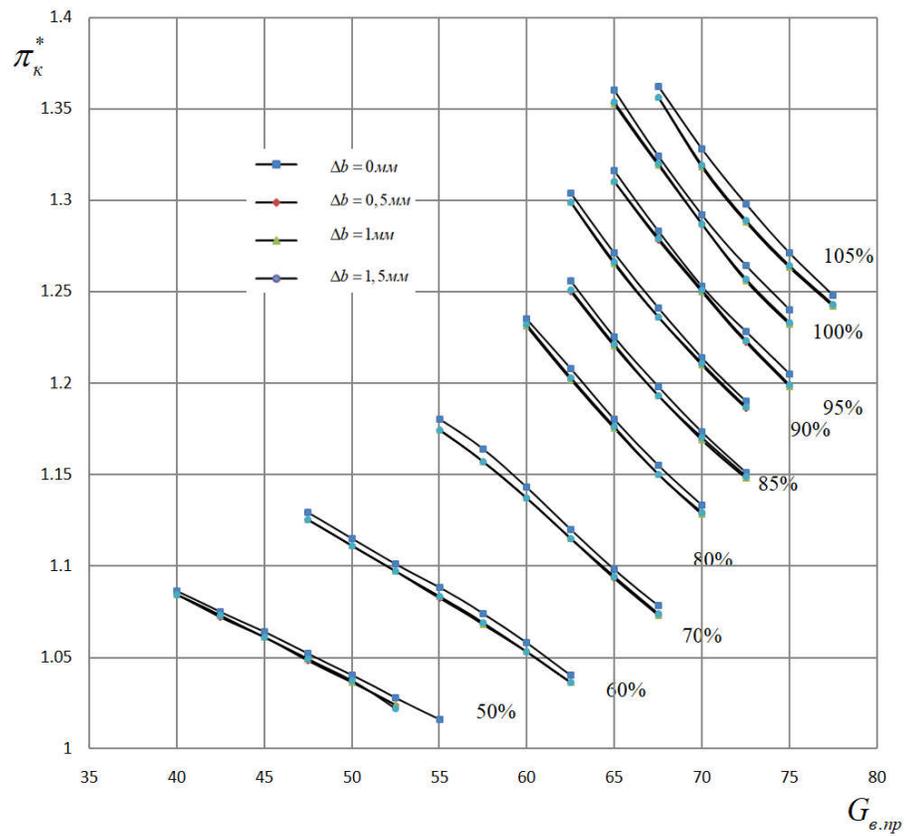


Рис. 4.5. Влияние уровня повреждения лопаток на положение напорных кривых рабочего колеса первой ступени.

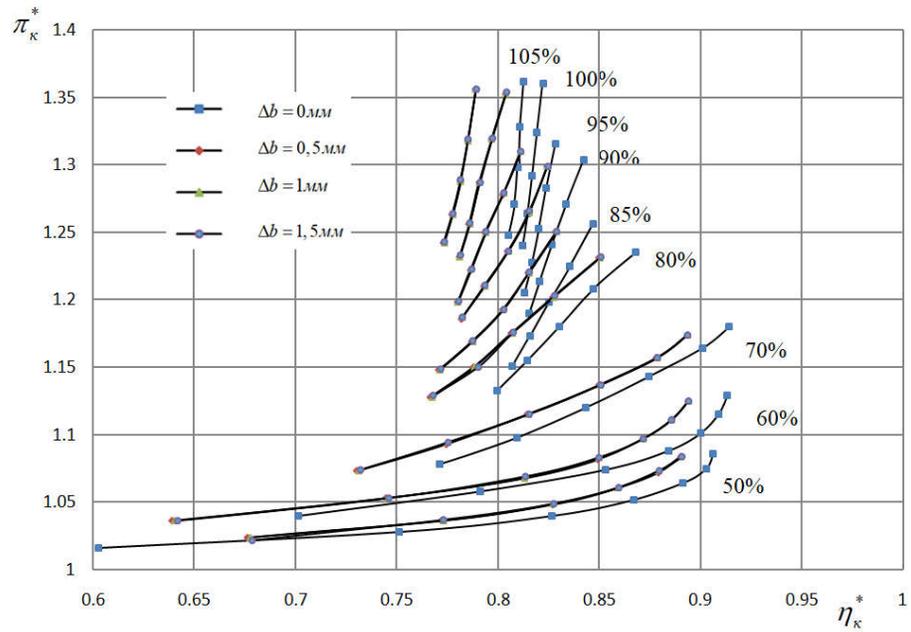


Рис. 4.6. Влияние уровня повреждения лопаток на КПД рабочего колеса первой ступени.

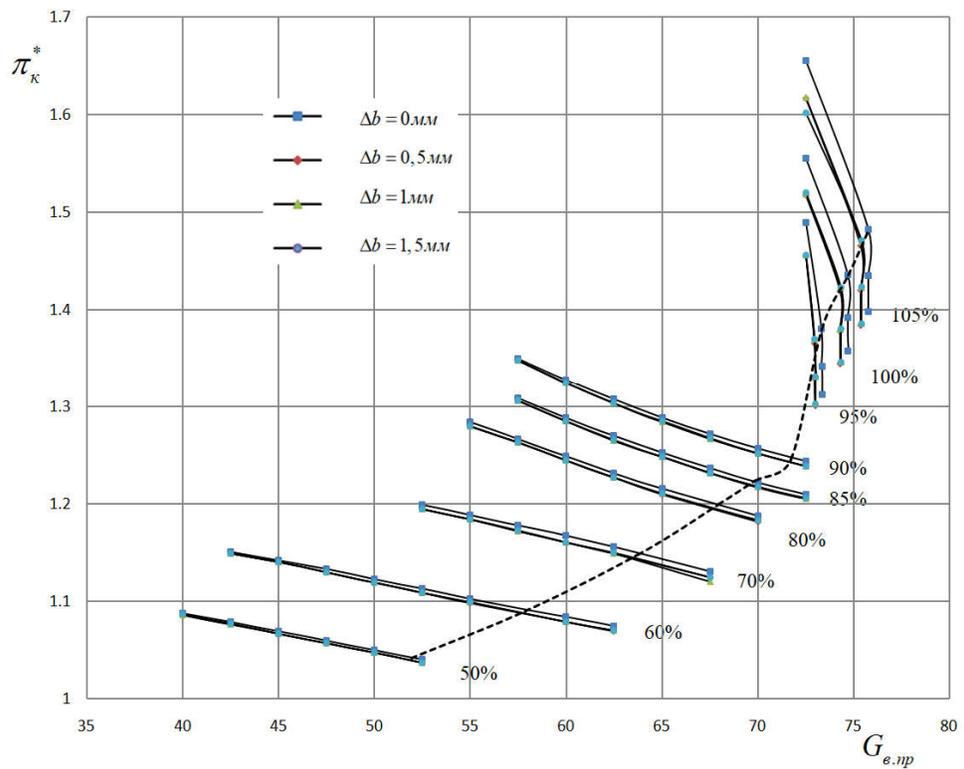


Рис. 4.7. Влияние уровня повреждения лопаток на положение напорных кривых первой ступени.

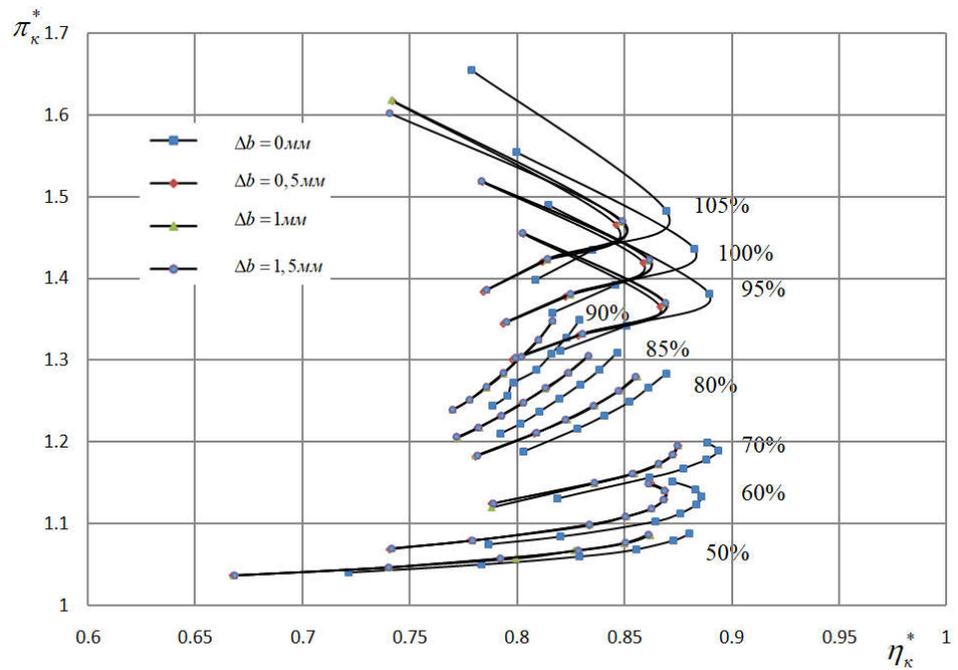


Рис. 4.8. Влияние уровня повреждения лопаток на КПД первой ступени.

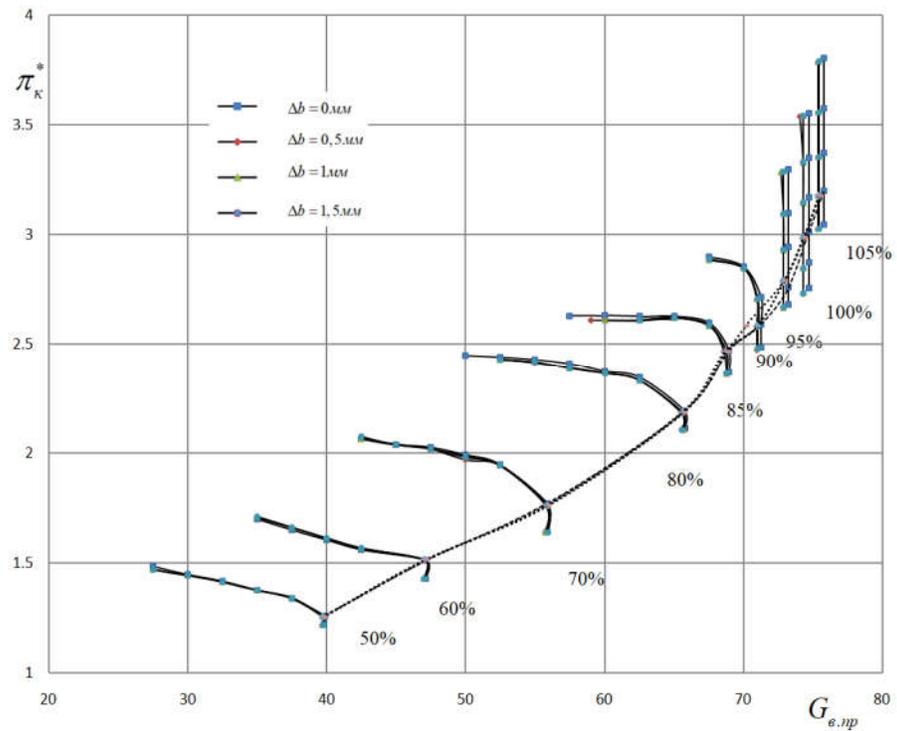


Рис. 4.9. Влияние уровня повреждения лопаток на положение напорных кривых КНД.

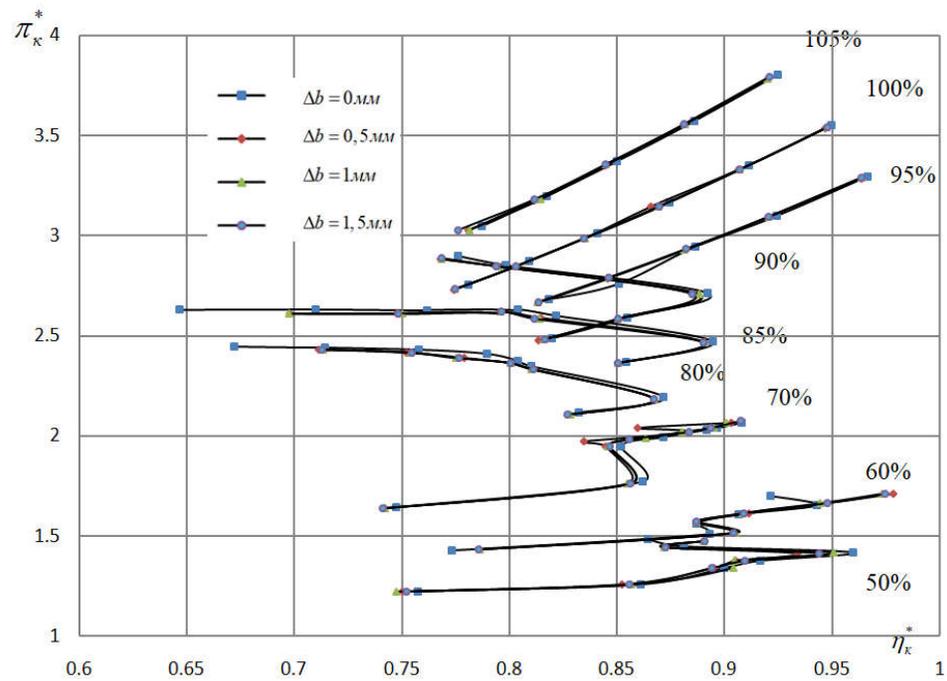


Рис.4.10. Влияние уровня повреждения лопаток на КПД КНД.

Видно, что повреждения в виде треугольной забоины в высоте $\frac{h}{2}$ лопаток колеса первой ступени при попавших в двигатель ПП или птицы приводят к уменьшению значений $\pi_{к}^*$, $\eta_{к}^*$, $G_{в.пр}$ рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД на всех режимах.

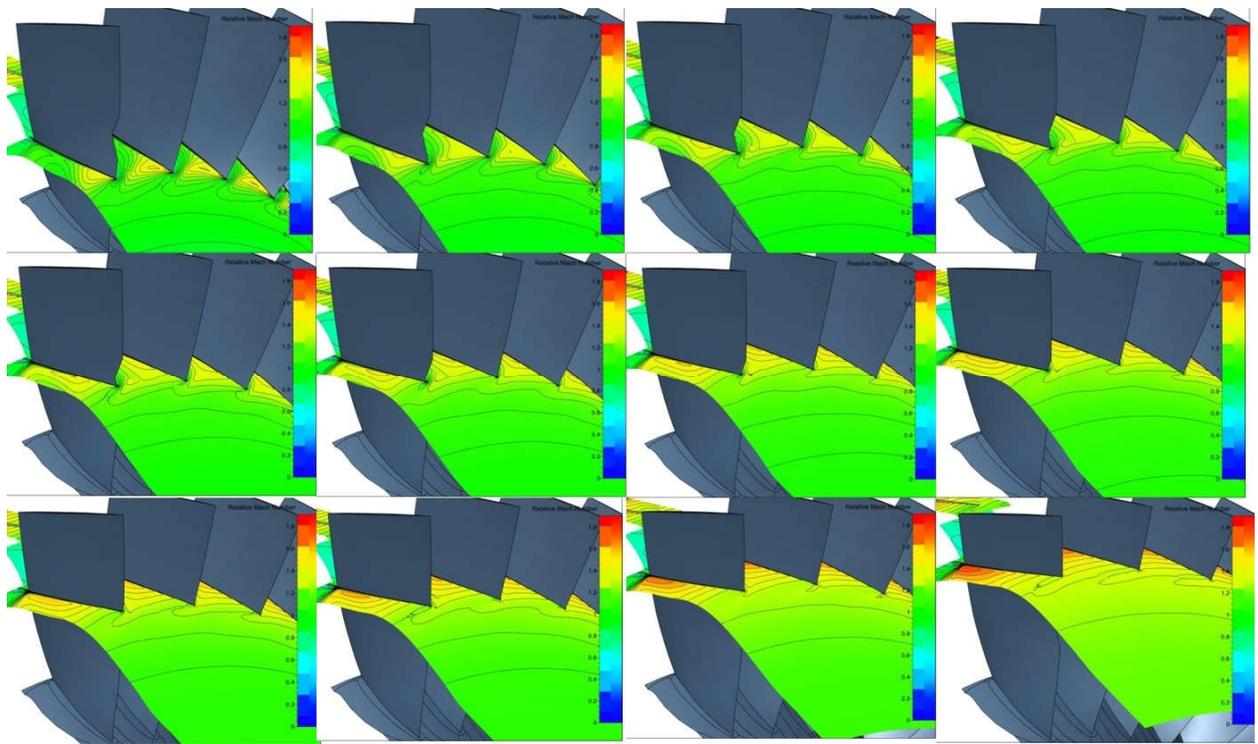


Рис. 4.11. Характер обтекания в зоне эластической треугольной забоины в среднем сечении в 3D- виде

На рис. 4.11 показано обтекание в зоне эластической треугольной забоины в среднем сечении (12 сечений по высоте лопатки, включая поврежденные и неповрежденные сечения). Анализ потока на всех сечениях показывает:

- повреждение вызывает изменения пограничного слоя во всех сечениях,
- характеристики потока изменяются не только на поврежденных, но и на неповрежденных сечениях.

На рис. 4.12 показано изменение запаса устойчивости ΔK_y КНД в зависимости от уровня повреждения лопаток колеса первой ступени.

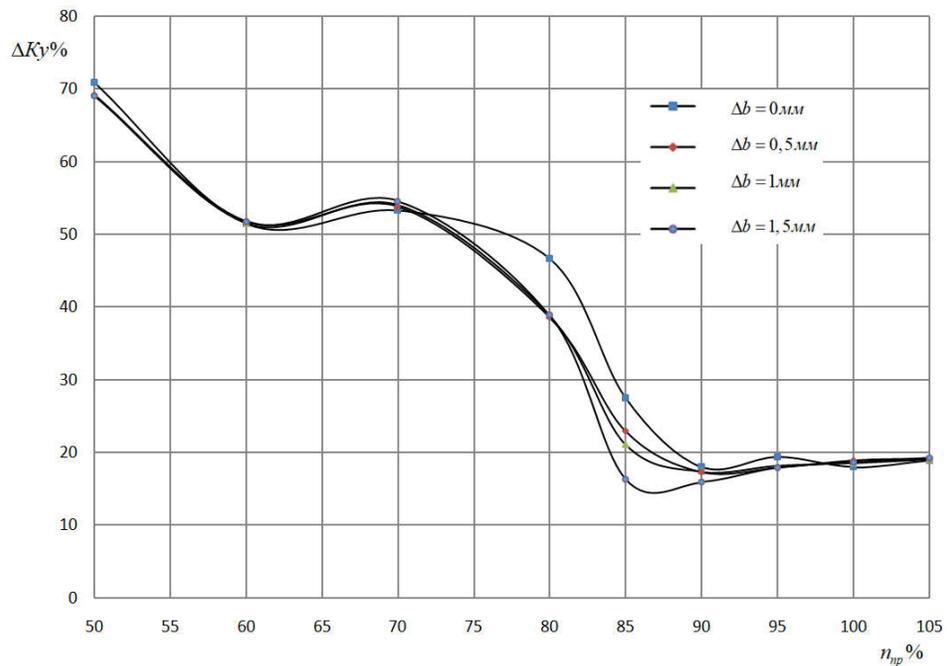


Рис. 4.12. Влияние повреждения лопаток рабочего колеса первой ступени в виде треугольной забоины на запас газодинамической устойчивости ΔK_y КНД.

Нарушение характера обтекания поврежденных лопаток КНД, в виде забоин на входной кромке, приводит к изменению расхода воздуха в межлопаточных каналах и к значительному ухудшению характеристик КНД на определенных режимах. Из-за изменения угла атаки и высоты межлопаточного канала с увеличением уровня повреждения возрастает интенсивность турбулизации пограничного слоя, что приводит к уменьшению запаса газодинамической устойчивости на всех режимах работы КНД [49].

Доказано, что только значительные эксплуатационные повреждения, определенного вида, лопаток КНД ТРДД, оказывают влияние на характеристики поврежденного КНД и качество работы двигателя. Влияние регистрируется только в определенном диапазоне частот вращения ротора компрессора. Для исследуемого ТРДД - на режимах $n_{пр}=80\%$, и $n_{пр}=85\%$ (рис.4.12).

Нарушение характера обтекания поврежденных лопаток КНД, в виде забоин глубиной $>6,0$ мм на входной кромке, приводит к изменению расхода воздуха в межлопаточных каналах и к значительному ухудшению характеристик КНД.

Характер обтекания воздушного потока поврежденных лопаток КНД показаны на рис. 4.13 – рис. 4.15.

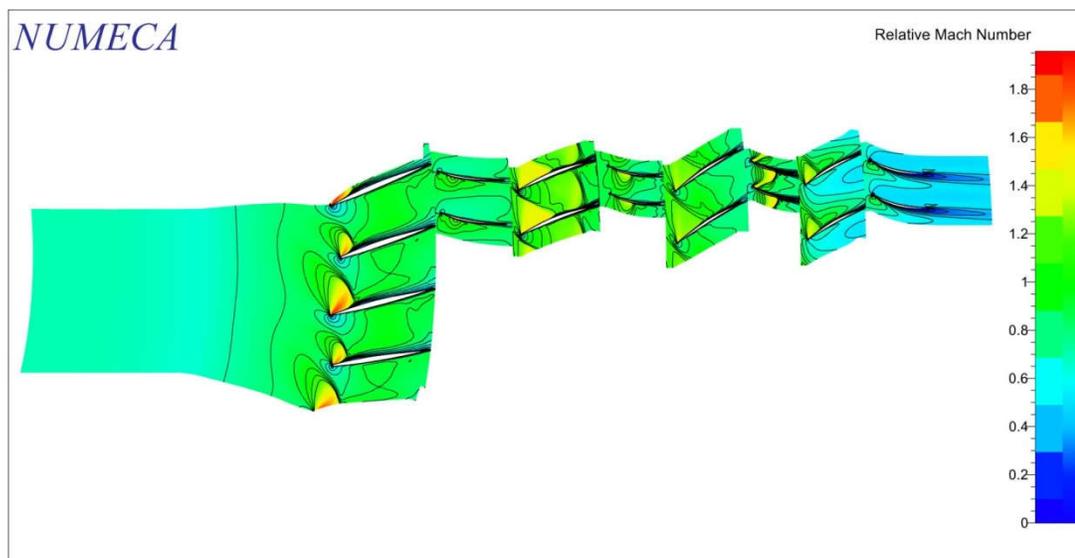


Рис. 4.13. Характер обтекания поврежденных лопаток КНД. Повреждения в виде забоины глубиной 6,0 мм в корневом сечении

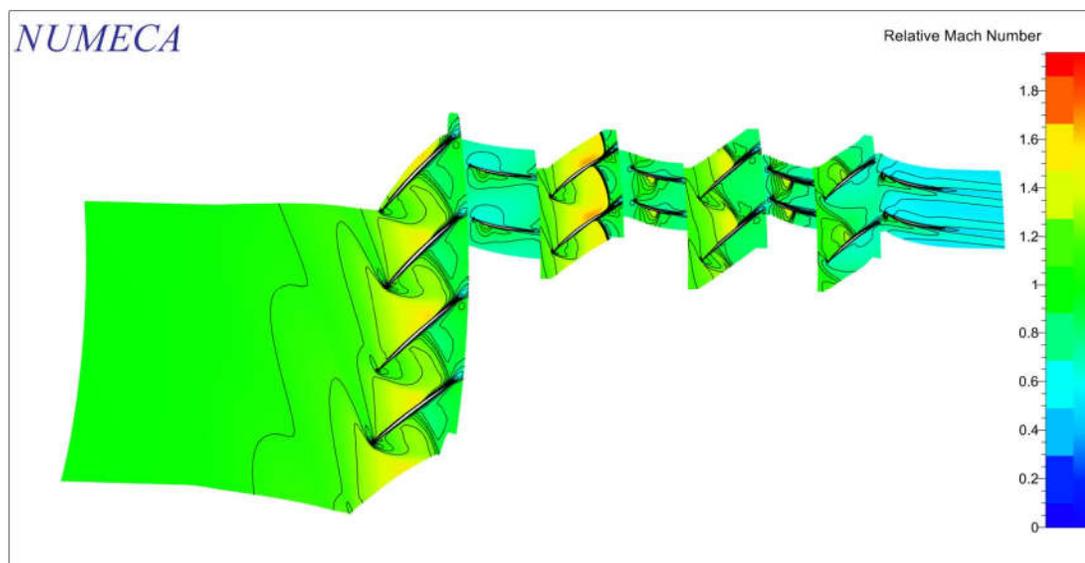


Рис. 4.14. Характер обтекания поврежденных лопаток КНД. Повреждения в виде забоины глубиной 6,0 мм в среднем сечении

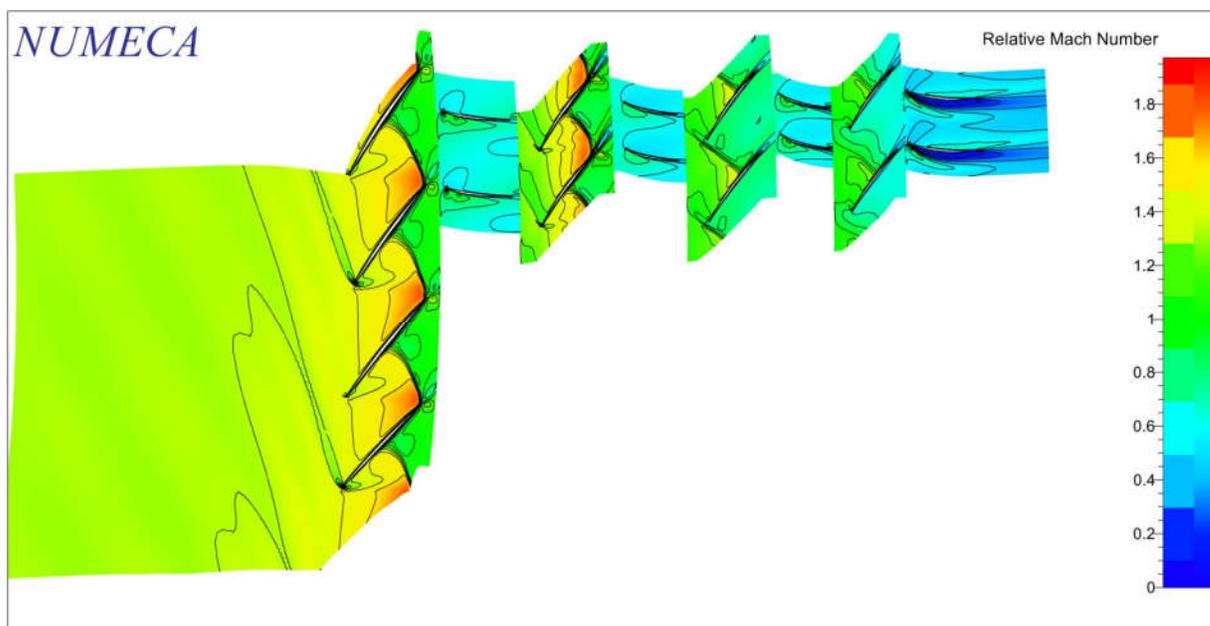


Рис. 4.15. Характер обтекания поврежденных лопаток КНД. Повреждения в виде забоины глубиной 6,0 мм в периферийном сечении

Изменение поведения и свойств конструкции лопаток определяет взаимодействие поврежденной конструкции лопаток с воздушным потоком, изменение аэродинамических сил и спектра нагрузок, действующих на лопатки. Аэродинамические силы, действующие на лопатки определяется распределением давления на поверхностях лопатки. Данные о влиянии эксплуатационных повреждений лопаток компрессора изменение спектра давления на поверхностях лопатки показаны на рис. 4.16 – рис. 4.18.

Анализ характера обтекания поврежденных лопаток КНД дает рекомендацию по обоснованию изменения конструкции компрессора ГТД для обеспечения его стойкости к повреждающему воздействию эксплуатационных факторов. С увеличением величины относительной толщины профиля сверхзвуковой лопатки уменьшение абсолютного значения расходной составляющей скорости Δc_{1a} увеличивается. В процессе проектирования необходимо оптимизировать факторы кинетической прочности и запаса газодинамической устойчивости для получения наилучшего качества лопатки.

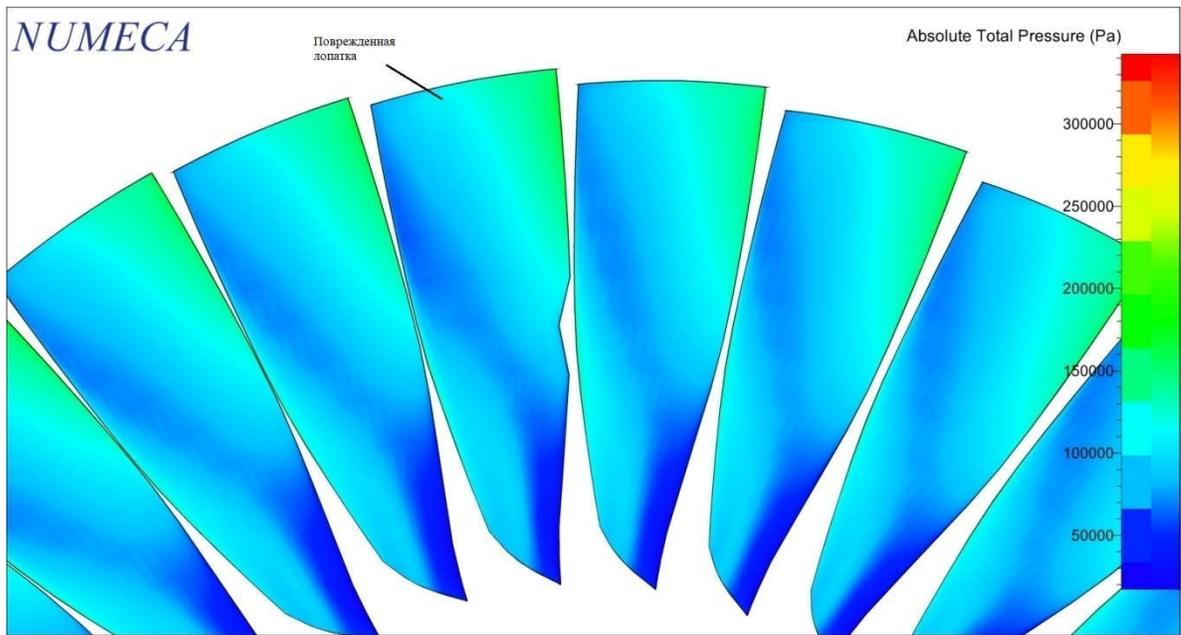


Рис. 4.16. Распределение давления в зоне спины эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРДД

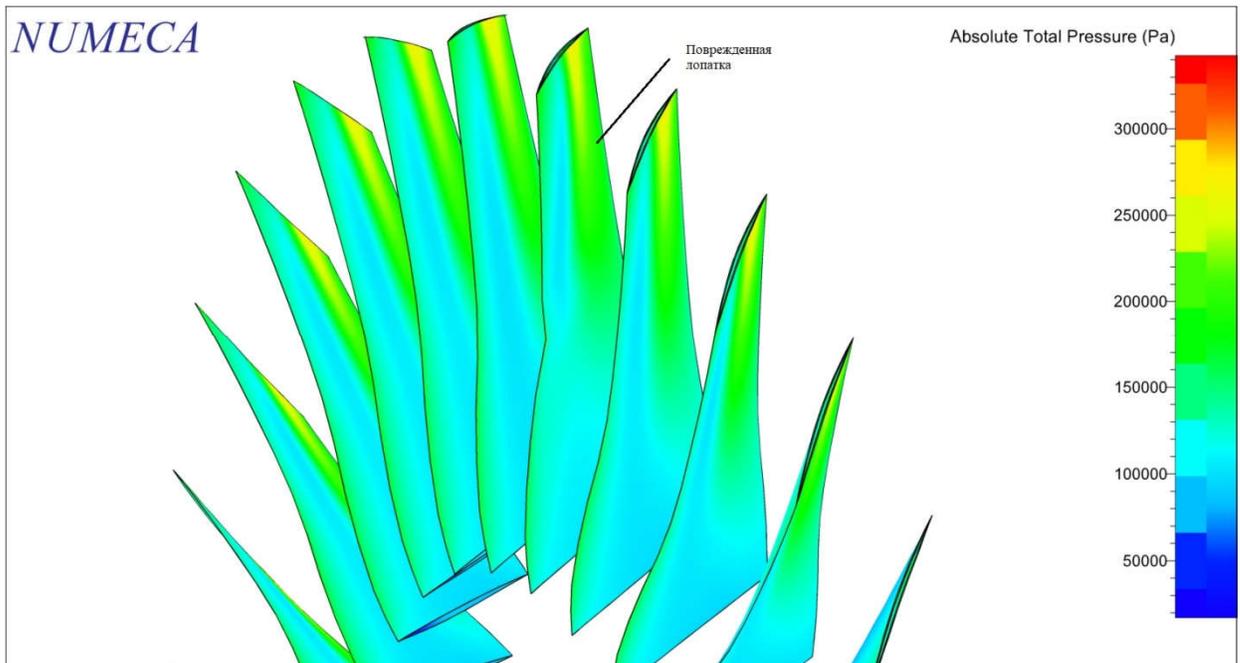


Рис. 4.17. Распределение давления в зоне корыта эксплуатационных повреждений лопаток КНД ТРДД

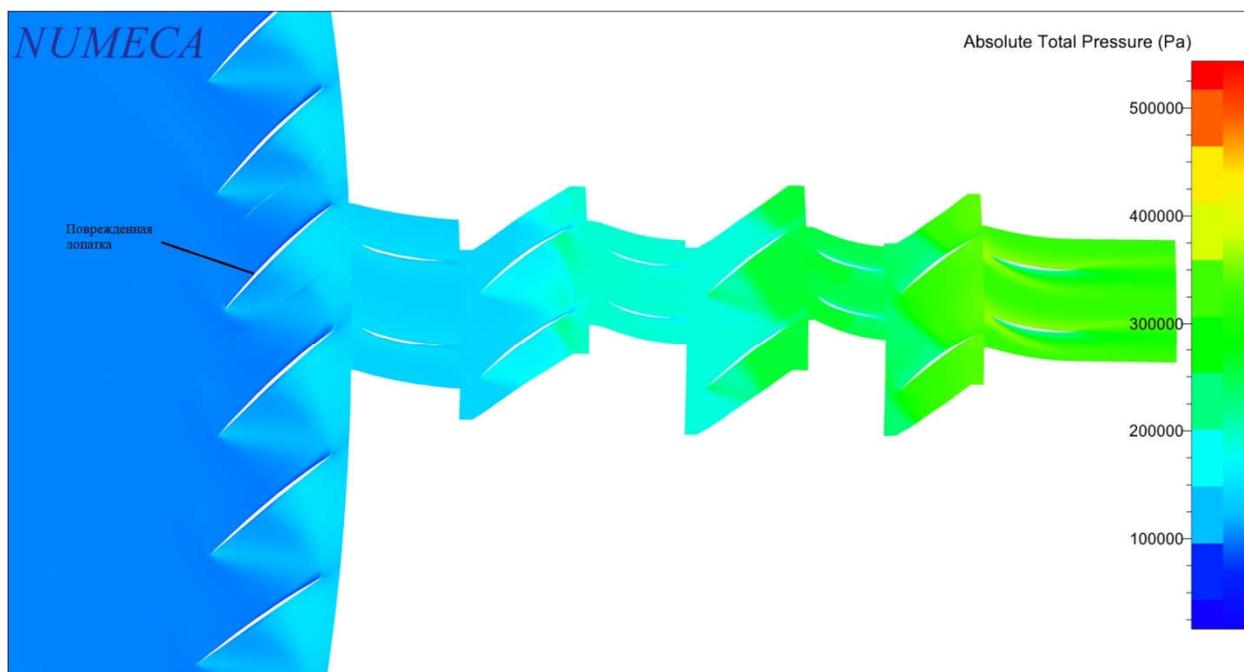


Рис. 4.18. Распределение давления в сечении с забоиной лопатки КНД ТРДД

4.2. Исследование влияния геометрии забоин на характеристики КНД

В связи с различным механизмом попадания посторонних предметов на вход в двигатель забоина на входной кромке лопатки первой ступени компрессора низкого давления имеет разные формы (рис. 4.19 – 4.21).



Рис. 4.19. Повреждения входных кромок лопаток первой ступени вентилятора в виде треугольной забоины



Рис. 4.20. Повреждения входных кромок лопаток первой ступени вентилятора в виде окружной забоины

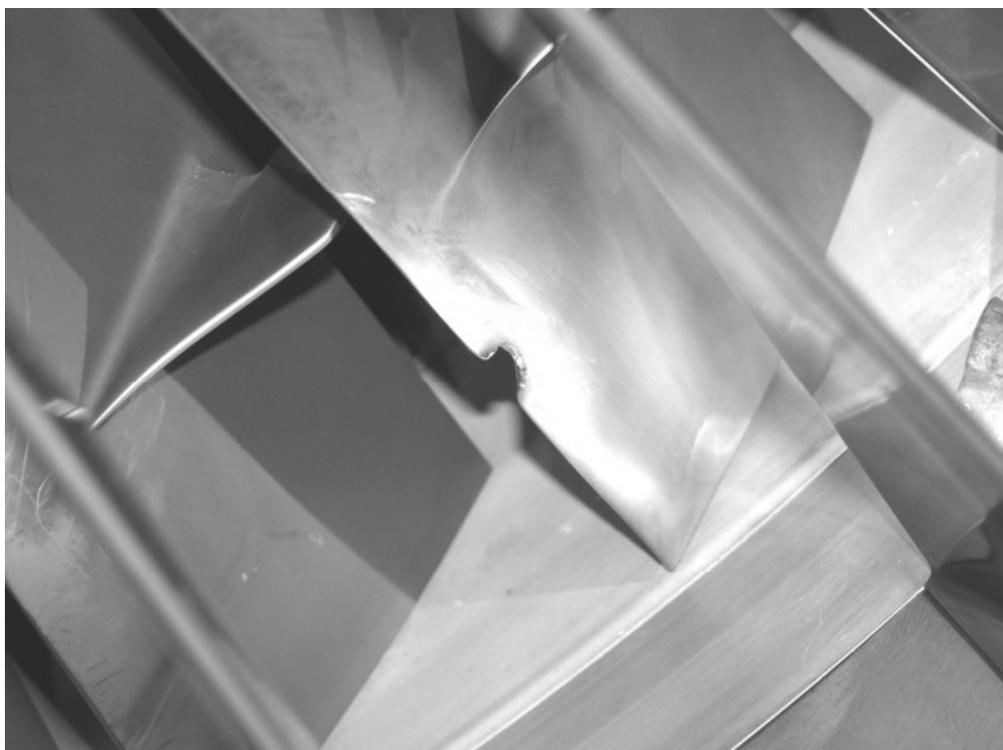


Рис. 4.21. Повреждения входных кромок лопаток первой ступени вентилятора в виде прямоугольной забоины

Выше исследование треугольной забоины было выполнено. Для исследования влияния геометрии забоин на характеристики КНД приводятся расчеты для окружной и прямоугольной забоин в высоте $\frac{h}{2}$ при одном и том же уровне повреждения $\Delta b = 1.5$ мм. На рис. 4.22, 4.23 показаны геометрические модели повреждения в виде окружной и прямоугольной забоинах.

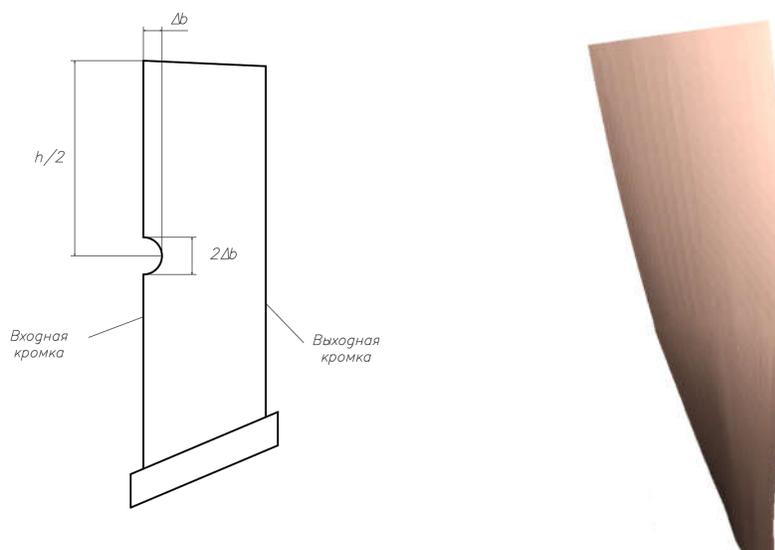


Рис. 4.22. Модель поврежденной лопатки в виде окружной забоины.

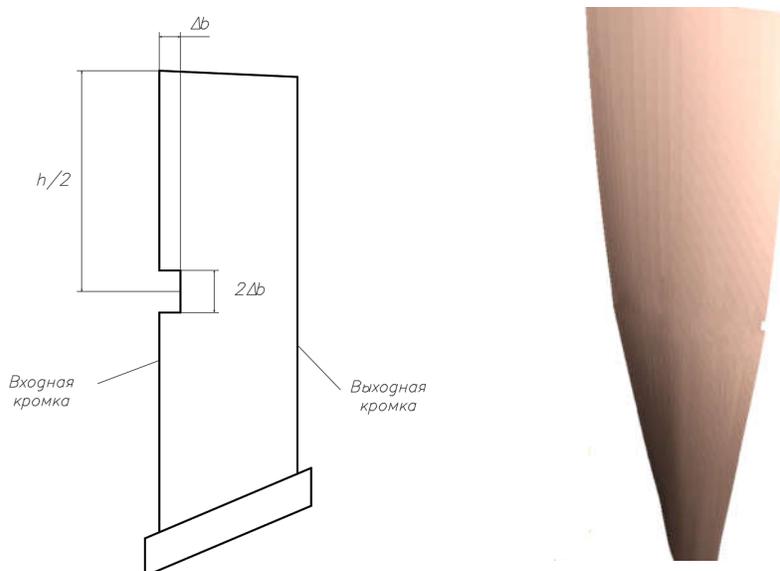


Рис. 4.23. Модель поврежденной лопатки в виде прямоугольной забоины.

На рис. 4.24 – 4.29 показано сравнение результатов расчёта для рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД в зависимости от геометрии забоин при $\Delta b = 1.5$ мм.

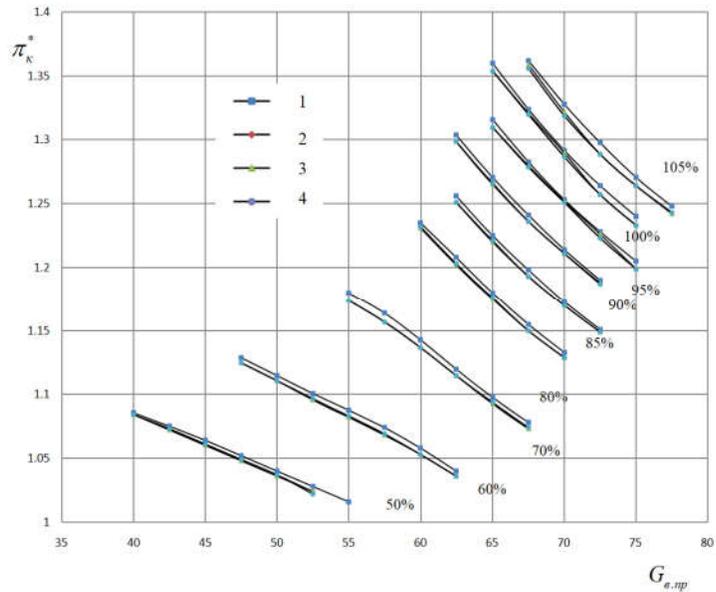


Рис. 4.24. Влияние геометрии забоин на положение напорных кривых рабочего колеса первой ступени. 1- неповрежденное, 2- окружная забоина, 3- прямоугольная забоина, 4- треугольная забоина.

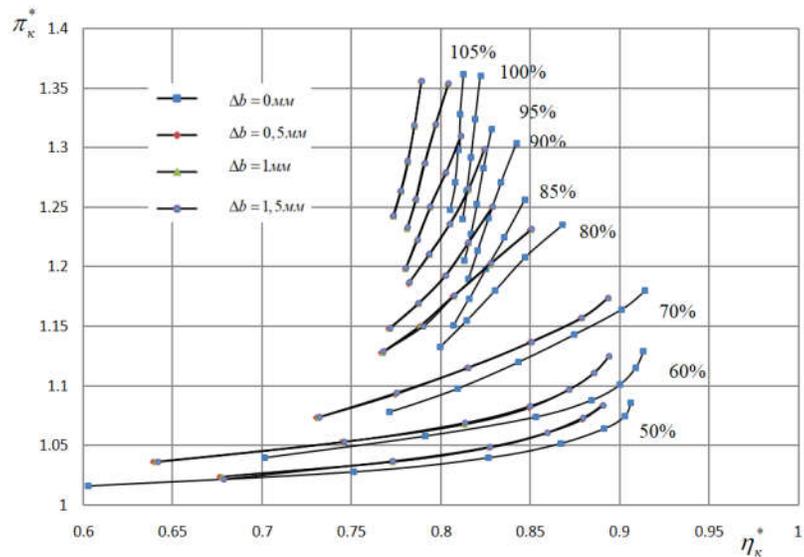


Рис. 4.25. Влияние геометрии забоин на КПД рабочего колеса первой ступени. 1- неповрежденное, 2- окружная забоина, 3- прямоугольная забоина, 4- треугольная забоина.

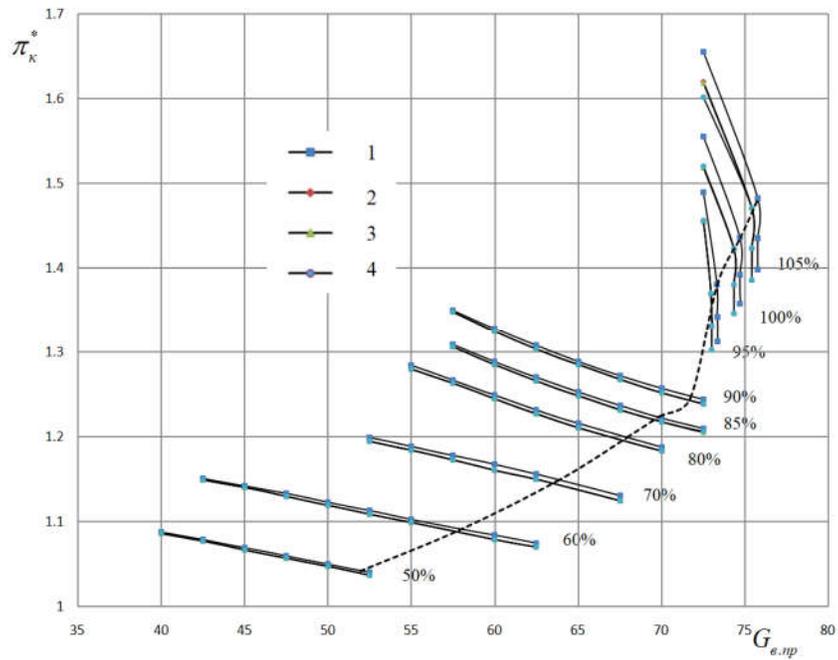


Рис. 4.26. Влияние геометрии забоин на положение напорных кривых первой ступени. 1- неповрежденное, 2- окружная забоина, 3- прямоугольная забоина, 4- треугольная забоина.

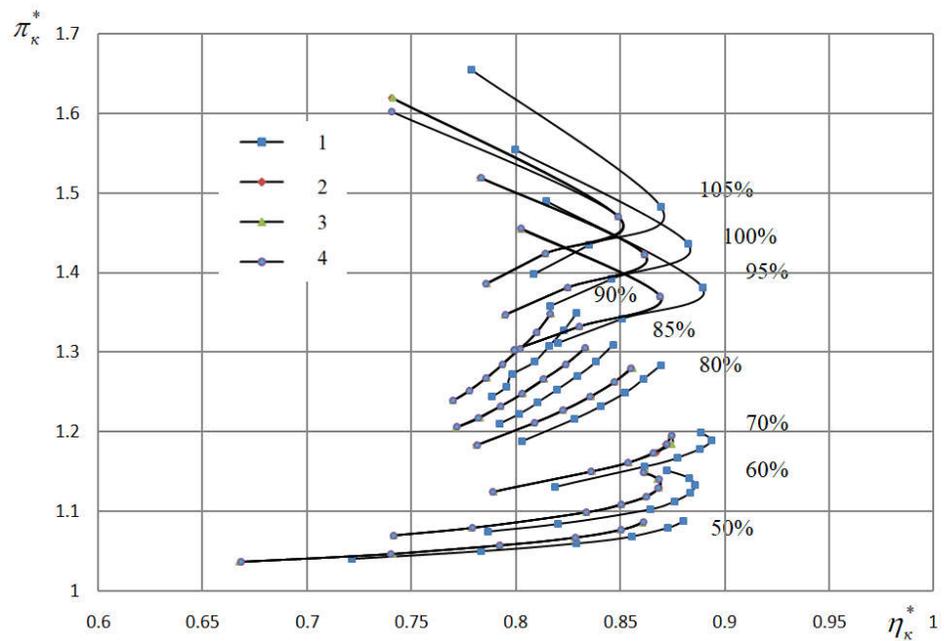


Рис. 4.27. Влияние геометрии забоин на КПД первой ступени. 1- неповрежденное, 2- окружная забоина, 3- прямоугольная забоина, 4- треугольная забоина.

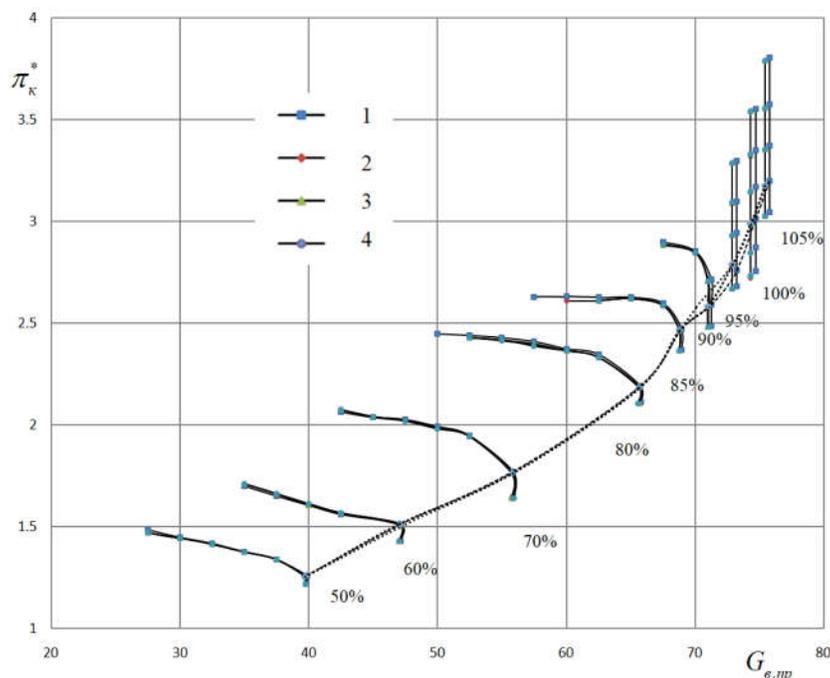


Рис. 4.28. Влияние геометрии забоин на положение напорных кривых КНД.
 1- неповрежденное, 2- окружная забоина, 3- прямоугольная забоина, 4-
 треугольная забоина.

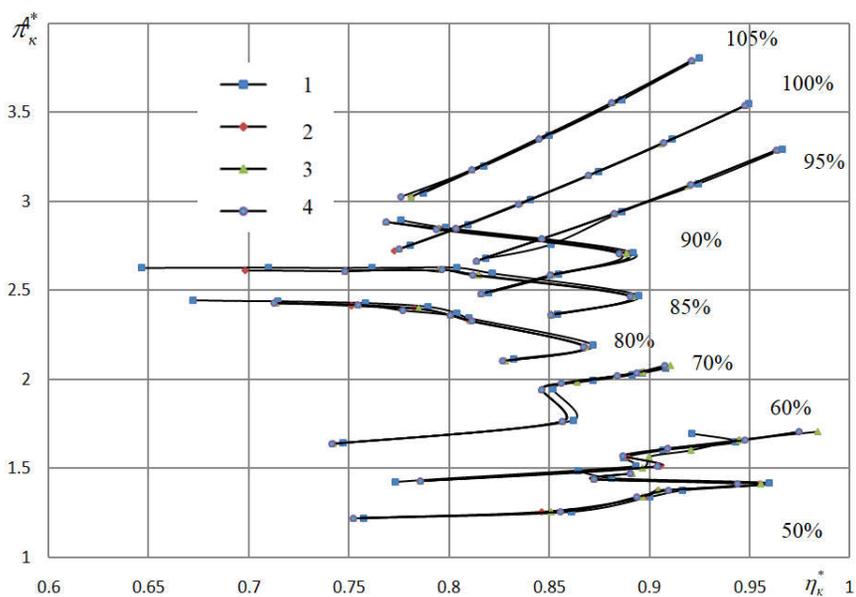


Рис. 4.29. Влияние геометрии забоин на КПД КНД. 1- неповрежденное, 2-
 окружная забоина, 3- прямоугольная забоина, 4- треугольная забоина.

На рис.4.30 показано изменение запаса устойчивости ΔK_y КНД в зависимости от уровня повреждения лопаток колеса первой ступени.

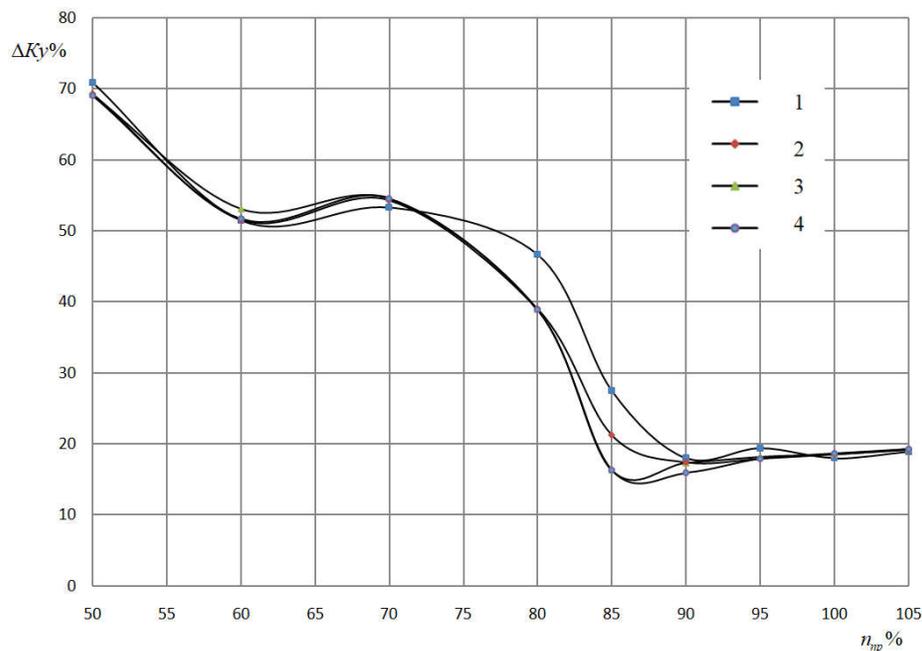


Рис. 4.30. Влияние повреждения лопаток рабочего колеса первой ступени в виде треугольной забоины на запас газодинамической устойчивости КНД. 1- неповрежденное, 2- окружная забоина, 3- прямоугольная забоина, 4- треугольная забоина.

Из рисунка 4.30 при значении $\Delta b = 1,5$ мм уменьшение запаса газодинамической устойчивости при повреждении в виде окружной забоины меньше чем при повреждении в виде прямоугольной и треугольной забоинах в режиме $n_{пр} = 85\%$.

4.3. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на качество функционирование КНД

Для исследования влияния количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на характеристики КНД рассматриваются два случая: на входной кромке поврежденных лопаток существуют две и три треугольных

забоин с уровнем $\Delta b = 1,5$ мм. На рис. 4.31, 4.32 показаны геометрические модели повреждения.

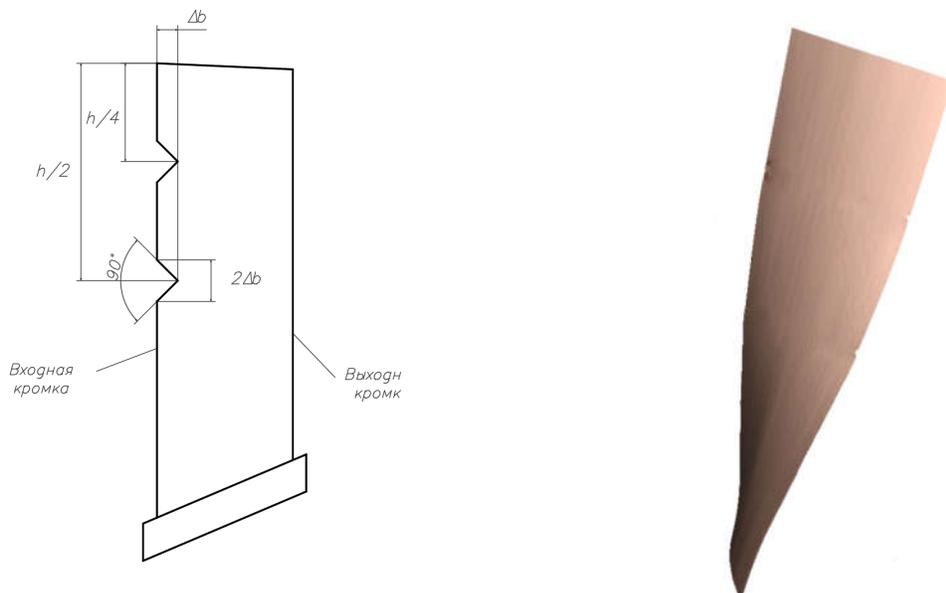


Рис. 4.31. Модель поврежденной лопатки с двумя забоинами.

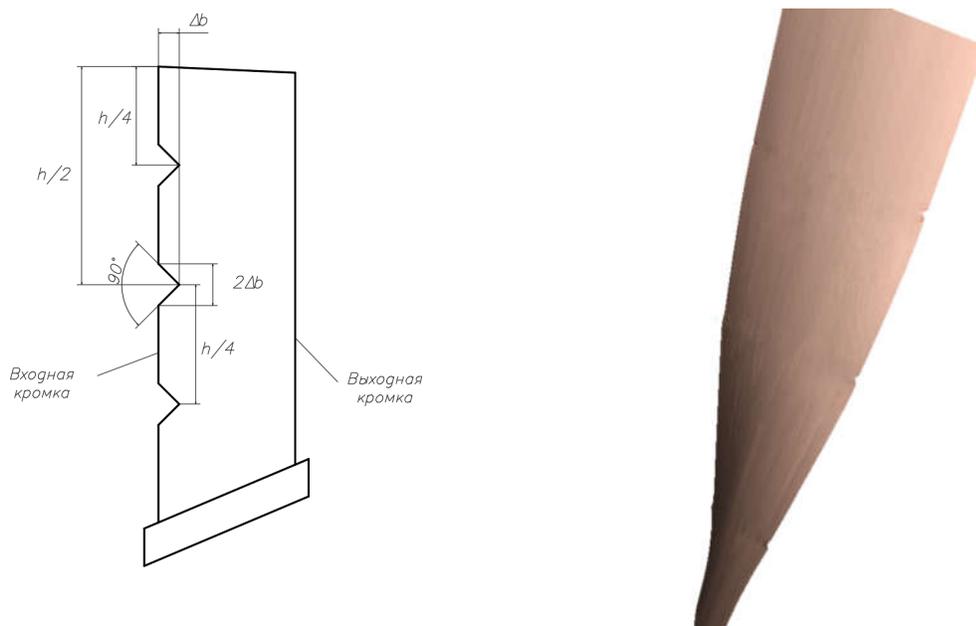


Рис. 4.32. Модель поврежденной лопатки с тремя забоинами.

На рис.4.33 – 4.39 показано сравнение результатов расчёта для случаев: с одним, двумя и тремя забоинами.

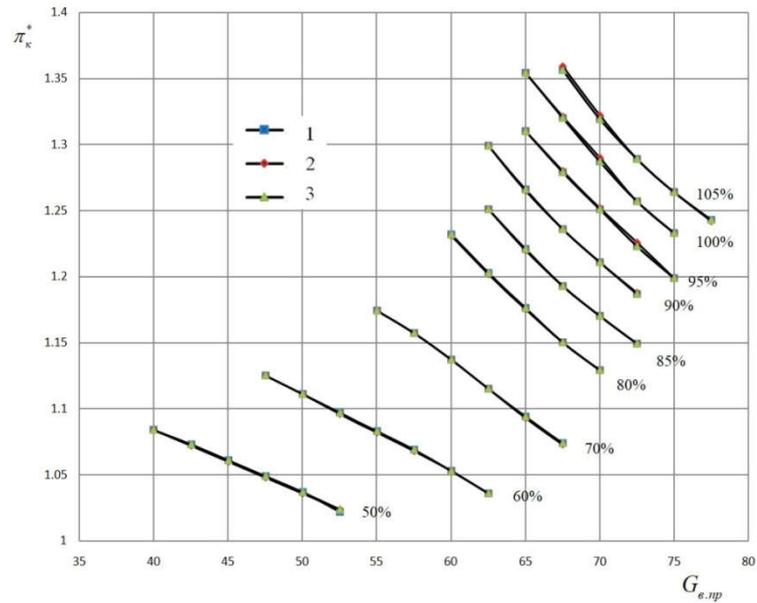


Рис. 4.33. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на положение напорных кривых рабочего колеса первой ступени. 1 - одна забоина, 2 - две забоины, 3 - три забоины.

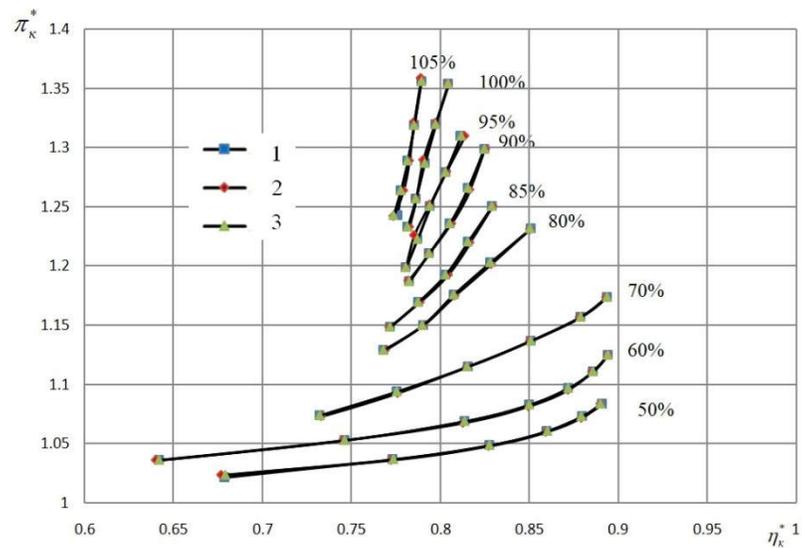


Рис. 4.34. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на КПД рабочего колеса первой ступени. 1 - одна забоина, 2 - две забоины, 3- три забоины.

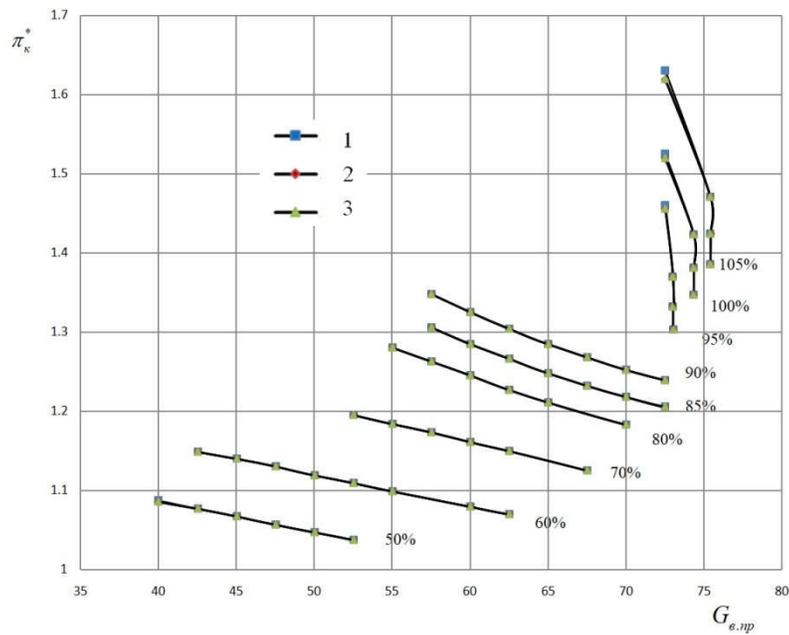


Рис. 4.35. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на положение напорных кривых первой ступени. 1 - одна забоина, 2- две забоины, 3- три забоины.

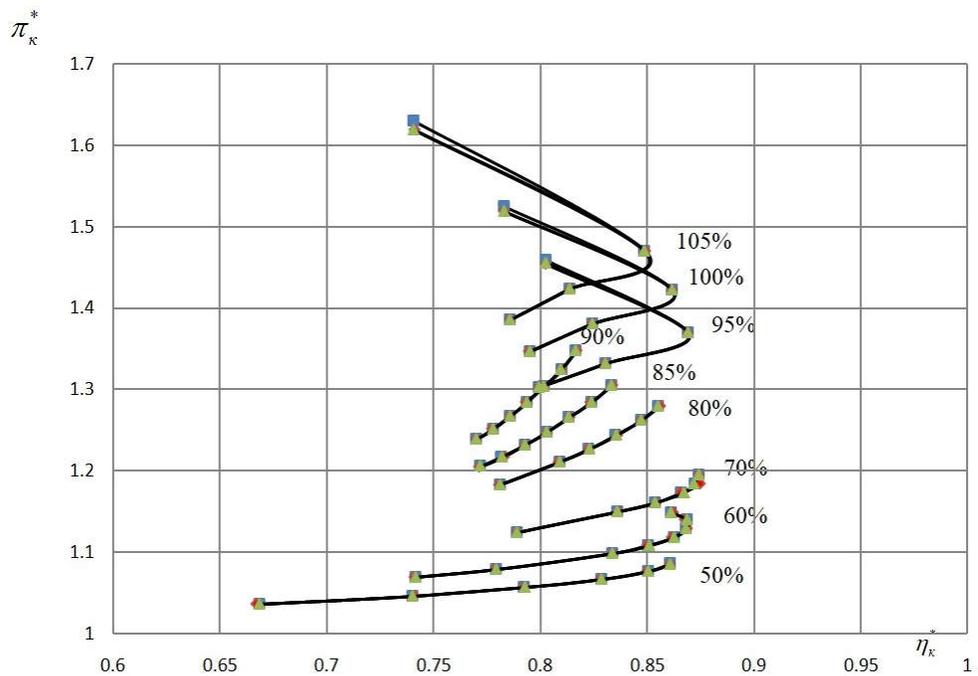


Рис. 4.36. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на КПД первой ступени. 1- одна забоина, 2- две забоины, 3- три забоины.

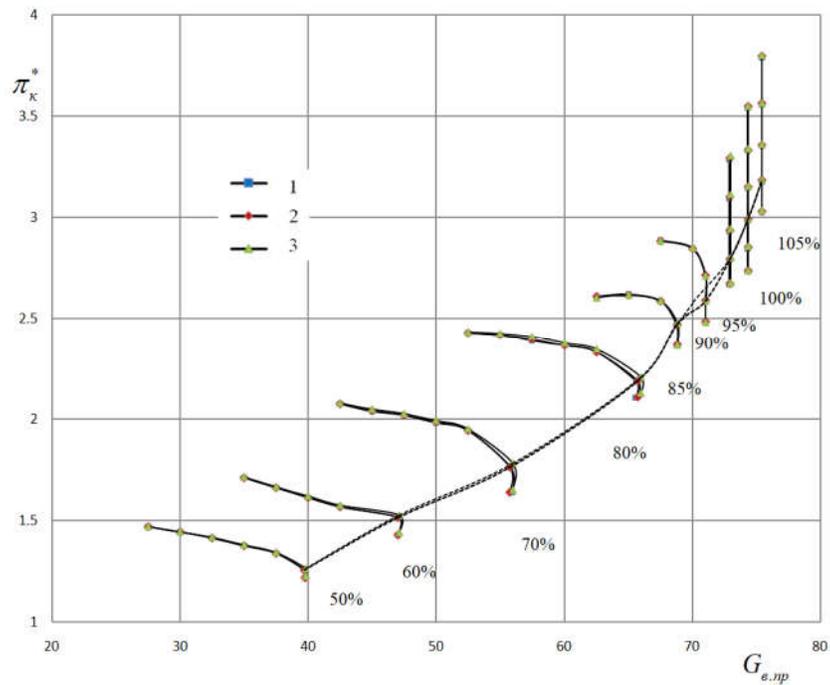


Рис. 4.37. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на положение напорных кривых КНД. 1- одна забоина, 2- две забоины, 3- три забоины.

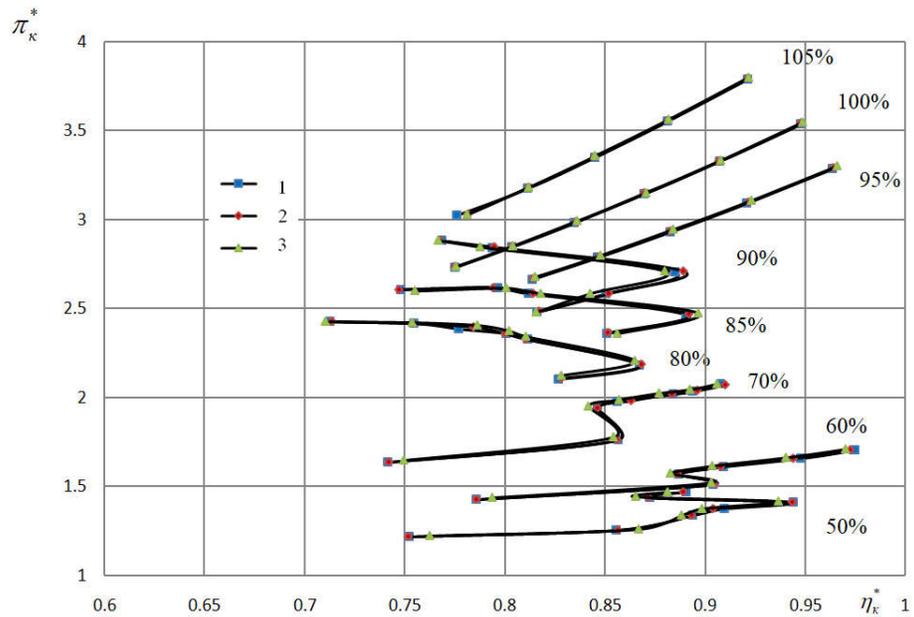


Рис. 4.38. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на КПД КНД. 1- одна забоина, 2- две забоины, 3- три забоины.

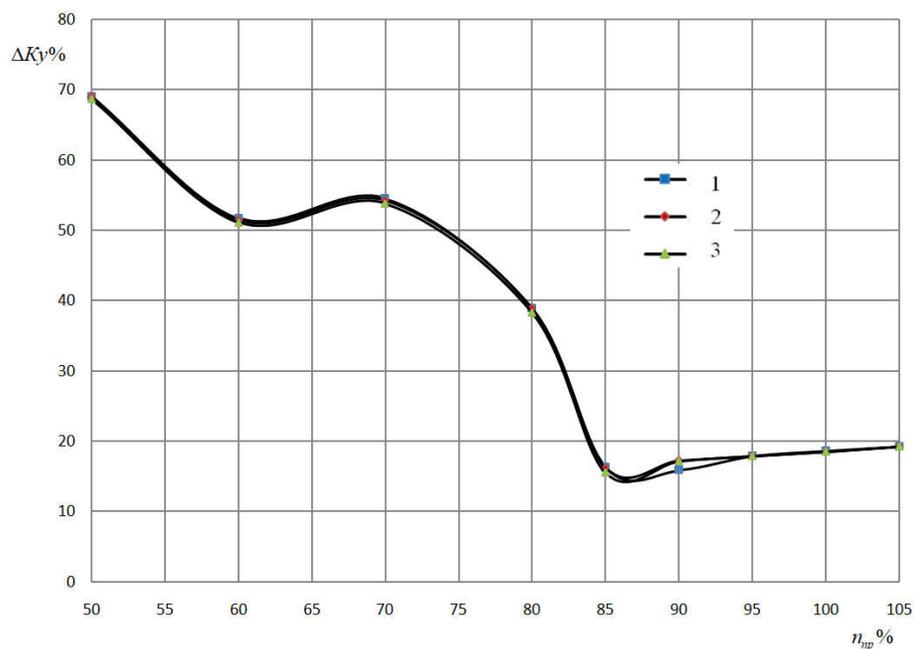


Рис. 4.39. Влияние количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток на запас газодинамической устойчивости КНД. 1- одна забоина, 2- две забоины, 3- три забоины.

При уровне повреждения $\Delta b = 1,5$ и расположении забоин, показанное на рисунках 4.31, 4.32 увеличение количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток не значительно влияет на качество функционирование компрессора.

4.4. Влияние количества поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на качество функционирование компрессора

Используя методику, описанную в пункте 3.8 и в качестве поврежденной лопатки выбрал лопатку с треугольной забоиной, уровень повреждения $\Delta b = 1,5$ мм (рис. 4.2). Результаты расчетов моделирования влияния количества поврежденных лопаток на качество функционирование КНД для случаев количество поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени $n_{п} = 0, 4, 7, 14, 28$ представлены на рис. 4.40, 4.41, 4.42.

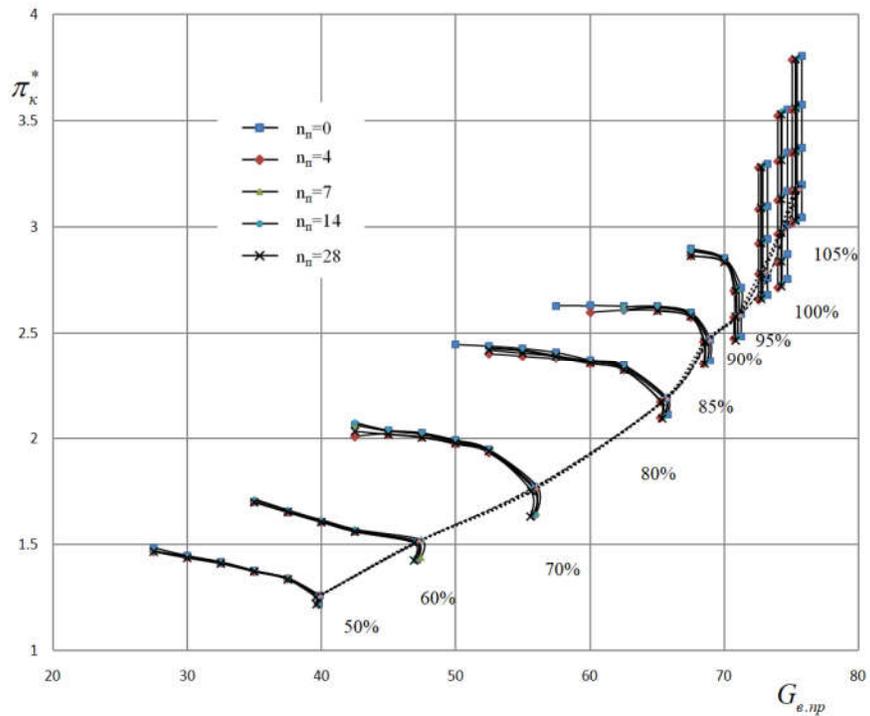


Рис. 4.40. Влияние количества поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на положение напорных кривых КНД.

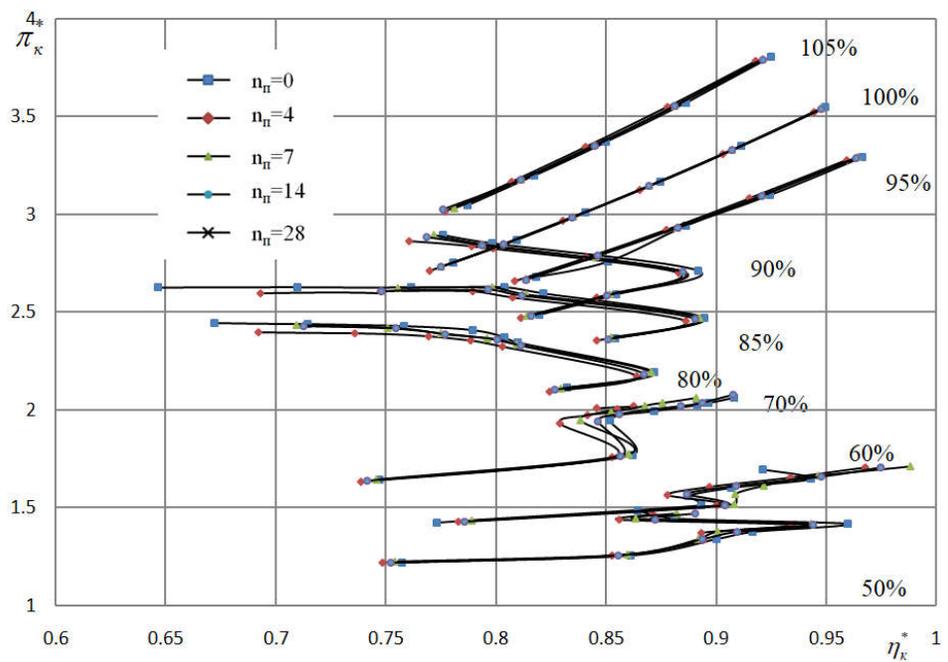


Рис. 4.41. Влияние количества поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на КПД КНД.

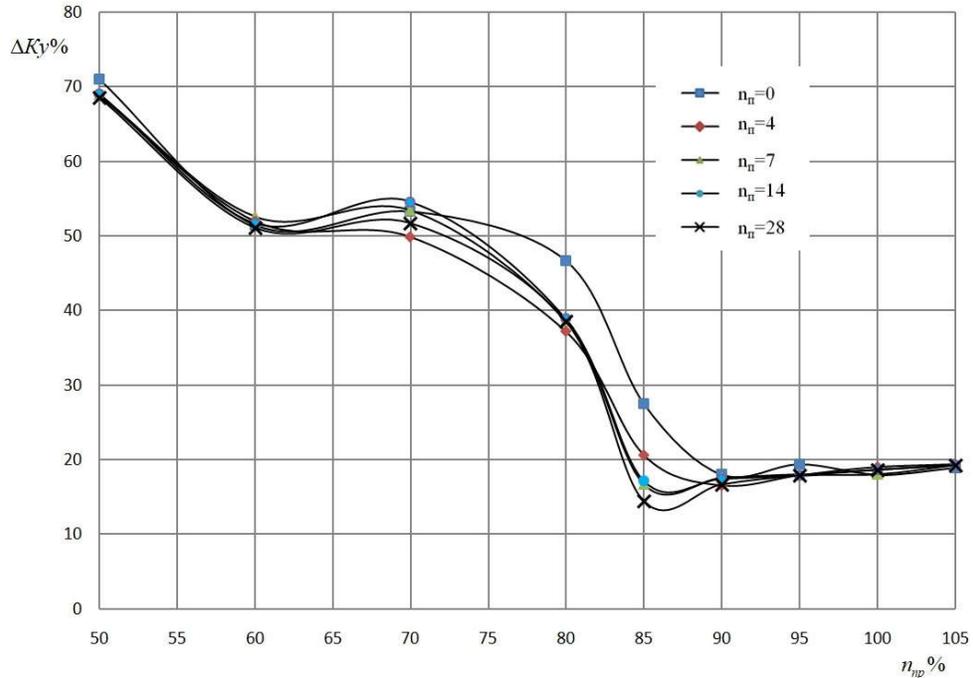


Рис. 4.42. Влияние количества поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на запас газодинамической устойчивости КНД.

Увеличение количества поврежденных лопаток приводит к уменьшению газодинамической устойчивости компрессора в режимах $n_{пр}=70\%$, 80% , 85% .

4.5. Влияние расположения поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на качество функционирование КНД

Для исследования влияния расположения поврежденных лопаток на качество функционирование КНД рассмотрим два случая, у которых одинаковое числа поврежденных лопаток, но разные расположения поврежденных лопаток.

- первый случай: число поврежденных лопаток равно 14 и между двумя неповрежденными лопатками существует одна поврежденная лопатка (рис. 4.3).

Забойны поврежденных лопаток в высоте $\frac{h}{2}$.

- второй случай: число поврежденных лопаток равно 14 и последовательное расположение двух поврежденных лопаток (рис. 3.12).
Забоины поврежденных лопаток в высоте $\frac{h}{2}$.

В качестве поврежденной лопатки выбрал лопатку с треугольной забоиной, уровень повреждения $\Delta b = 1,5$ мм (рис. 4.2).

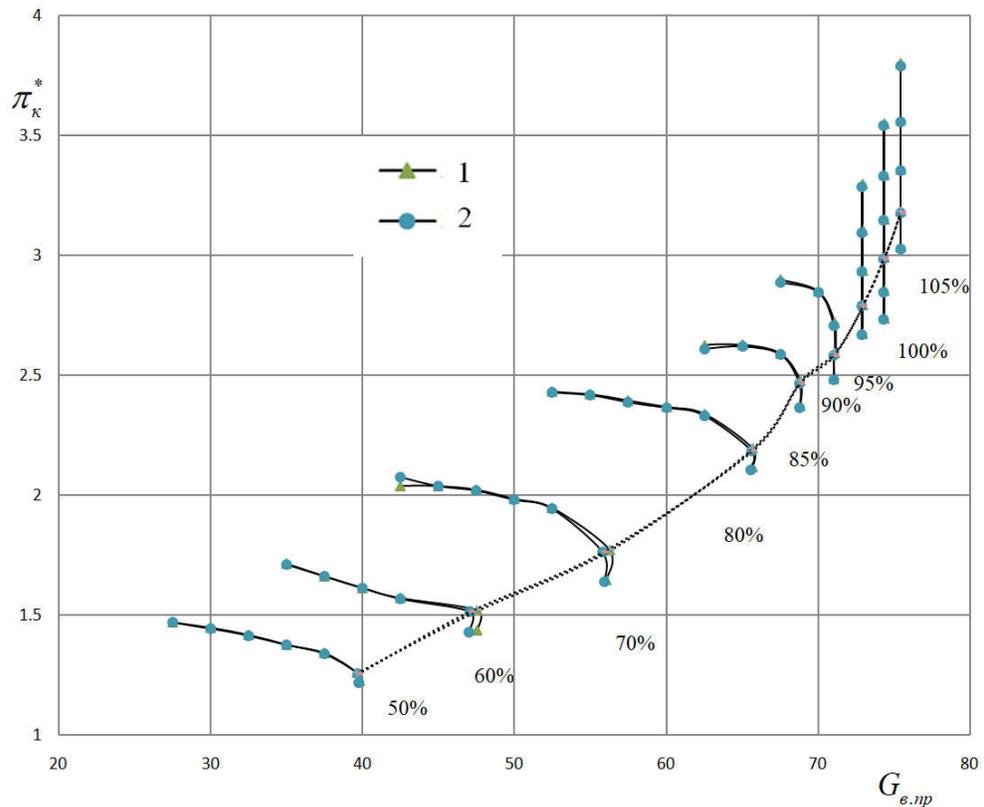


Рис. 4.43. Влияние расположения поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на положение напорных кривых КНД. 1- последовательное расположение, 2- непоследовательное расположение.

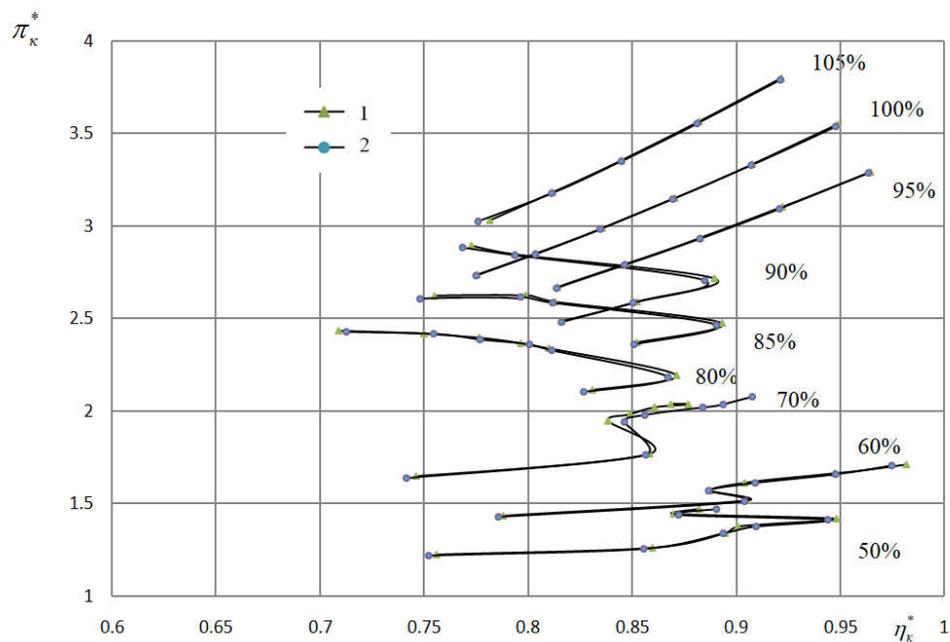


Рис. 4.44. Влияние расположения поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на КПД КНД. 1- последовательное расположение, 2- непоследовательное расположение.

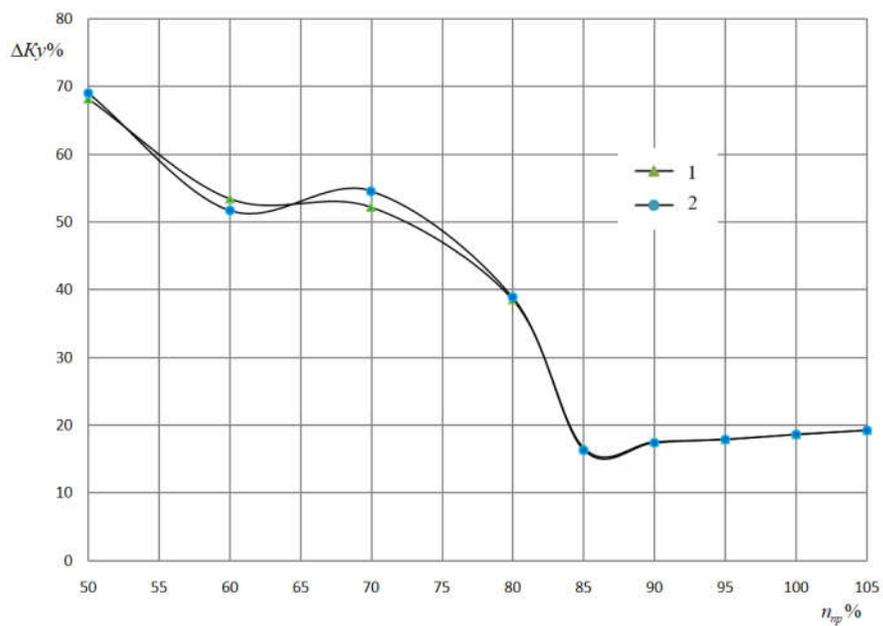


Рис. 4.45. Влияние расположения поврежденных лопаток рабочего колеса первой ступени на запас газодинамической устойчивости КНД. 1- последовательное расположение, 2- непоследовательное расположение.

При последовательном расположении поврежденных лопаток газодинамическая устойчивость и КПД компрессора уменьшается в режиме $n=70\%$ по сравнению со случаем непоследовательного расположения.

4.6. Исследование влияния повреждений лопаток направляющего аппарата первой ступени на качество функционирования КНД

Аналогично пункт 4.1, используя лопатку направляющего аппарата с эластической треугольной заборной в высоте $\frac{h}{2}$, модель поврежденной лопатки показана на рис.4.2. Расположение поврежденных лопаток показано на рис. 4.3. Предполагаем что существуют поврежденные лопатки только в направляющем аппарате первой ступени. Для направляющего аппарата первой ступени ТРДД с 42 лопатками тогда число поврежденных лопаток равно 21. Проведены расчеты для значений уменьшения длины хорда лопаток: $\Delta b = 0; 0,5; 1; 1,5$ мм. На рис. 4.46 – 4.50 показаны результаты расчетов для первой ступени и КНД в зависимости от уровня повреждения.

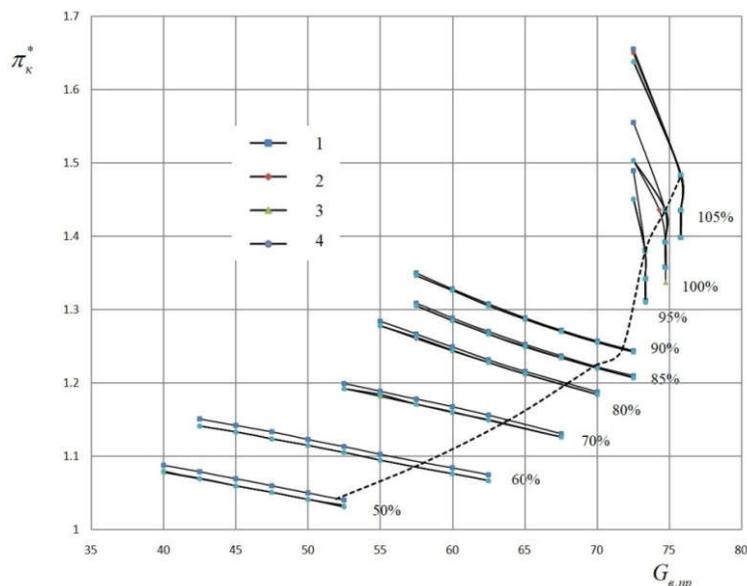


Рис. 4.46. Влияние уровня повреждения лопаток НА на положение напорных кривых первой ступени (1- $\Delta b = 0$, 2- $\Delta b = 0,5$ 3- $\Delta b = 1$, 4- $\Delta b = 1.5$ мм).

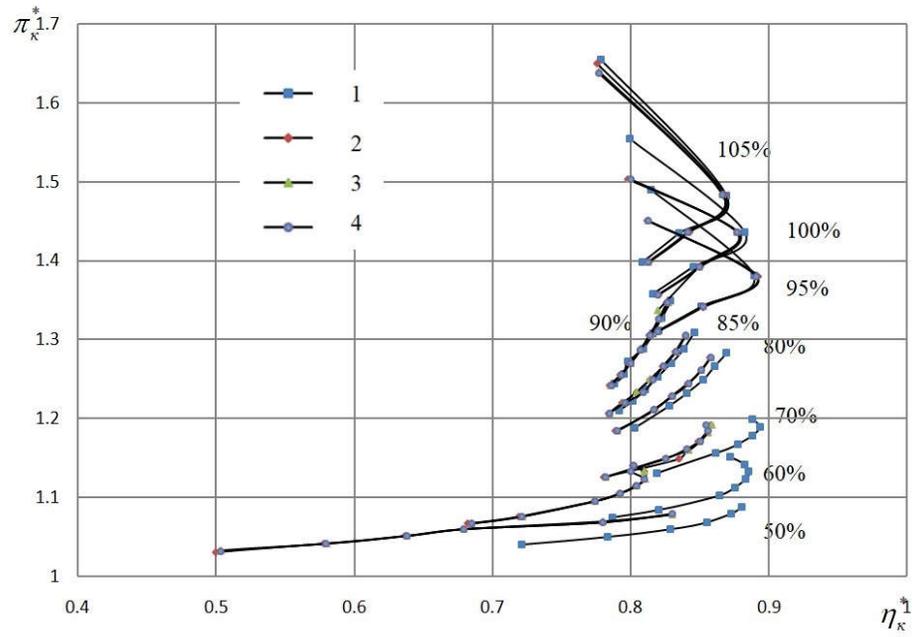


Рис. 4.47. Влияние уровня повреждения лопаток НА на КПД первой ступени (1- $\Delta b = 0$, 2- $\Delta b = 0,5$ 3- $\Delta b = 1$, 4- $\Delta b = 1.5$ мм).

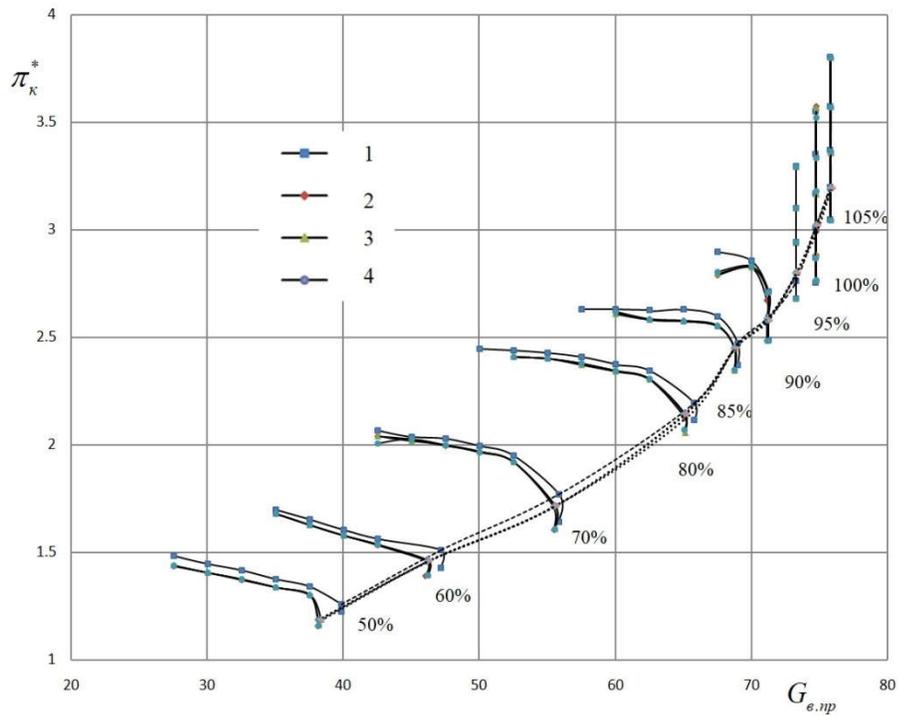


Рис. 4.48. Влияние уровня повреждения лопаток НА на положение напорных кривых КНД (1- $\Delta b = 0$, 2- $\Delta b = 0,5$ 3- $\Delta b = 1$, 4- $\Delta b = 1.5$ мм).

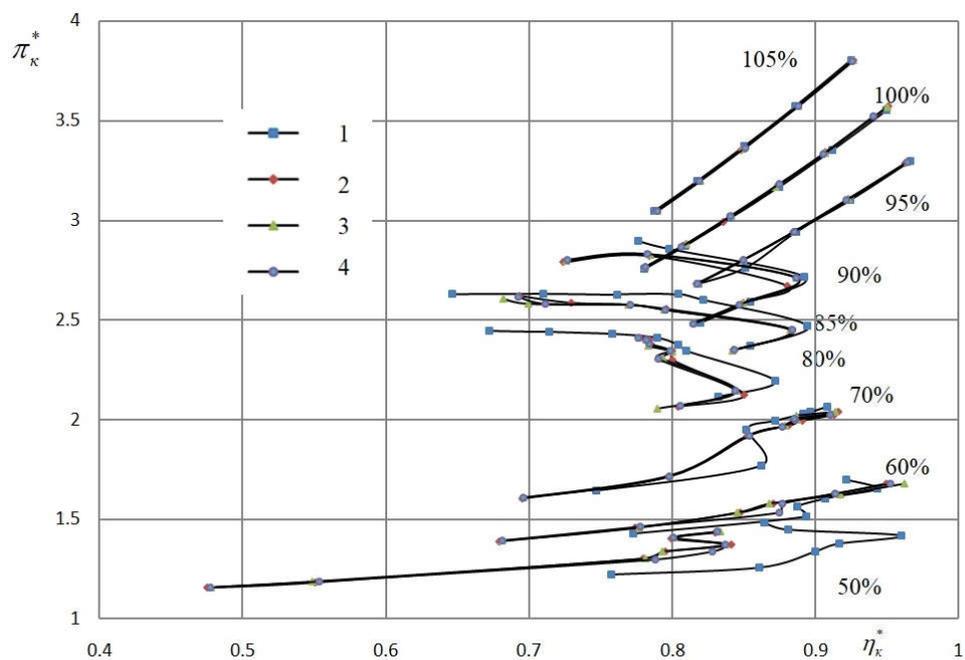


Рис. 4.49. Влияние уровня повреждения лопаток НА на КПД КНД (1- $\Delta b = 0$, 2- $\Delta b = 0,5$ 3- $\Delta b = 1$, 4- $\Delta b = 1.5$ мм).

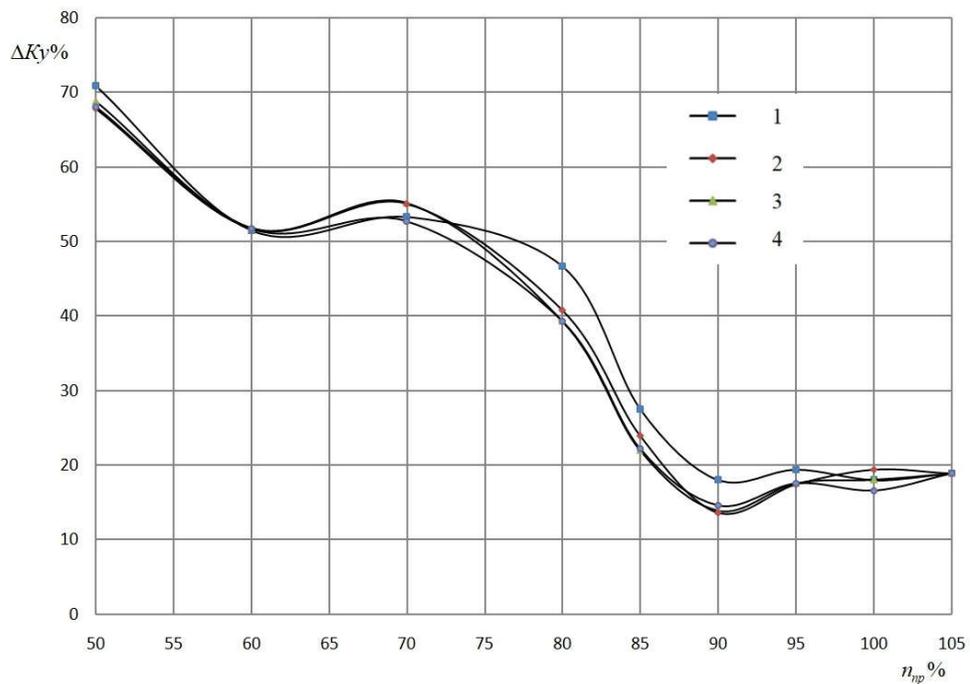


Рис. 4.50. Влияние повреждения лопаток НА первой ступени в виде треугольной забоины на запас газодинамической устойчивости ΔK_y , КНД(1- $\Delta b = 0$, 2- $\Delta b = 0,5$ 3- $\Delta b = 1$, 4- $\Delta b = 1.5$ мм).

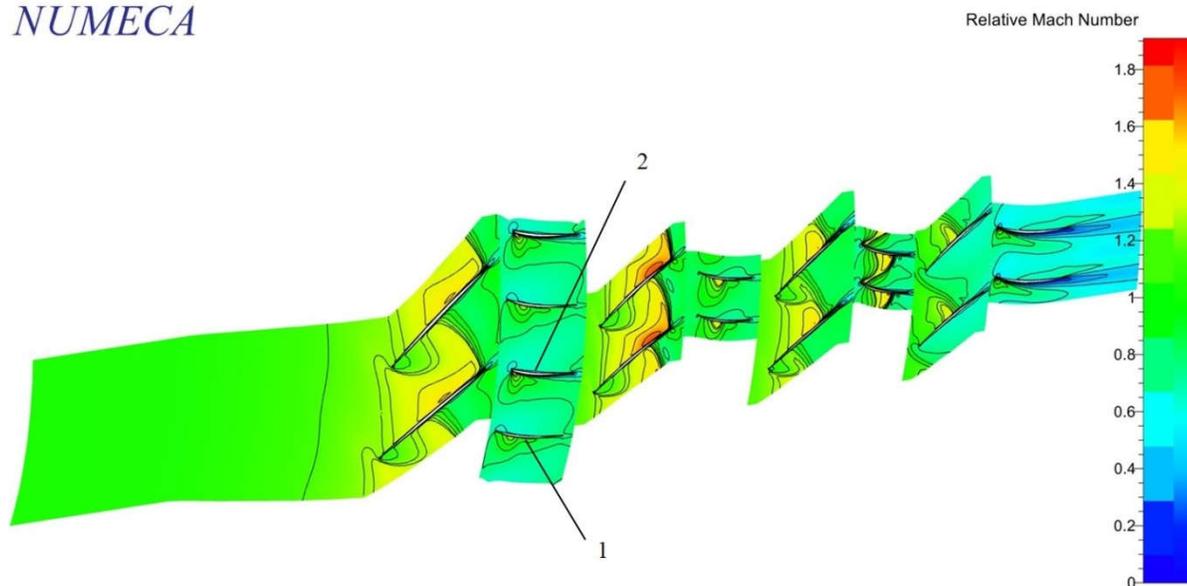


Рис. 4.51. Характер обтекания поврежденных лопаток направляющего аппарата:
 1- неповрежденная лопатка; 2-лопатка с повреждениями в виде забоин

Повреждение лопаток в виде забоин на входной кромке направляющего аппарата первой ступени приводит к нарушению характера обтекания поврежденных лопаток. Уменьшение хорды на величину Δb приводит к изменению угла атаки и высоты межлопаточного канала. С увеличением уровня повреждения возрастает интенсивность турбулизации пограничного слоя, что приводит к уменьшению запаса газодинамической устойчивости на всех режимах работы КНД. При повреждении лопаток направляющего аппарата первой ступени КНД ТРДД, в виде забоины (уровень повреждения равен $\Delta b = 1,5\text{мм}$) уменьшение запаса газодинамической устойчивости КНД регистрируется на режимах $n_{\text{нр}} = 80\%$, 85% , 90% на величину $15,66$; $19,28$ и $19,79\%$.

4.7. Исследование влияния одновременных повреждений лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени на качество функционирование КНД

В этом разделе приведены расчеты при одновременном повреждении КНД в рабочем колесе и в направляющем аппарате первой ступени, модели повреждения лопаток как показаны в пунктах 4.1 и 4.6. Уровень повреждения принимается значение $\Delta b = 1,5$ мм. Результаты расчетов характеристик первой ступени и КНД для значений представлены на рис. 4.52 – 4.56.

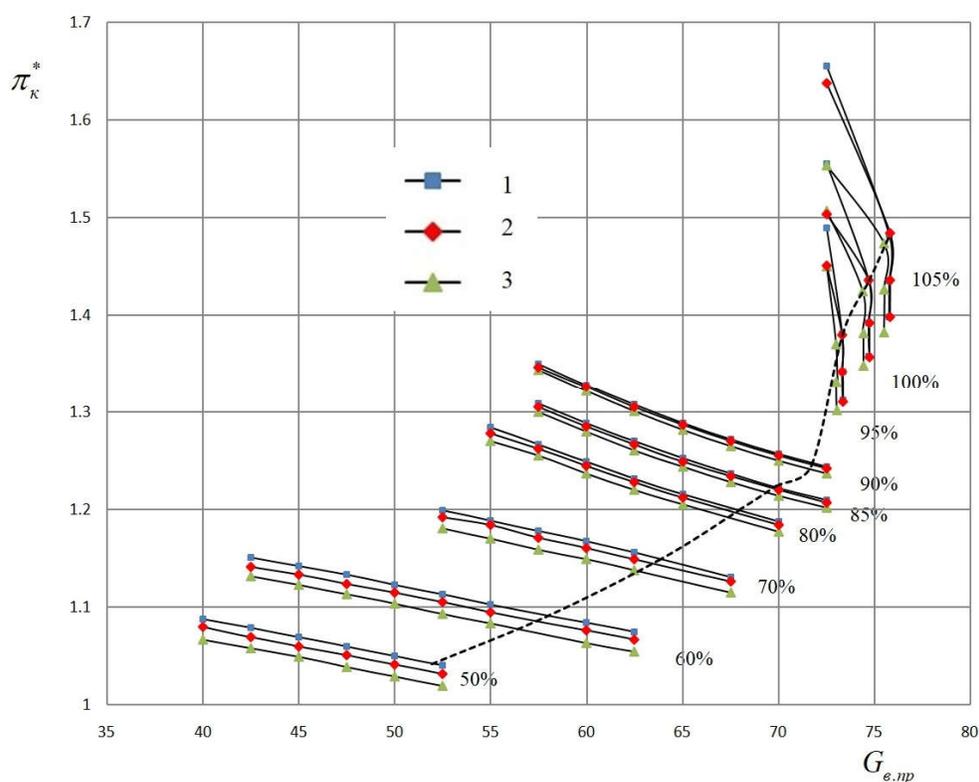


Рис. 4.52. Влияние повреждения лопаток на положение напорных кривых первой ступени (1- неповрежденный КНД, 2- повреждение только в направляющем аппарате, 3- одновременное повреждение лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени)

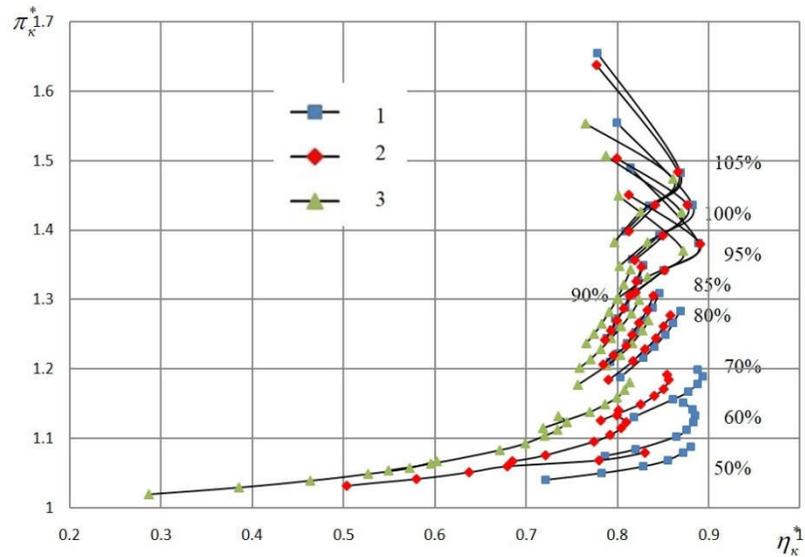


Рис. 4.53. Влияние повреждения лопаток на КПД первой ступени (1- неповрежденный КНД, 2- повреждение только в направляющем аппарате, 3- одновременное повреждение лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени)

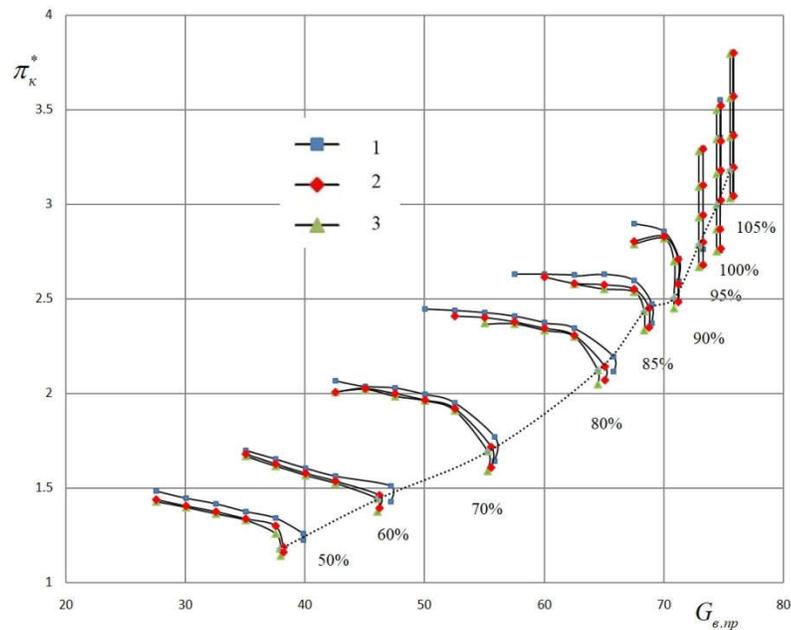


Рис. 4.54. Влияние повреждения лопаток на положение напорных кривых КНД (1- неповрежденный КНД, 2- повреждение только в направляющем аппарате, 3- одновременное повреждение лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени)

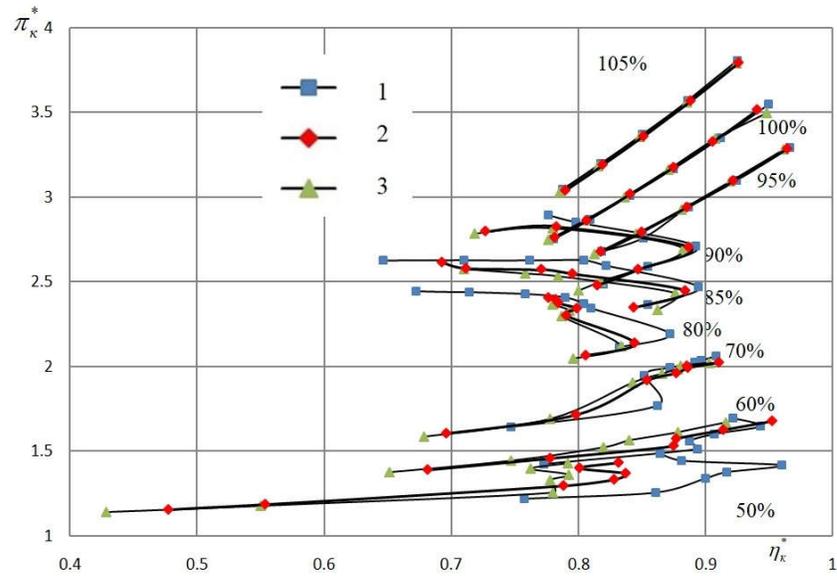


Рис. 4.55. Влияние повреждения лопаток на КПД КНД (1- неповрежденный КНД, 2- повреждение только в направляющем аппарате, 3- одновременное повреждение лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени)

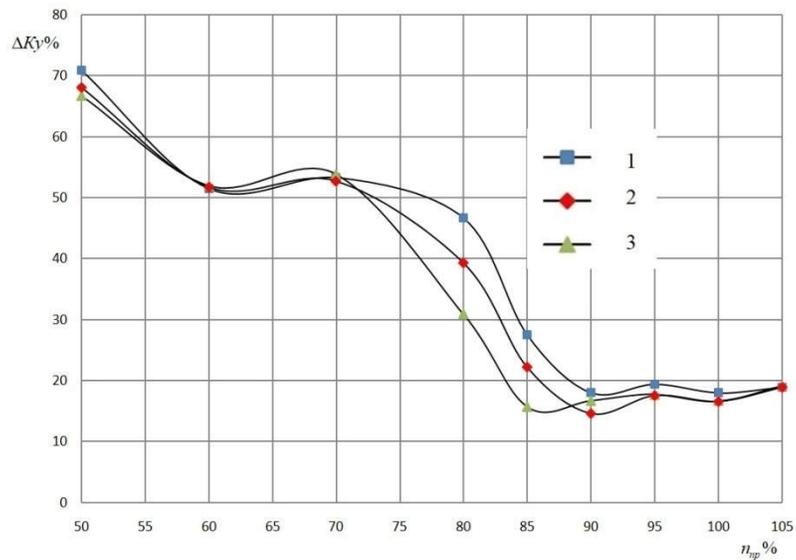


Рис. 4.56. Влияние повреждения лопаток на запас газодинамической устойчивости ΔK_y КНД (1- неповрежденный КНД, 2- повреждение только в направляющем аппарате, 3- одновременное повреждение лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени)

Повреждения лопаток рабочего колеса или направляющего аппарата первой ступени все приводят к уменьшению запаса газодинамической устойчивости КНД. При одновременном повреждении лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени значения степени повышения давления и КПД первой ступени снижаются во всех режимах значительно. Уменьшение запаса газодинамической устойчивости КНД регистрируется на режимах $n_{пр} = 80\%, 85\%, 90\%, 95\%, 100\%$.

4.8. Пример применения методики для моделирования эксплуатационных повреждений в реальных условиях.

В реальных условиях эксплуатации, попавшие в двигатель птиц или посторонних предметов приводит к загибу лопатки рабочего колеса первой ступени на входной кромке. Геометрическая модель загиба пера лопатки показана на рис. 4.57.

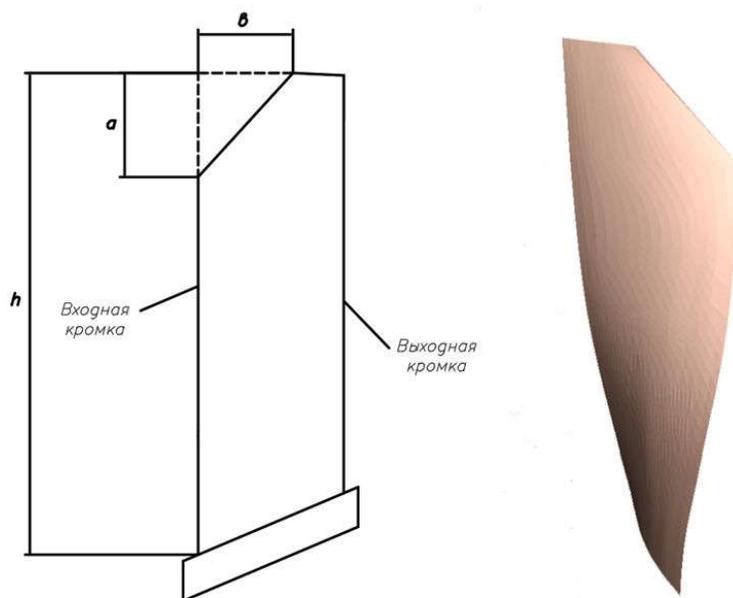


Рис. 4.57. Геометрическая модель загиба пера лопатки

При попадании птиц с крупными размерами относительное уменьшение длины хорды лопатки v/b достигает нескольких процентов. Приведен расчет

характеристики КНД ТРДД на режиме $n_{np} = 90\%$ (рис.4.58), поврежденный в виде загиба пера с размерами: $a \times \varphi = 20\%h \times 60\%b$, h - высота лопатки, b - длина хорды, а расположение поврежденных лопаток показано на рис. 4.3.

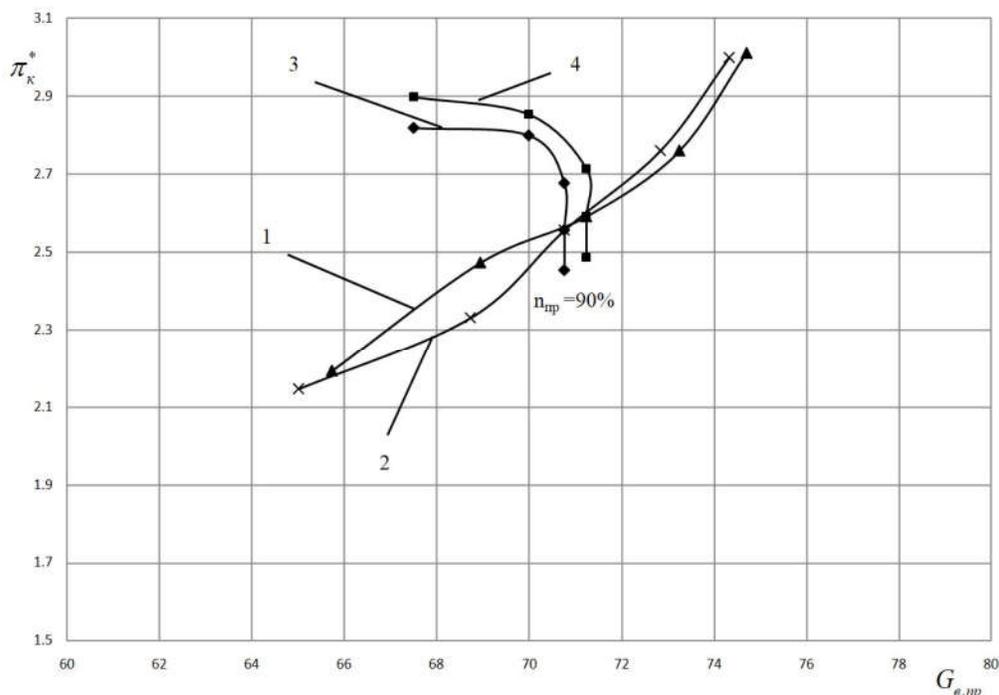


Рис. 4.58. Характеристика КНД: 1 - линия рабочих режимов КНД не поврежден; 2- линия рабочих режимов поврежденного КНД; 3 - лопатка повреждена в виде загиба пера с размерами: $a \times \varphi = 20\%h \times 60\%b$, h - высота лопатки, b - длина хорды; 4 - лопатки КНД не повреждены

4.9. Исследование влияния радиального зазора на качество функционирование КНД

Для оценки влияния радиального зазора на качество функционирования осевого компрессора в данной работе проводились расчеты для трех значений радиального зазора $\Delta r = 0,5; 1,0; 1,5$ мм.

Значение радиального зазора задано при построении расчетной сетки с использованием модуля AutoGrid 5 коммерческого программного продукта NUMECA Fine/Turbo.

Результаты расчетов характеристик рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД для значений радиального зазора $\Delta r = 0,5; 1; 1,5$ мм представлены на рис. 4.59 – 4.64.

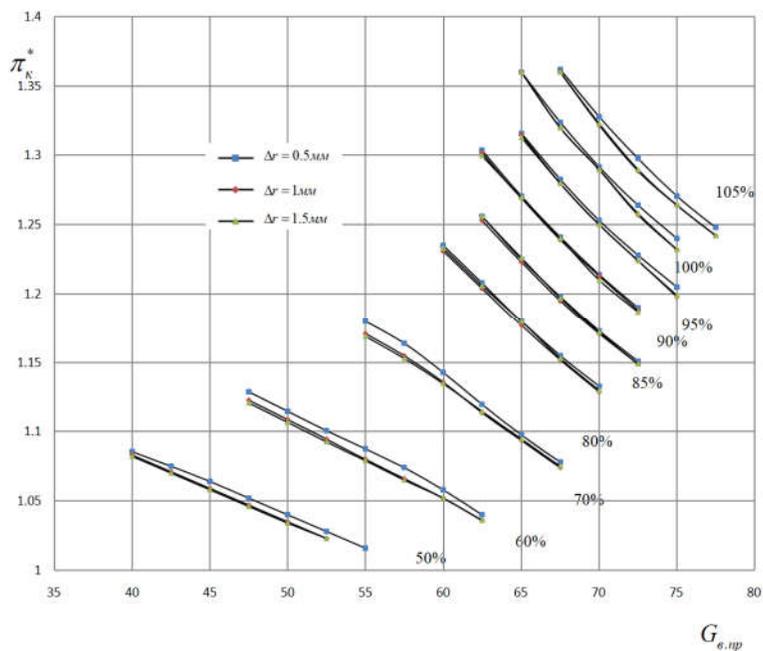


Рис. 4.59. Влияние радиального зазора на положение напорных кривых рабочего колеса первой ступени.

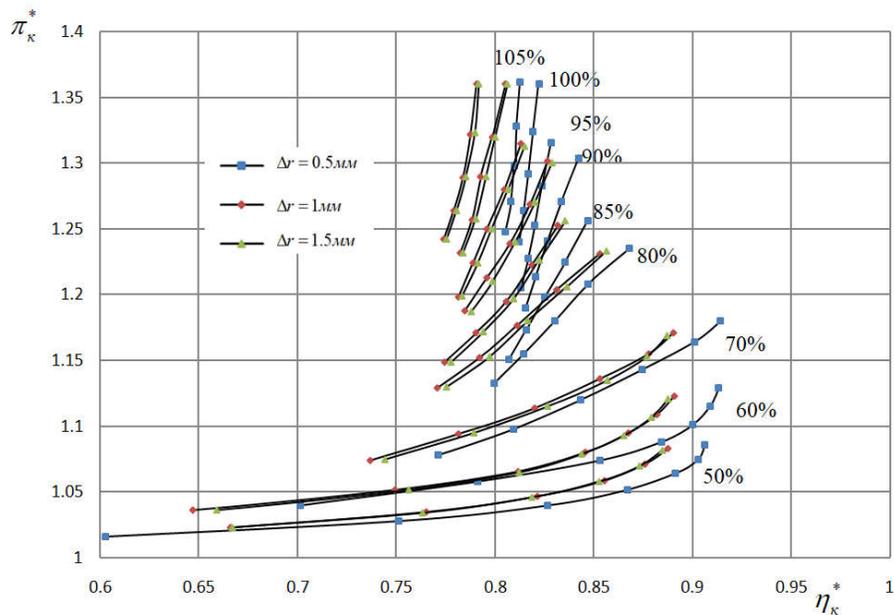


Рис. 4.60. Влияние радиального зазора на КПД рабочего колеса первой ступени.

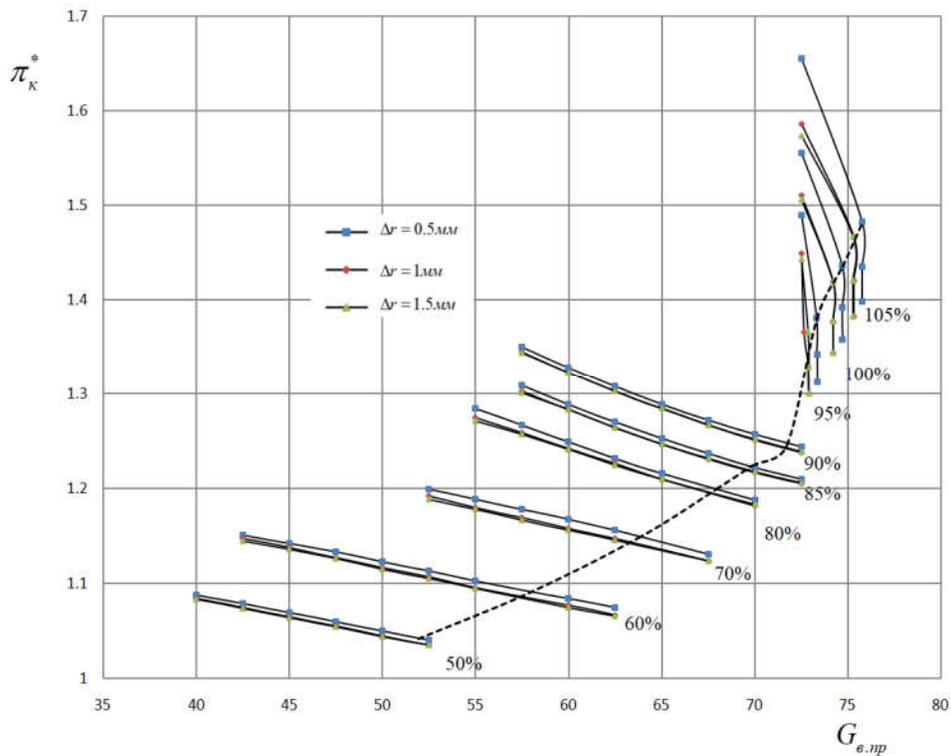


Рис. 4.61. Влияние радиального зазора на положение напорных кривых первой ступени.

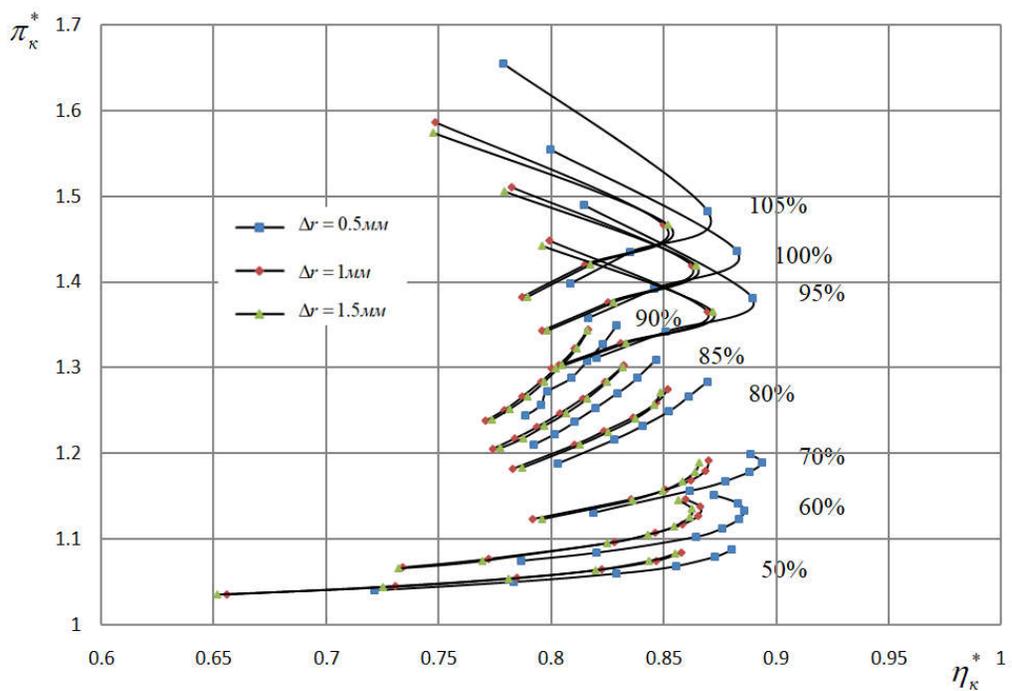


Рис. 4.62. Влияние радиального зазора на КПД первой ступени.

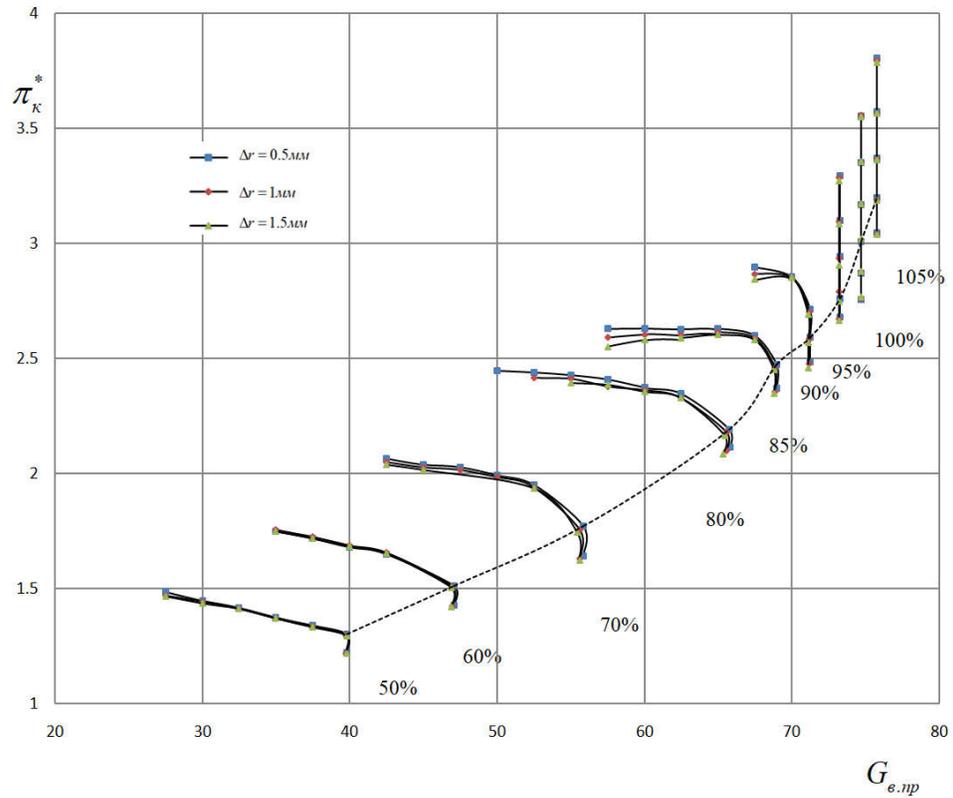


Рис. 4.63. Влияние радиального зазора на положение напорных кривых КНД.

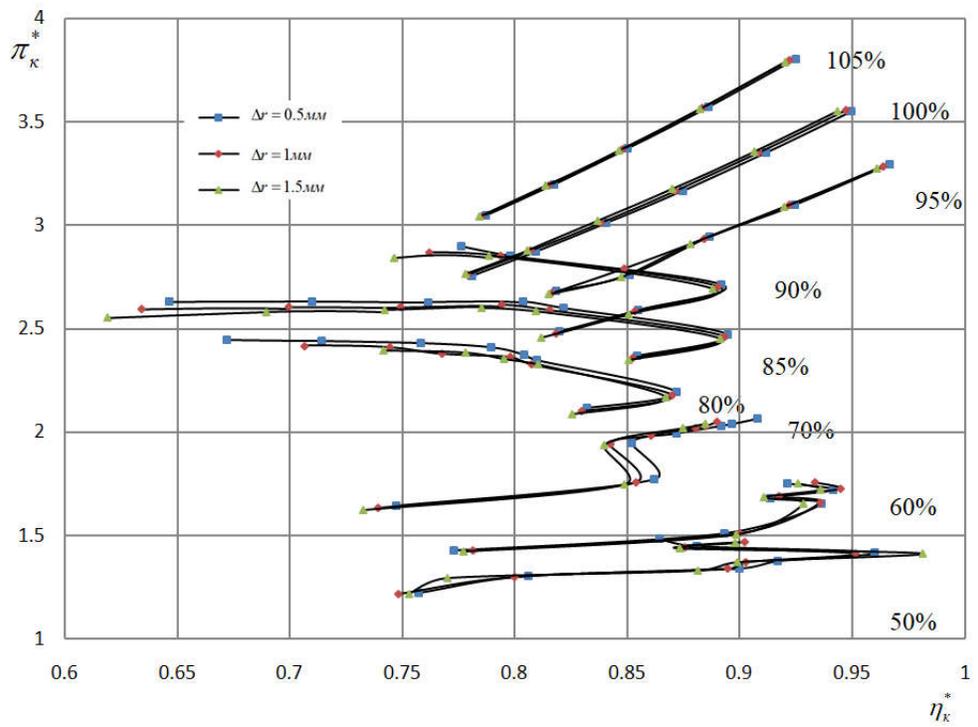


Рис. 4.64. Влияние радиального зазора на КПД КНД.

Как видно, при увеличении радиального зазора приводят к уменьшению значений τ_k^* , η_k^* , $G_{в.пр}$ рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД на всех режимах.

На рис. 4.65 показано изменение запаса устойчивости ΔK_y КНД в зависимости от радиального зазора.

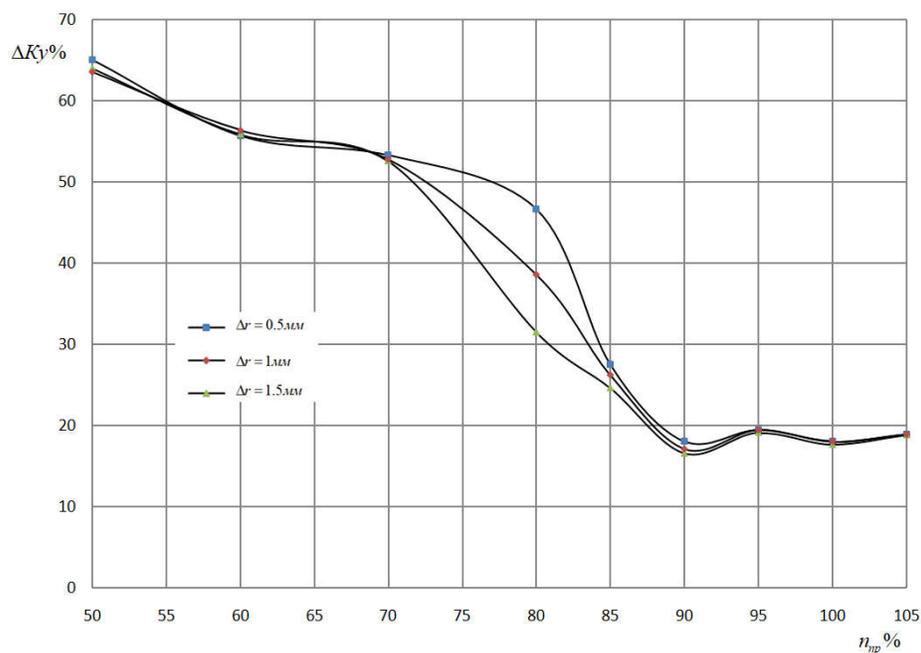


Рис. 4.65. Влияние радиального зазора на запас газодинамической устойчивости ΔK_y КНД.

Увеличение радиального зазора приводит к ухудшению газодинамических параметров компрессора. С увеличением радиального зазора запас газодинамической устойчивости уменьшается на режимах $n_{пр}=80\%$, 85% , 90% . Максимальное уменьшение запаса газодинамической устойчивости при значении радиального зазора $\Delta r = 1,5$ мм регистрируется на режиме $n_{пр}=80\%$ на величину $32,46\%$.

4.10. Исследование влияния эрозионного износа профиля лопатки на качество функционирование КНД

Эрозионный износ приводит к изменению геометрических параметров профилей лопаток или конфигурации лопатки по высоте. В этом разделе рассматриваются два случая изношенного повреждения: равномерный эрозионный износ профиля лопатки; неравномерный эрозионный износ профиля лопатки.

4.10.1. Влияние равномерного эрозионного износа профиля лопатки на качество функционирование КНД

В случае равномерного износа геометрия профиля изнашивается равномерно по слоям. В его результате изношенный профиль имеет подобную конфигурацию по сравнению с исходным профилем. Модель равномерного износа показана на рис. 4.66.

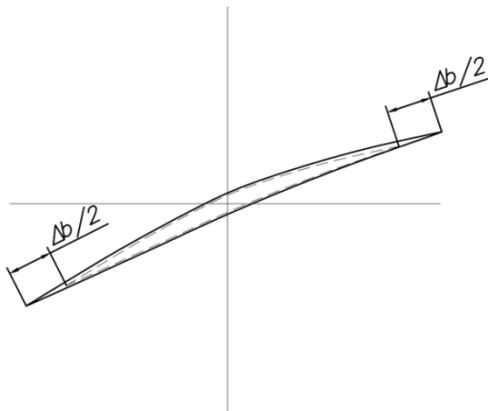


Рис. 4.66. Модель равномерного износа профиля

При этом уменьшаются толщина и длина хорды в двух сторонах (на входной и выходной кромке) и приводит к изменению межлопаточных канала венца рабочего колеса или направляющего аппарата. Для оценки влияния износа предполагаем что износ происходит только в рабочем колесе первой ступени и равномерно во всех сечениях изношенных лопаток. Расположение изношенных лопаток на рис. 4.67. Из-за особенности конструкции рабочего

колеса первой ступени ТРДД главный геометрический параметр, вызывающий изменение конструкции межлопаточных канала является уменьшением длины хорды Δb .

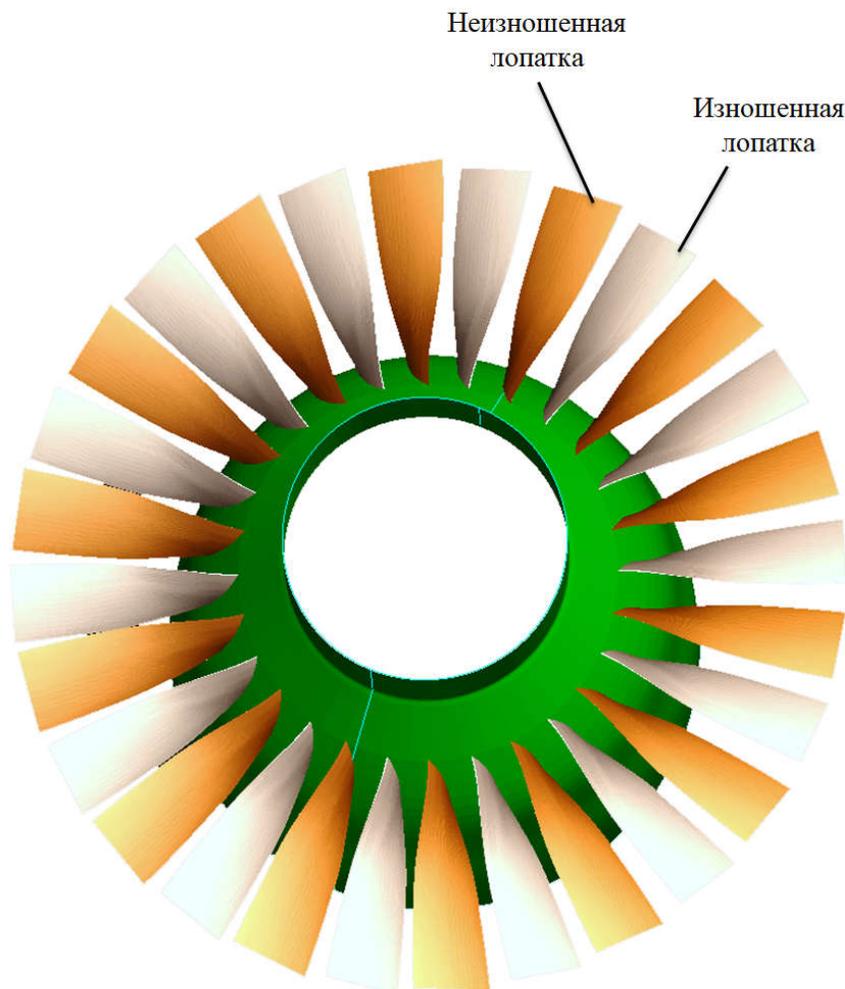


Рис. 4.67. Модель износа рабочего колес первой ступени

Приведены расчеты характеристик рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД для значений уменьшения длины хорда лопаток $\Delta b = 0$; 0,5; 1; 1,5 мм при значении радиального зазора – 1,5 мм. Результаты показаны на рис.4.68 – 4.73.

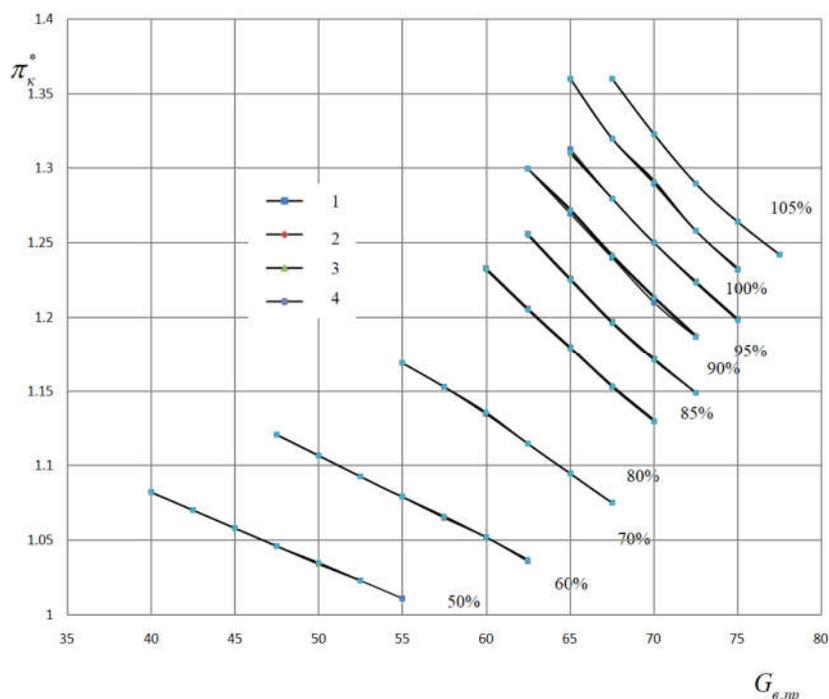


Рис. 4.68. Влияние равномерного износа профиля на положение напорных кривых рабочего колеса первой ступени. 1- $\Delta b=0$ мм, 2- $\Delta b=0,5$ мм, 3- $\Delta b=1$ мм, 4- $\Delta b=1,5$ мм.

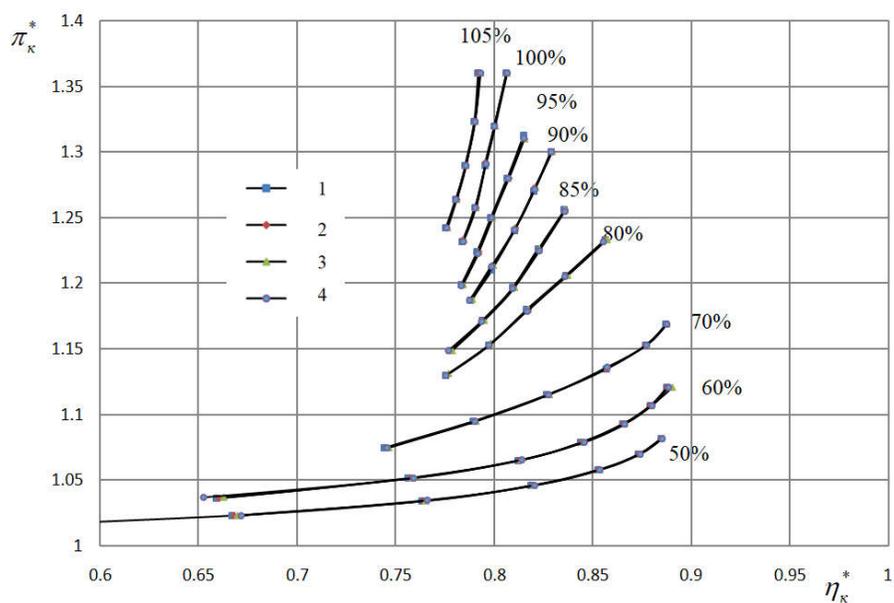


Рис. 4.69. Влияние равномерного износа профиля на КПД рабочего колеса первой ступени. 1- $\Delta b=0$ мм, 2- $\Delta b=0,5$ мм, 3- $\Delta b=1$ мм, 4- $\Delta b=1,5$ мм.

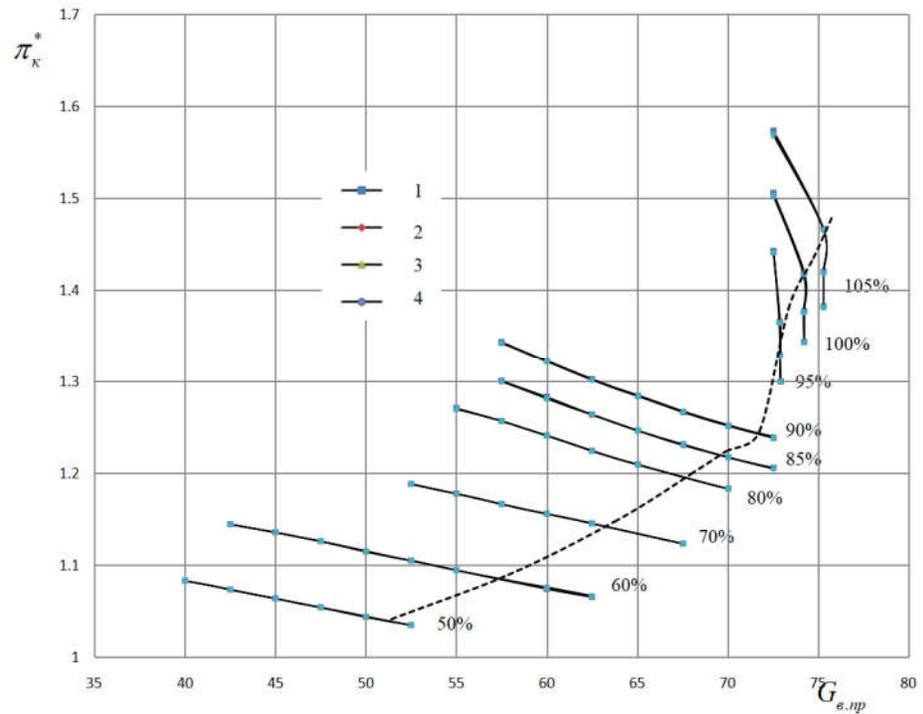


Рис. 4.70. Влияние равномерного износа профиля на положение напорных кривых первой ступени. 1- $\Delta b = 0$ мм, 2- $\Delta b = 0,5$ мм, 3- $\Delta b = 1$ мм, 4- $\Delta b = 1,5$ мм.

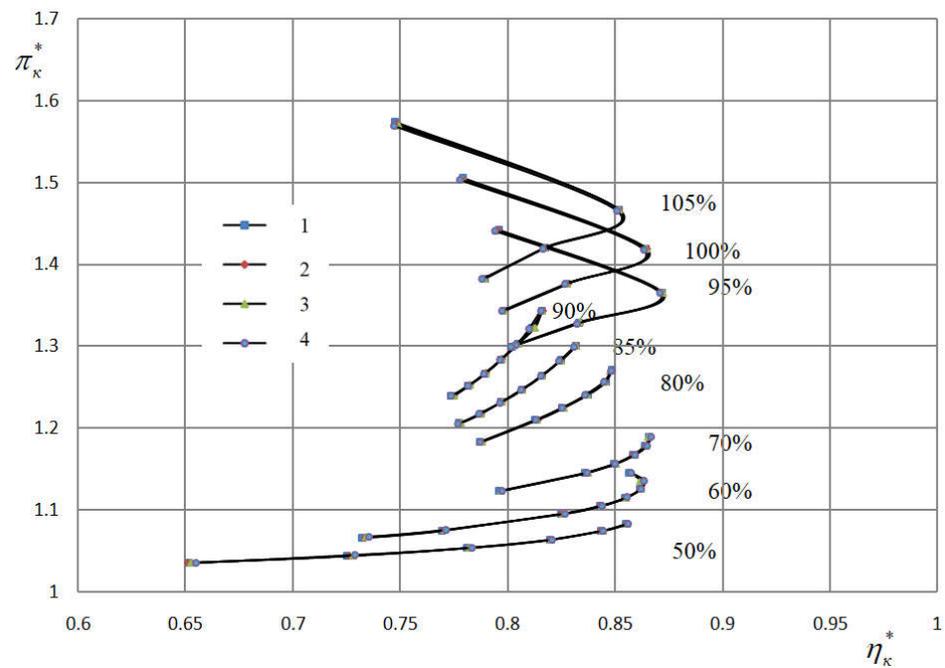


Рис. 4.71. Влияние равномерного износа профиля на КПД первой ступени. 1- $\Delta b = 0$ мм, 2- $\Delta b = 0,5$ мм, 3- $\Delta b = 1$ мм, 4- $\Delta b = 1,5$ мм.

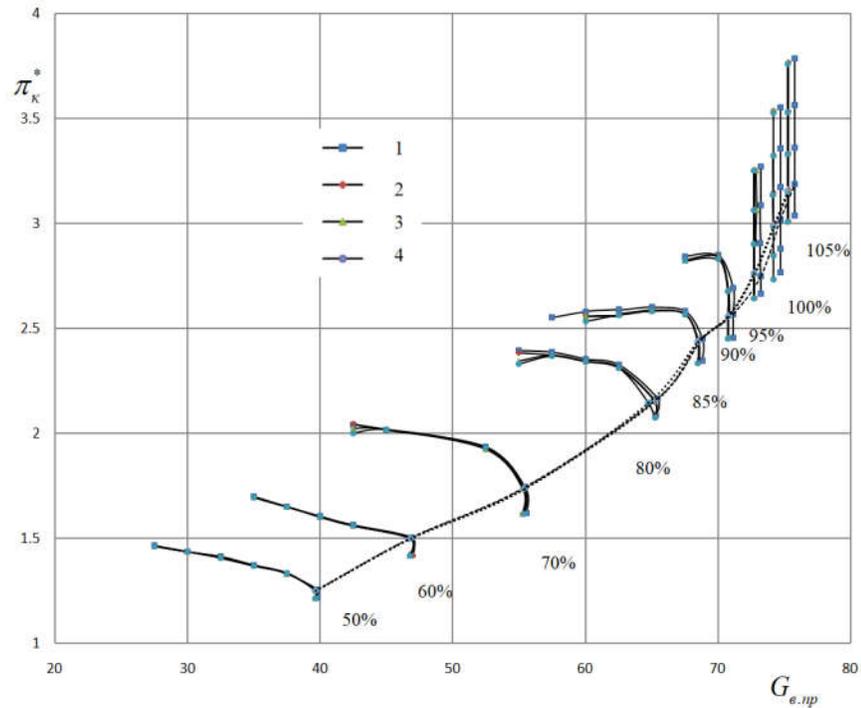


Рис. 4.72. Влияние равномерного износа профиля на положение напорных кривых КНД. 1- $\Delta b = 0$ мм, 2- $\Delta b = 0,5$ мм, 3- $\Delta b = 1$ мм, 4- $\Delta b = 1,5$ мм.

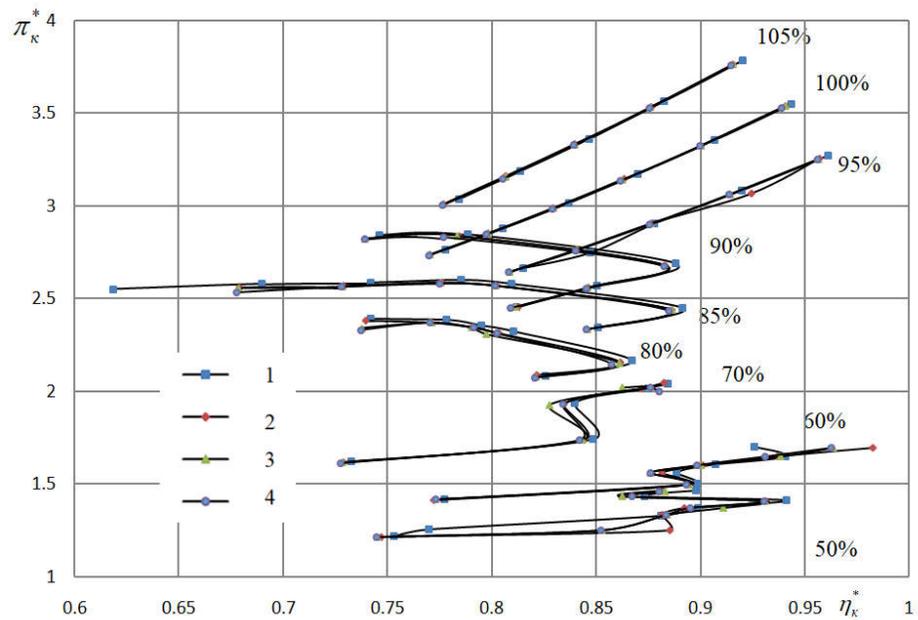


Рис. 4.73. Влияние равномерного износа профиля на КПД КНД. 1- $\Delta b = 0$ мм, 2- $\Delta b = 0,5$ мм, 3- $\Delta b = 1$ мм, 4- $\Delta b = 1,5$ мм.

На рис.4.74 показано изменение запаса устойчивости ΔK_y КНД в зависимости от уровня повреждения лопаток колеса первой ступени.

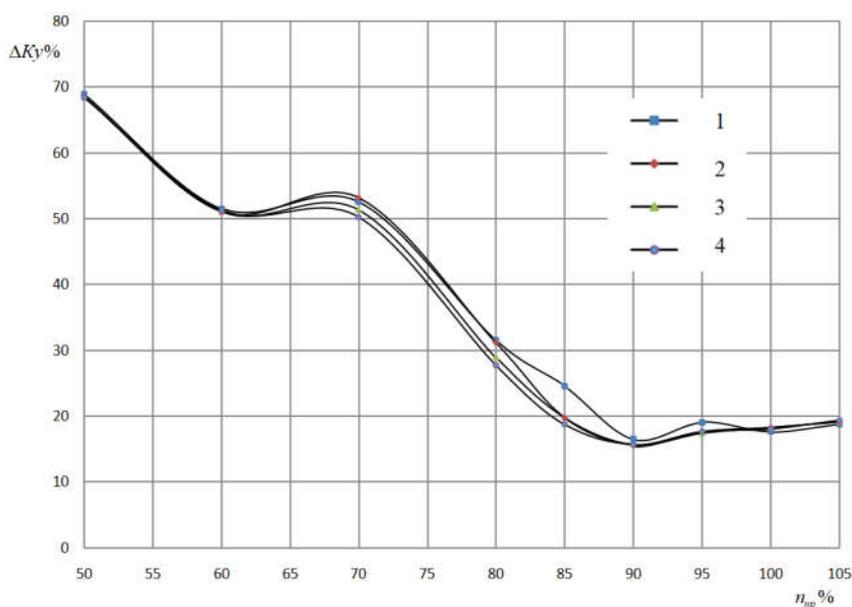


Рис. 4.74. Влияние равномерного износа профиля рабочего колеса первой ступени на запас газодинамической устойчивости ΔK_y КНД. 1 - $\Delta b = 0$ мм, 2 - $\Delta b = 0,5$ мм, 3 - $\Delta b = 1$ мм, 4 - $\Delta b = 1,5$ мм.

Значение ΔK_y уменьшается с ростом уровня износа профиля лопаток. Максимальное снижение запаса газодинамической устойчивости регистрируется на режимах $n = 70\%$, $n = 80\%$, и $n = 85\%$ при равномерном эрозионном износе рабочих лопаток компрессора КНД.

4.10.2. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на качество функционирование КНД

При неравномерном эрозионном износе геометрия профиля изнашивается неравномерно по слоям, а только в конкретной зоне профиля. Обычно износ приводит к уменьшению длины хорды и увеличению радиуса входной кромки. Модель износа показана на рис. 4.75. В этом случае уменьшение длины хорды и увеличение радиуса входного кромке приводят к ухудшению качества функционирования компрессора.

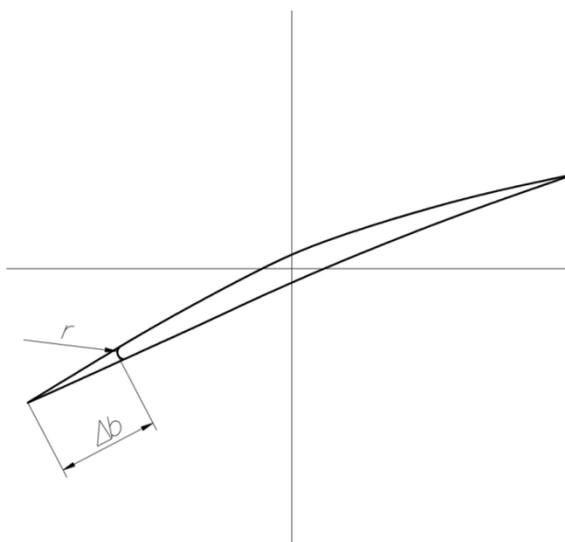


Рис. 4.75. Модель износа на входной кромке

Исследован случай неравномерного эрозионного износа на всех сечениях лопатки, при котором уменьшения длины хорды $\Delta b = 1,5 \text{ мм}$ и радиус входной кромки r увеличивается с $0,02 \text{ мм}$ до $0,1 \text{ мм}$. Радиальный зазор фиксируется со значением $1,5 \text{ мм}$, а расположение изношенных лопаток так же на рис. 4.67. Результаты расчетов представлены на рис. 4.76 - 4.82.

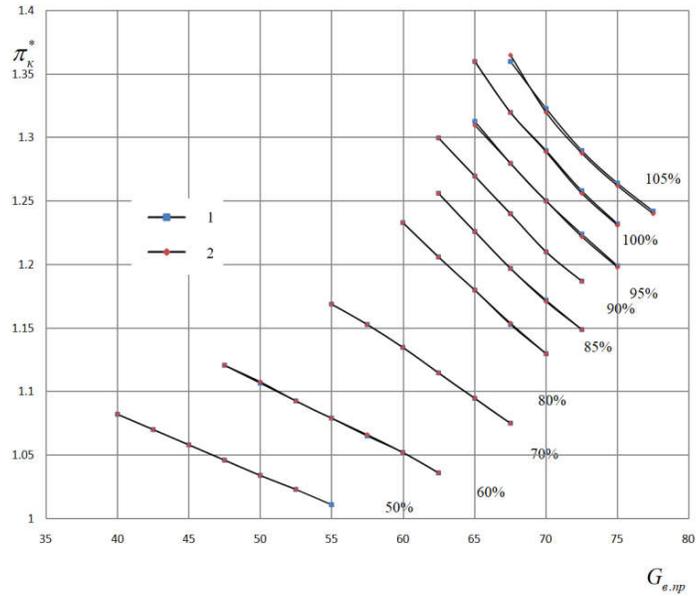


Рис. 4.76. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на положение напорных кривых рабочего колеса первой ступени. 1- $\Delta b = 0$ мм, $r = 0,02$ мм, 2- $\Delta b = 1,5$ мм, $r = 0,1$ мм.

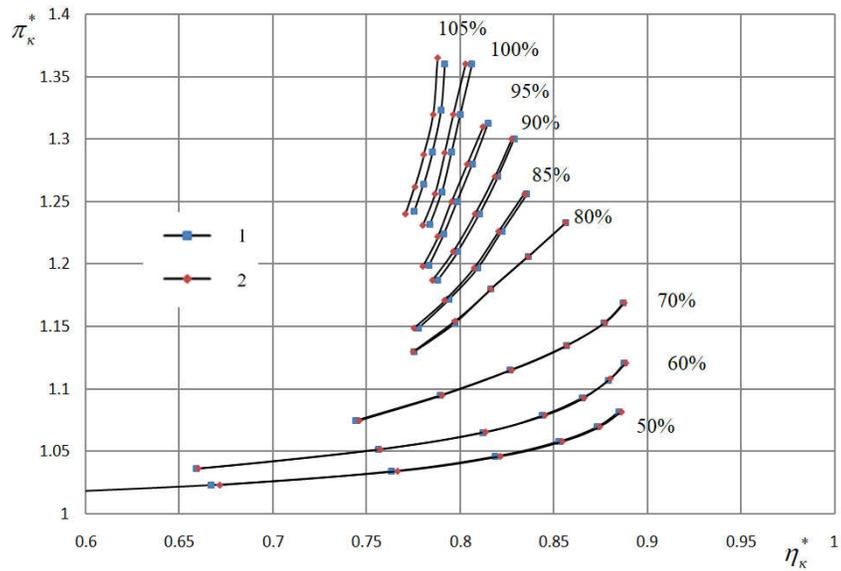


Рис. 4.77. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на КПД рабочего колеса первой ступени. 1- $\Delta b = 0$ мм, $r = 0,02$ мм, 2- $\Delta b = 1,5$ мм, $r = 0,1$ мм.

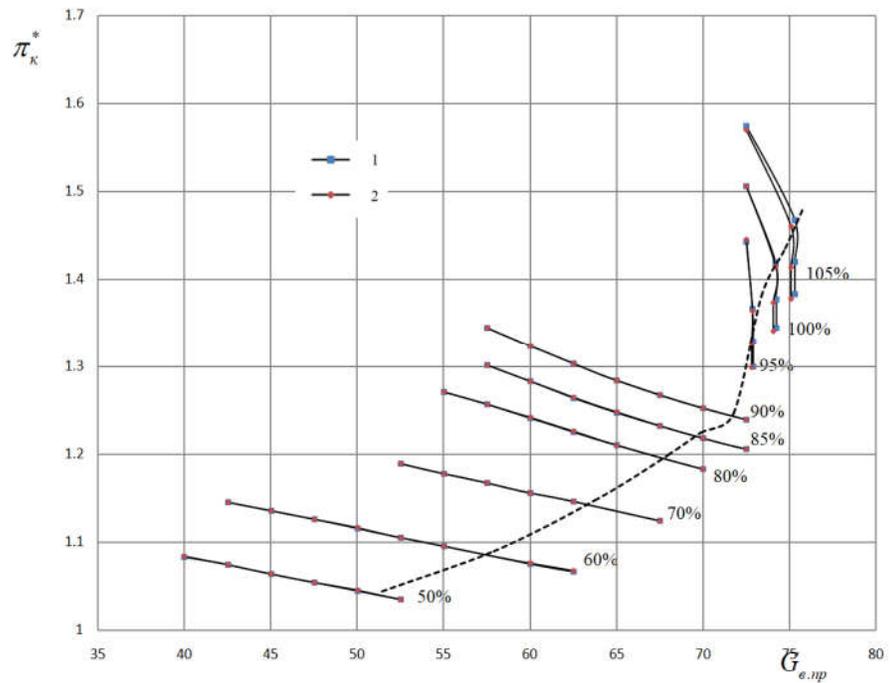


Рис. 4.78. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на положение напорных кривых первой ступени. 1- $\Delta b = 0$ мм, $r = 0,02$ мм, 2- $\Delta b = 1,5$ мм, $r = 0,1$ мм.

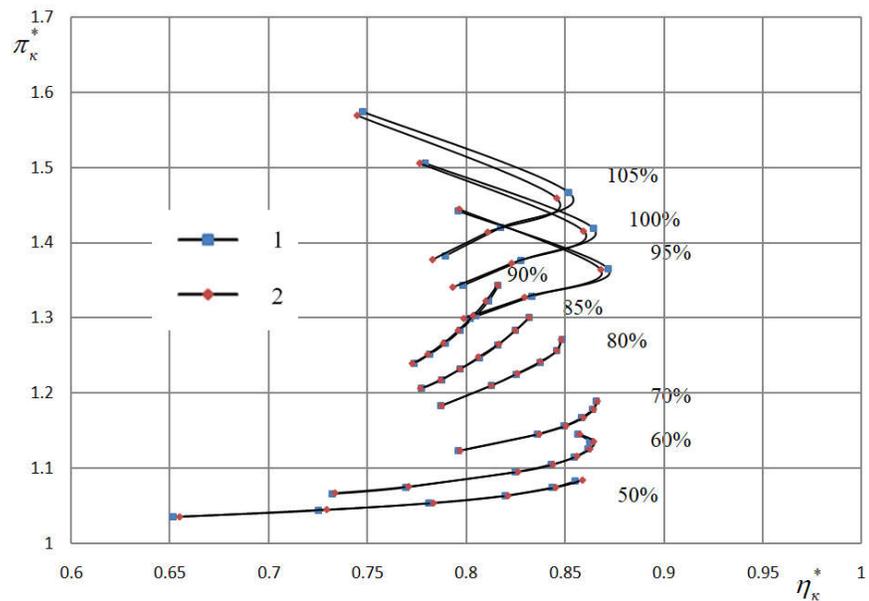


Рис. 4.79. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на КПД первой ступени. 1- $\Delta b = 0$ мм, $r = 0,02$ мм, 2- $\Delta b = 1,5$ мм, $r = 0,1$ мм.

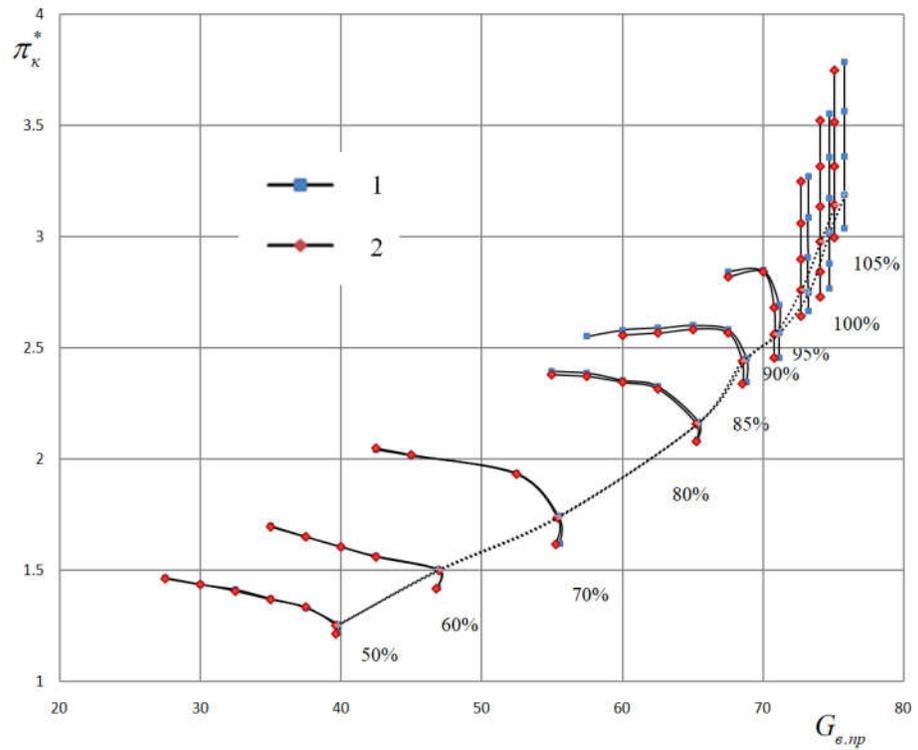


Рис. 4.80. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на положение напорных кривых КНД. 1- $\Delta b=0$ мм, $r=0,02$ мм, 2- $\Delta b=1,5$ мм, $r=0,1$ мм.

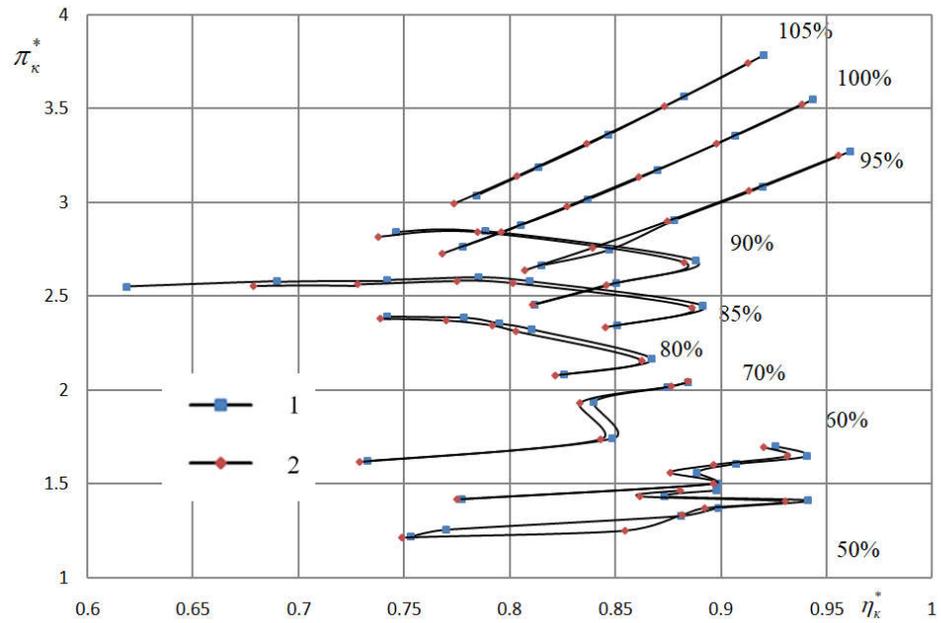


Рис. 4.81. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на КПД КНД. 1- $\Delta b=0$ мм, $r=0,02$ мм, 2- $\Delta b=1,5$ мм, $r=0,1$ мм.

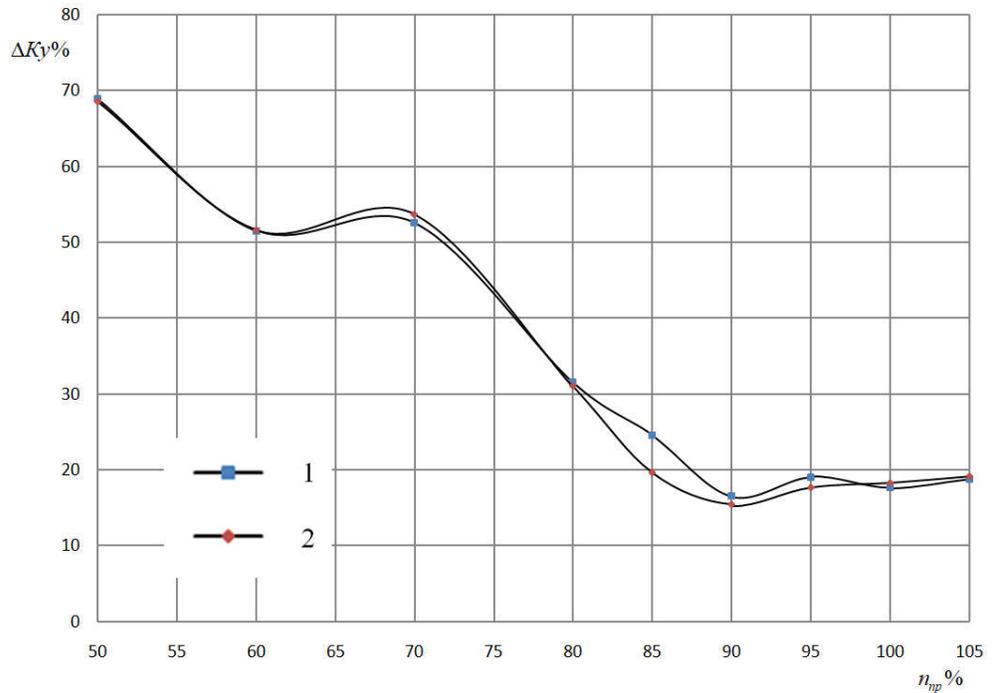


Рис. 4.82. Влияние неравномерного эрозионного износа профиля лопатки на запас газодинамической устойчивости ΔK_y КНД. 1- $\Delta b = 0$ мм, $r = 0,02$ мм, 2- $\Delta b = 1,5$ мм, $r = 0,1$ мм.

Из рисунка 4.82 при неравномерном эрозионном износе с уменьшением длины хорды $\Delta b = 1,5$ мм и радиус входной кромки увеличивается с $0,02$ мм до $0,1$ мм запас газодинамической устойчивости уменьшается в режиме $n = 85\%$.

4.11. Влияние суммирования эрозионного износа и забоины на качество функционирования КНД

Мы предполагаем что в процессе эксплуатации двигателя возникает повреждение выходной кромки на периферии равномерной изношенной лопатки (схема износа лопатки показана на рис. 4.66) с уровнем износа $\Delta b_{из} = 1,5$ мм. Расположение изношенных лопаток с забоиной сохраняется как на рис. 4.67. Модель повреждения лопатки показана на рис. 4.83.

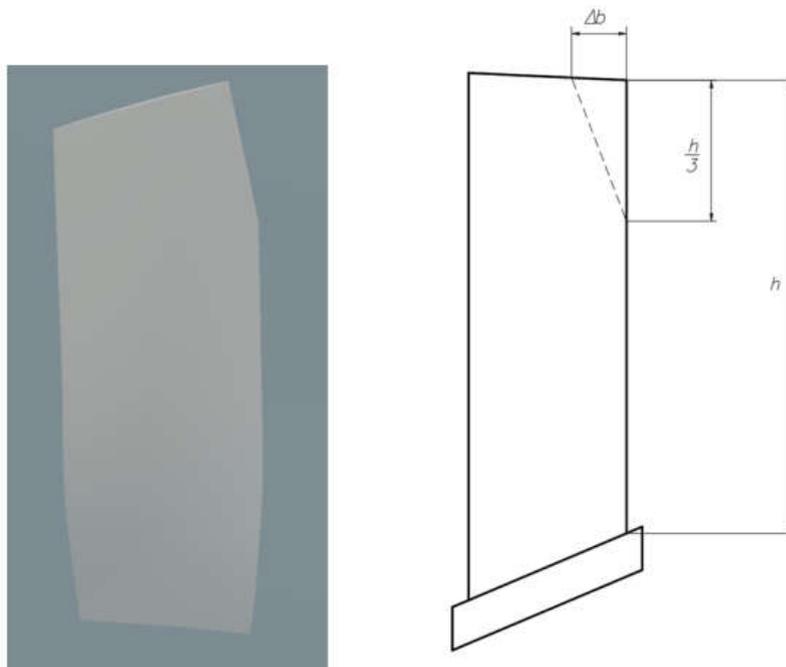


Рис. 4.83. Модель повреждения выходной кромки на периферии лопатки.

Уменьшение хорды профиля периферийного сечения лопатки при повреждении $\Delta b=10\text{мм}$, относительное уменьшение длины хорды периферийного сечения $\frac{\Delta b}{b}=12\%$, высота забоины равняется $\frac{h}{3}$, где h – высота лопатки на выходной кромке.

На рис. 4.84 – 4.90 показано сравнение результатов расчёта для рабочего колеса первой ступени, первой ступени и КНД в соответствии со случаями: 1- не повреждены, 2- повреждены с радиальным зазором 1,5 мм, 3- суммирование радиального зазора 1,5 мм и равномерного износа профиля $\Delta b_{из}=1,5\text{мм}$, и 4- суммирование радиального зазора, равномерного эрозионного износа профиля лопатки и забоины на выходной кромке.

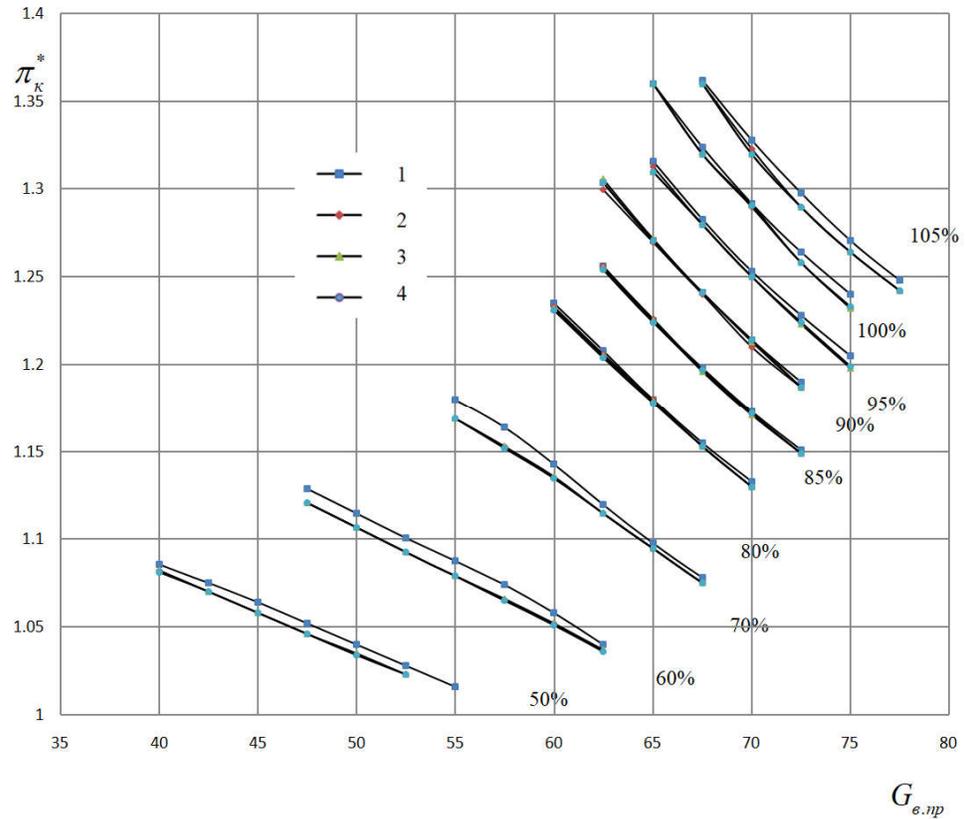


Рис. 4.84. Влияние суммирования поврежденных факторов на положение напорных кривых рабочего колеса первой ступени.

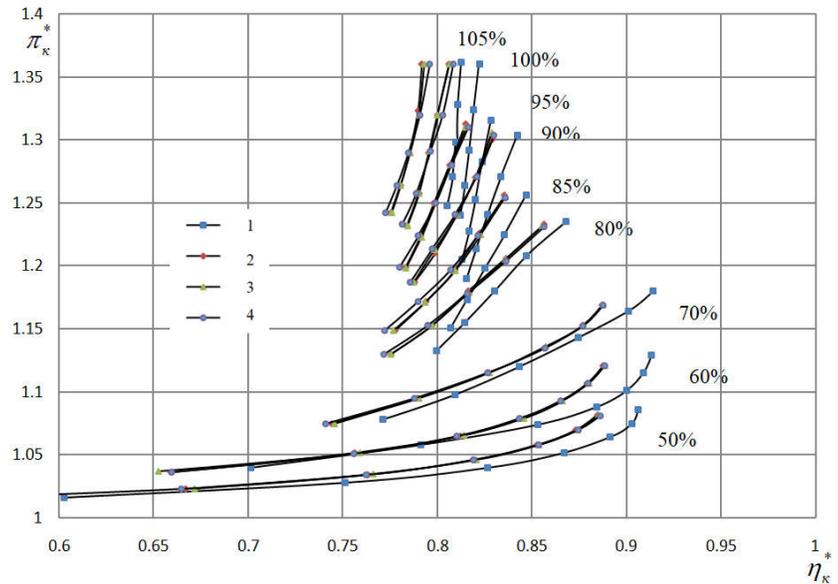


Рис. 4.85. Влияние суммирования поврежденных факторов на КПД рабочего колеса первой ступени.

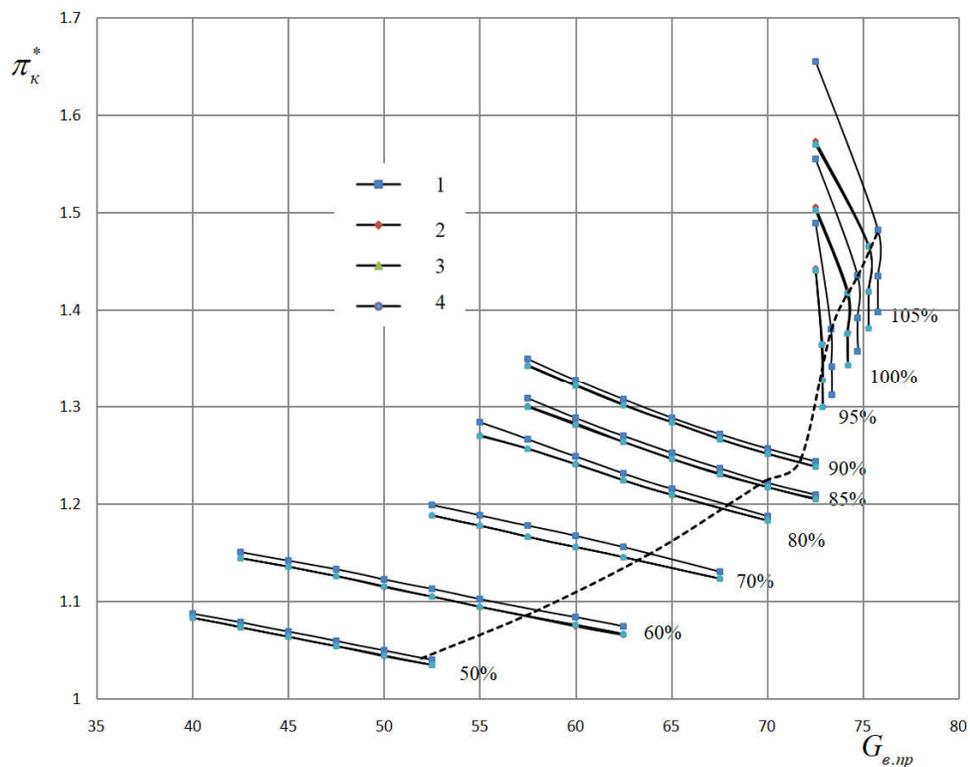


Рис. 4.86. Влияние суммирования поврежденных факторов на положение напорных кривых первой ступени.

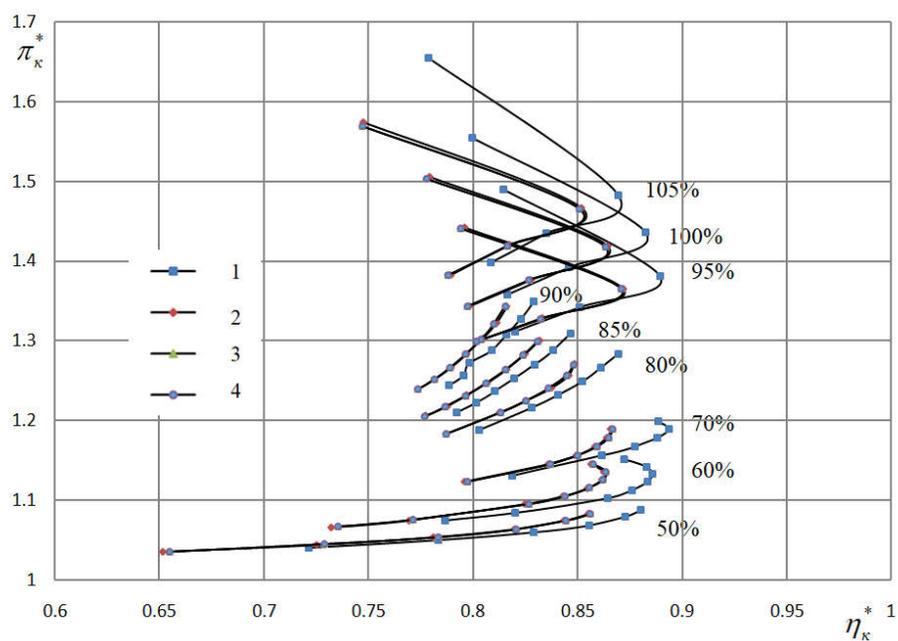


Рис. 4.87. Влияние суммирования поврежденных факторов на КПД первой ступени.

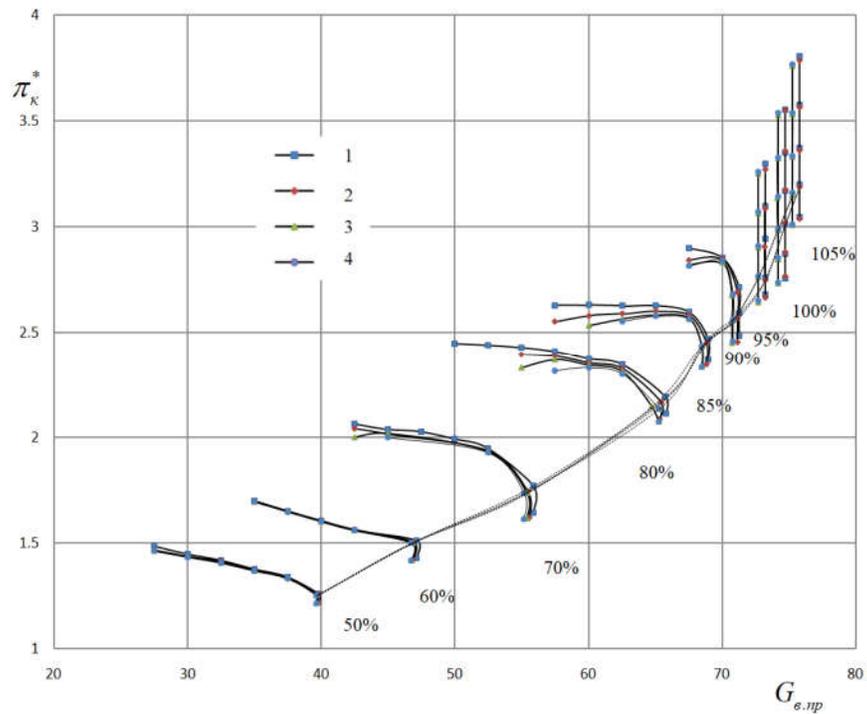


Рис. 4.88. Влияние суммирования поврежденных факторов на положение напорных кривых КНД.

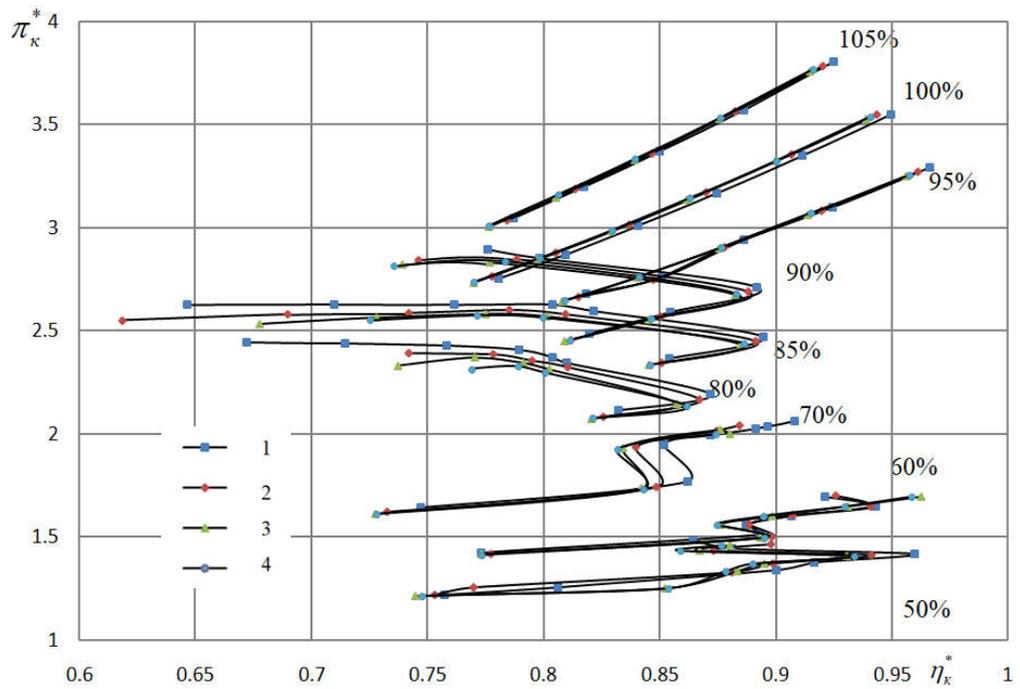


Рис. 4.89. Влияние суммирования поврежденных факторов на КПД КНД.

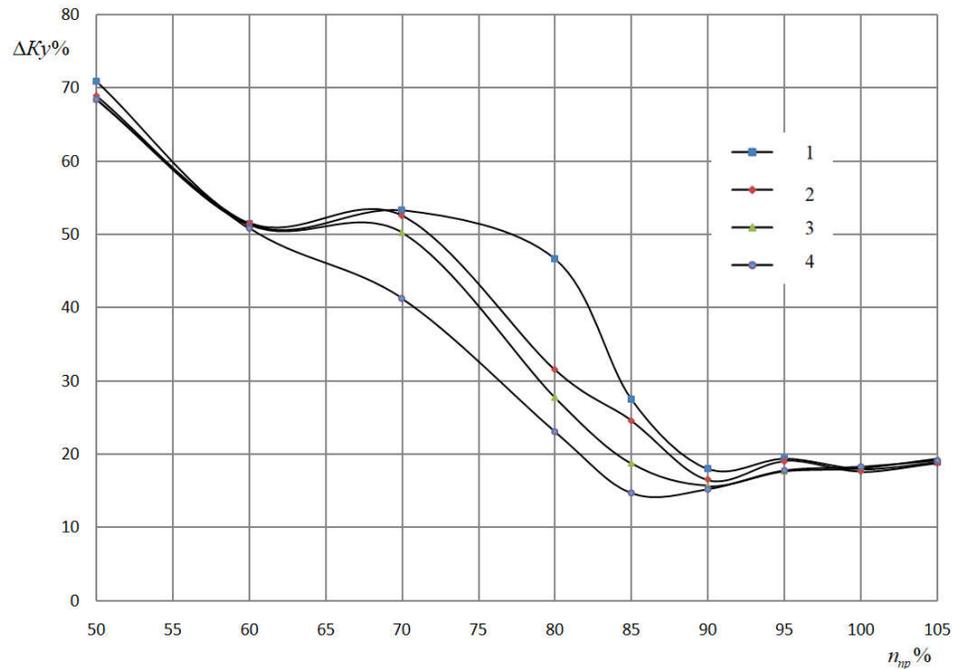


Рис. 4.90. Влияние суммирования поврежденных факторов на запас газодинамической устойчивости ΔK_γ КНД.

Трехмерное течение потока на выходной кромке в результате суммирования радиального зазора, равномерного эрозионного износа профиля лопатки и забоины на выходной кромке показан на рис.4.91.

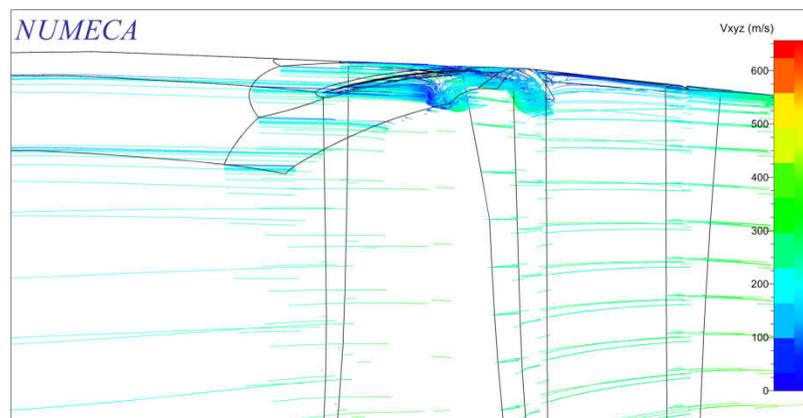


Рис. 4.91. Характер обтекания на выходной кромке рабочего лопатки первой ступени в результате суммирования эрозионного износа и забоины.

Видно что, под действием суммирования эрозионного износа и забоины возникают срыв и вихрь потока. Суммирование эрозионного износа и забоины

приводит к уменьшению запаса газодинамической устойчивости компрессора значительно на режимах $n=70\%$, $n=80\%$, и $n=85\%$ (рис. 4.92 – 4.94).

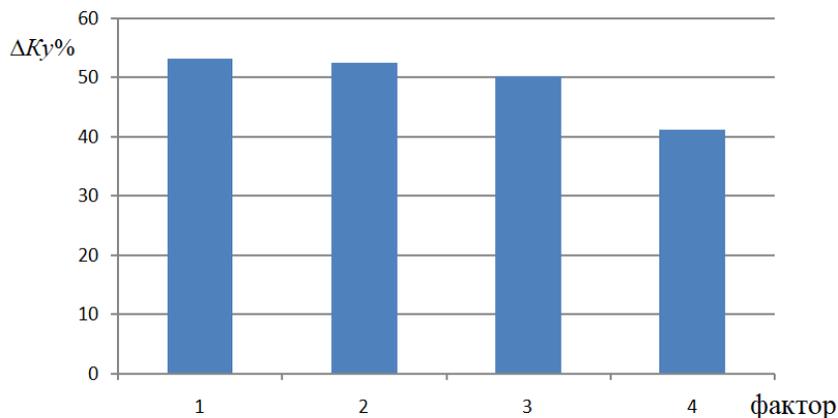


Рис. 4.92. Влияние изношенных факторов на запас газодинамической устойчивости компрессора на режиме $n=70\%$. 1- не повреждены, 2- повреждены с радиальным зазором 1,5 мм, 3- суммирование радиального зазора 1,5 мм и равномерного износа профиля $\Delta b_{uz}=1,5\text{мм}$, и 4- суммирование эрозионного износа и забоины.

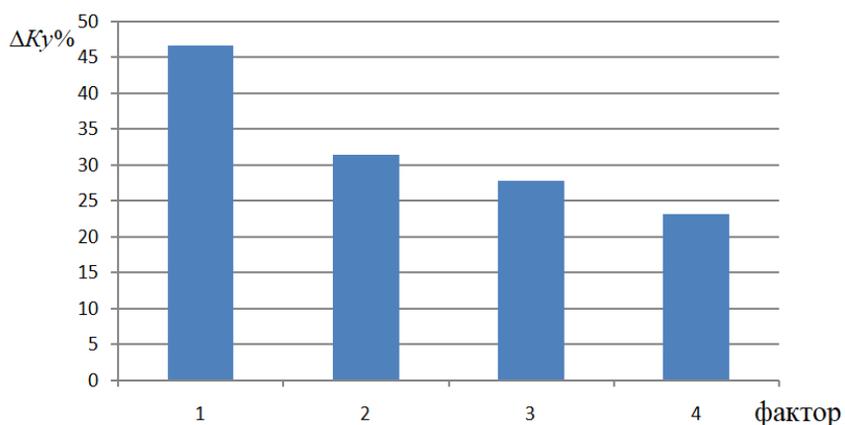


Рис. 4.93. Влияние изношенных факторов на запас газодинамической устойчивости компрессора на режиме $n=80\%$. 1- не повреждены, 2- повреждены с радиальным зазором 1,5 мм, 3- суммирование радиального зазора 1,5 мм и равномерного износа профиля $\Delta b_{uz}=1,5\text{мм}$, и 4- суммирование эрозионного износа и забоины.

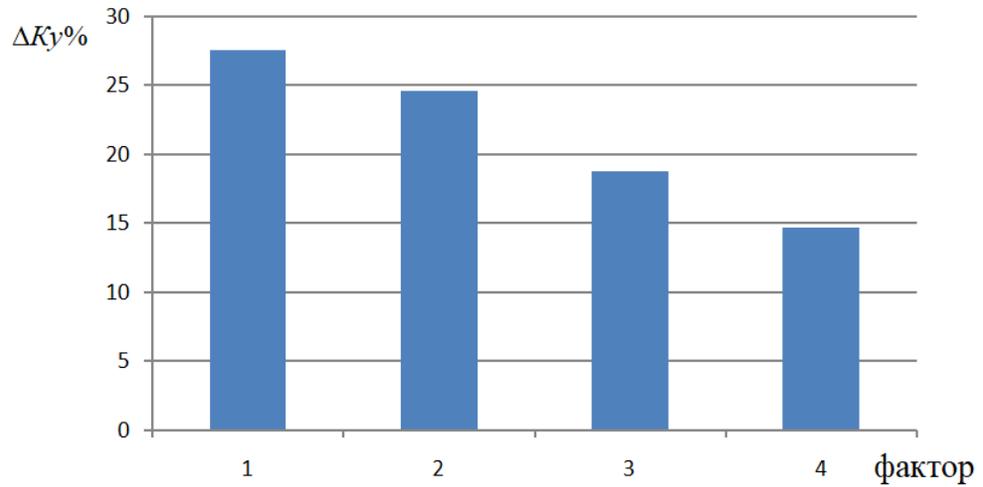


Рис. 4.94. Влияние изношенных факторов на запас газодинамической устойчивости компрессора на режиме $n=85\%$. 1- не повреждены, 2- повреждены с радиальным зазором 1,5 мм, 3- суммирование радиального зазора 1,5 мм и равномерного износа профиля $\Delta b_{из}=1,5\text{мм}$, и 4- суммирование эрозионного износа и забоины.

Выводы по главе 4

1. Повреждения в виде забоины лопатки при попадании в двигатель ПП или птицы рабочего колеса или направляющего аппарата приводят к уменьшению местных значений π^* , КПД и запаса газодинамической устойчивости всех режимов. С увеличением уровня повреждения лопаток уменьшается запас газодинамической устойчивости.

- Если повреждены только лопатки рабочего колеса первой ступени и уровень повреждения равен 1,5мм уменьшение запаса газодинамической устойчивости регистрируется на режимах $n_{пр}=80\%$, и $n_{пр}=85\%$.

- Если повреждены только лопатки направляющего аппарата первой ступени и уровень повреждения равен 1,5мм уменьшение запаса газодинамической устойчивости регистрируется на режимах $n_{пр}=80\%$, 85%, 90% на величину 15,66; 19,28 и 19,79%.

- При одновременном повреждении лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени уменьшение запаса газодинамической устойчивости КНД регистрируется на режимах $n_{пр}=80\%$, 85%, 90%, 95%, 100%.

2. Геометрия забоины влияет на качество функционирования компрессора. Уменьшение запаса газодинамической устойчивости при повреждении в виде окружной забоины меньше чем при повреждении в виде прямоугольной и треугольной забоинах.

3. Увеличение количества поврежденных лопаток приводит к уменьшению газодинамической устойчивости компрессора. Для КНД исследуемого ТРДД с увеличением количества поврежденных лопаток газодинамическая устойчивость уменьшается значительно в режимах $n_{пр}=70\%$, 80%, 85%.

4. Расположение поврежденных лопаток с забоинами в одинаковой высоте влияет на качество функционирования компрессора. При последовательном расположении поврежденных лопаток газодинамическая

устойчивость и КПД компрессора уменьшается по сравнению со случаем непоследовательного расположения.

5. Увеличение количества забоин во входной кромке поврежденных лопаток приводит к уменьшению запаса устойчивости.

6. Радиальный зазор и эрозионный износ лопаток приводят к уменьшению местных значений π^* , КПД и запаса газодинамической устойчивости всех режимов.

7. Под действием радиального зазора в зоне зазора и на выходной кромке возникают срыв и вихрь потока. При значении радиального зазора $\Delta r = 1,5$ мм уменьшение газодинамической устойчивости регистрируется существенно более заметным на режиме $n_{пр} = 80\%$ на величину 32,46%.

8. Эрозионный износ лопаток по профилям или по высоте вызывает изменение конструкции межлопаточных каналов. В его результате ухудшается качество функционирования компрессора, т.е уменьшается газодинамическая устойчивость.

9. С накоплением изношенных факторов уменьшается запас газодинамической устойчивости. Суммирование эрозионного износа и забоины приводит к уменьшению газодинамической устойчивости компрессора значительно на режимах $n_{пр} = 70\%$, $n_{пр} = 80\%$, и $n_{пр} = 85\%$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Эксплуатационные повреждения лопаток компрессора способствуют увеличению числа аварий и катастроф, а также увеличению числа съема двигателей с эксплуатации, снижению уровня исправности парка двигателей и безопасности полетов ВС.

2. Создание и совершенствование методик моделирования эксплуатационных повреждений элементов конструкции авиационных ГТД позволит уменьшить число съема авиационных ГТД с эксплуатации, из-за эксплуатационных повреждений.

3. Повреждение рабочих лопаток компрессора приводит к изменению расходной составляющей осевой скорости воздушного потока на входе в ступень.

4. Повреждение входной кромки лопатки, в виде забоины глубиной $\delta=0,3$ мм, дно которой представляет собой плоскость, приводит к уменьшению осевой скорости по спинке профиля в среднем до 25 %.

5. С увеличением уровня повреждения возрастает интенсивность турбулизации пограничного слоя.

6. Влияние повреждений лопаток компрессора целесообразно оценивать комплексно, как с учетом влияния на снижение усталостной прочности поврежденных лопаток, так и с учетом влияния поврежденных лопаток компрессора на снижение эффективности его работы как лопаточной машины.

7. Изменение поведения и свойств конструкции лопаток определяет взаимодействие поврежденной конструкции лопаток с воздушным потоком, падение уровня значений КПД компрессора и изменение спектра нагрузок, действующих на лопатки.

8. Использование доработанного коммерческого программного продукта NUMECA Fine/Turbo позволяет:

- уточнить закономерность влияния различных видов эксплуатационных повреждений лопаток КНД на характеристики поврежденного компрессора, как лопаточной машины,

- оценить уровень и вид повреждения, влияющих на характер изменения местных значений π^* , КПД и запаса газодинамической устойчивости на всех рабочих режимах,

- оценить надежность ТРД,

- выявить опасные режимы работы поврежденного двигателя,

- оценить степень снижения запаса газодинамической устойчивости поврежденного КНД при работе в системе двигателя,

- рассчитать характеристику КНД с учетом уровня и вида повреждения,

- выявить изменения параметров КНД и ТРД в зависимости от уровня и вида повреждения.

9. Исследования поврежденного КНД прототипа ТРДД позволили выявить следующее:

9.1. Повреждения в виде забоины лопатки при попавшем в двигатель ПП или птицы рабочего колеса или направляющего аппарата приводят к уменьшению местных значений π^* , КПД и запаса газодинамической устойчивости всех режимов. С увеличением уровня повреждения лопаток уменьшается запас газодинамической устойчивости.

- Если повреждены только лопатки рабочего колеса первой ступени и уровень повреждения равен 1,5мм уменьшение запаса газодинамической устойчивости регистрируется на режимах $n_{пр}=80\%$, и $n_{пр}=85\%$.

- Если повреждены только лопатки направляющего аппарата первой ступени и уровень повреждения равен 1,5мм уменьшение запаса газодинамической устойчивости регистрируется на режимах $n_{пр}=80\%$, 85%, 90%.

- При одновременном повреждении лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата первой ступени уменьшение запаса газодинамической устойчивости КНД регистрируется на режимах $n_{пр} = 80\%, 85\%, 90\%, 95\%, 100\%$.

9.2. Геометрия забоины влияет на качество функционирования компрессора. Уменьшение запаса газодинамической устойчивости при повреждении в виде окружной забоины меньше чем при повреждении в виде прямоугольной и треугольной забоинах.

9.3. Увеличение количества поврежденных лопаток приводит к уменьшению газодинамической устойчивости компрессора. Для КНД исследуемого ТРДД с увеличением количества поврежденных лопаток газодинамическая устойчивость уменьшается значительно в режимах $n_{пр} = 70\%, 80\%, 85\%$.

9.4. При последовательном расположении поврежденных лопаток в рабочем колесе КНД газодинамическая устойчивость компрессора уменьшается в меньшей степени по сравнению с непоследовательным расположением поврежденных лопаток. Изменения происходят за счет возрастания интенсивности турбулизации в пограничном слое.

9.5. Увеличение количества забоин на входной кромке поврежденных лопаток приводит к уменьшению запаса устойчивости.

9.6. Радиальный зазор и эрозионный износ лопаток приводят к уменьшению местных значений π^* , КПД и запаса газодинамической устойчивости всех режимов.

9.7. Под действием радиального зазора в зоне зазора и на выходной кромке возникают срыв и вихрь потока. При значении радиального зазора $\Delta r = 1,5$ мм уменьшение газодинамической устойчивости регистрируется существенно более заметным на режиме $n_{пр} = 80\%$ на величину 32,46%.

9.8. Эрозионный износ лопаток по профилям или по высоте вызывает изменение конструкции межлопаточных каналов. В его результате ухудшается

качество функционирования компрессора, т.е уменьшается газодинамическая устойчивость.

9.9. С накапливанием изношенных факторов уменьшается запас газодинамической устойчивости. Суммирование эрозионного износа и забоины приводит к уменьшению газодинамической устойчивости компрессора значительно на режимах $n_{пр}=70\%$, $n=80\%$, и $n=85\%$.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Абианц, В. Х. Теория авиационных газовых турбин. – М.: Машиностроение, 1979. – 246 с
2. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. — М.: Физматгиз, 1960. —630 с.
3. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика: учебн. рук-во для вузов в 2 ч./ Г. Н. Абрамович. – М.:Наука.1991.– 600 с.
4. Абрамович Г.Н., Гиршович Т.А., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Теория турбулентных струй. — М.: Наука, 1984. - 716 с.
5. Августинovich В.Г. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях [Текст]/ В.Г. Августинovich, Ю.Н. Шмотин, А.М. Сипатов, Д.Б. Румянцев и др. — М.: Машиностроение, 2005. - 535с.
6. Авиационные правила Часть 33, «Нормы лётной годности двигателей воздушных судов», Межгосударственный авиационный комитет, ОАО «Авиаиздат»,- 2012 г. -78 с.
7. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1981.

8. Алексеев Л.П., Казанджан П.К., Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория двигателей. Ч.1. Теория лопаточных машин. Под ред. Т.М. Мелькумова. — М.:ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1967. 440с.

9. Бакулев В.И. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник / В.И. Бакулев, В.А. Голубев, В.А. Крылов и др.; Под редакцией В.А. Сосунова, В.М. Чепкина – М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с.

10. Батулин, О. В. Методика цифрового моделирования осевых многоступенчатых турбин низкого давления с учетом неравномерного поля параметров на входе в турбину, трехмерной структуры потока в лопаточных венцах и утечек через радиальные зазоры лабиринтных уплотнений: электронное учебное пособие / О. В. Батулин, Д. А. Колмакова, А. В. Кривцов, В. Н. Матвеев, Г. М. Попов, Л. С. Шаблий. – Самара: СГАУ, 2012. – 122 с.

11. Батулин О.В., Попов Г.М., Горячкин Е.С., Смирнова Ю.Д. Перепрофилирование трехступенчатого осевого компрессора с помощью методов математической оптимизации // М.: Труды МАИ. – 2015. – № 82. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=58712>

12. Батулин, В.Н. Матвеев, Л.С.Шаблий, Г.М. Попов, Д.А. Колмакова. Исследование рабочего процесса в ступени осевого компрессора с помощью универсального программного комплекса Ansys CFX/ О.В. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011, 112 с.: ил.

13. Бетчелор Дж. Введение в динамику жидкости. – М.: Мир, 1973. – 758 с.

14. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей. – М.: Оборонгиз, 1962. – 793 с.

15. Виноградов, А. С. Конструкция ТРДДФ РД-33 [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А. С. Виноградов ; М-во образования и науки Рос.

Федерации, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Самара, 2013.

16. Голубев, В. А. Двухконтурные авиационные двигатели. Теория, расчет и характеристики: учебное пособие / В. А. Голубев. – М.: Издательство МАИ, 1993. – 165 с.

17. ГОСТ 23851-79 "Двигатели авиационные газотурбинные".

18. Добряков, Ю. И. Испытания авиационных ГТД на стойкость к воздействию пыли (песка) // Двигатель. – 2011. – № 2 (74).

19. Емин, О.Н. Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД [Текст]: Учеб. пособие/ О.Н. Емин, В.Н. Карасев, Ю.А. Ржавин – М.: Дипак, 2004. 156 с.

20. Евтеев И.В., Талызин А.М., Талызина В.С. Профилирование рабочих лопаток трансзвуковой и сверхзвуковой ступеней осевого компрессора. – М.: Университет дружбы народов, 1980 – 67 с.

21. Зрелов В. А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. — Машиностроение, 2005. — С. 196-207, 223. — 336 с. — (Для вузов). — ISBN 5-217-03254-5.

22. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования АД и ЭУ. – Пермь, 2008, -1204 с.

23. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д. Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. Учебник для студентов вузов по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». – 2-е изд., перераб. И доп. М.:Машиностроение, 1998. 320 с.

24. Кривошеев, И. А. Анализ закономерностей влияния запыленности воздуха на изменение геометрии лопаток и параметры ступеней осевого компрессора / И. А. Кривошеев, Р.Ф. Камаева // Молодой ученый. – 2011. – №3, Т.1. – С. 50–55.

25. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение: 1976, -216 с.
26. Кулагина В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. В 3-х кн / Под общ, ред, В.В. Кулагина. – М.: Машиностроение, 2005.
27. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1973. – 848 с.
28. Локай В.И., Мансутова М.К., Струшкин В.А. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. – М: Машиностроение, 1991 – 511 с.
29. М. Б. Абдельвахид, Р. М. Федоров, К. С. Федечкин. Расчет влияния радиального зазора на характеристику КНД двигателя РД-33 // Вестник СГАУ: Научный журнал Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 3 (34), часть 3. – С. 23.
30. Мартиросян А.А., Милешин В.И., Дружинин Я.М., Кожемяко П.Г. Расчетно-экспериментальное исследование аэродинамических характеристик биротативного вентилятора с использованием различных программных комплексов // М.: Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2019. № 2. С.115-130.
31. Молчанов А.М., Щербаков М.А., Янышев Д.С., Куприков М.Ю., Быков Л.В. Построение сеток в задачах авиационной и космической техники. – М: Изд-во МАИ, 2013, 260 с.
32. Н. Кампсти. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. – М: Мир, - 2000. – 688 с.
33. Нестеренко В.Г. Атлас схемно–конструктивных решений узлов ВРД: Учебное пособие. – М.: Изд–во МАИ, 1991.– 88 с.
34. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных двигателей: учебник для ВУЗов ВВС / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров, В. Н. Котовский, А. С. Полев. – Часть 2. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2007. – 448 с.152.

35. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных двигателей. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1990. – 703 с
36. Нечаев, Ю. Н. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолётов / Ю. Н. Нечаев, В. Н. Кобельков, А. С. Полев. – М.: Машиностроение, 1988. – 175 с.
37. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – часть 1. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.
38. Новиков А.С., Пайкин А.Г., Сиротин Н.Н. Контроль и диагностика технического состояния газотурбинных двигателей. – М.: Наука, 2007. 469 с.
39. Отраслевой стандарт ОСТ 1 00304 – 79 «Лопатки газотурбинных двигателей. Нормирование повреждения лопаток компрессоров от попадания посторонних предметов».
40. Партон В.З., Морозов Е.М. Механика упругопластического разрушения. – М.: Наука, 1985. 502 с.
41. Перельман, Р. Г. Эрозионная прочность деталей двигателей и энергоустановок летательных аппаратов / Р. Г. Перельман. – М.: Машиностроение, 1980. – 245 с.
42. Проников А.С. Надежность машин. – М.: Машиностроение, 1978. 592 с.
43. Ржавин Ю.А. Осевые и центробежные компрессоры двигателей летательных аппаратов. – М.: Издательство МАИ, 1995 – 342 с.
44. Ржавин Ю.А. Лопаточные машины двигателей летательных аппаратов : теория и расчет. – М.: Издательство МАИ-Принт, 2008. - 699 с
45. Розенфельд, И.А. Исследование способов предотвращения попадания птиц на вход авиационных двигателей [Текст] / И.А. Розенфельд, Н.С. Ларионова // Труды. ЛИИ. – Жуковский, 2002. - № 563. – 54 с.
46. Сергель О.С. Прикладная гидрогазодинамика. – М.: Машиностроение, 1981. - 374 с

47. Сиротин Н.Н., Марчуков Е.Ю., Новиков А.С. Повреждаемость и работоспособность авиационных ГТД: Справочник. – М.: Наука. -2015 г. - 551 с. ISBN 978-5-02-039160.

48. Сиротин Н.Н. и др. Основы конструирования производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий в 3 кн. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Наука, 2011 .Кн. 1: Конструкция и прочность ГТД и ЭУ. – 2011. – 1087 с.

49. Сиротин, Н. Н, Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий. Эксплуатация и надежность ГТД и ЭУ [Текст] / Н.Н. Сиротин, Е.Ю. Марчуков, А.Н. Сиротин, А.Б. Агульник. – М.: «Наука», 2012. - Книга 3.

50. Сиротин Н.Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей и энергетических установок. – М.: РИА “ИМ ИМФОРМ”, 2002.420 с.

51. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон. Влияние эксплуатационных повреждений авиационного компрессора на качество его функционирования // Сборник трудов 8-й Всероссийской научной конференции с международным участием им. И.Ф. Образцова и Ю.Г. Яновского «механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред». 18-19 декабря 2018 г. С.96-100.

52. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон. Влияние эксплуатационных повреждений авиационного компрессора на качество его функционирования // Сборник тезисов докладов 8-й Всероссийской научной конференции с международным участием им. И.Ф. Образцова и Ю.Г. Яновского «механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред». 18-19 декабря 2018 г. С.57.

53. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон. Моделирование эксплуатационных повреждений компрессора авиационных ГТД // XXV международный симпозиум «динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова. Тезисы докладов. (Вятчи, 18-22 марта 2019 г). Том 2. С.126-127.

54. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон. Методика моделирования эксплуатационных повреждений компрессора авиационных ГТД // 18-я международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019» МАИ С.63-64.

55. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон. Методика моделирования эксплуатационных повреждений компрессора низкого давления ТРДД типа РД-33 на качество функционирования поврежденного компрессора и надежность двигателя // Сборник докладов международной научно-технической конференции. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». 23-25 июня 2021 года Самарского университета. Том 1. С.34-36.

56. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон. Моделирование влияния эксплуатационных повреждений рабочих лопаток компрессора низкого давления авиационных ГТД на качество функционирования поврежденного компрессора и надежность двигателя// 20-я международная конференция «Авиация и космонавтика – 2021» МАИ С.129-130.

57. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон. Методика численного моделирования эксплуатационных повреждений рабочих лопаток ротора компрессора низкого давления турбореактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 131-150.

58. Сиротин Н.Н., Нгуен Тхань Шон, Журинский А. А. Численное моделирование эксплуатационных повреждений лопаток компрессора авиационного ТРДД типа РД-33, зависящие от условий эксплуатации и определяющие эффективность компрессора, качество функционирования

двигателя и безопасность полетов ВС // Научно-технический журнал «Авиационная промышленность». № 1-2-2022г. С. 92-101.

59. Стечкин Б.С., Казанджан П.К., Алексеев Л.П., Говоров А.Н., Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория реактивных двигателей. Лопаточные машины М.: Гос. изд. оборонной промышленности, 1956. – 543с.

60. Терещенко Ю.М. Аэродинамика компрессорных решеток. – М.: Машиностроение, 1979 – 116 с.

61. Флетчер, К. Вычислительные методы в динамике жидкостей [Текст]. В 2-х томах / К. Флетчер. – М.: Мир, 1991. –1056с.

62. Хинце И.О. Турбулентность. Ее механизм и теория. – М.: Физматгиз, 1963. – 680 с.

63. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, -1986. - 432с.

64. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя [Текст]. –М.: Наука, 1974. – 711с.

65. Шорр Б.Ф. Исследование нелинейных колебаний лопатки компрессора авиадвигателя при столкновении с птицей [Text] / Б.Ф. Шорр, Г.В. Мельникова // XIII Симпозиум РАН «Динамика виброударных (сильно нелинейных) систем», Тезисы доклада. - Звенигород, 2001.

66. Шпилев, К. М. Эксплуатация летательных аппаратов в горно-пустынной местности. – М.: военное издательство, 1991. – 224 с.

67. Шулекин В.Т. Учебное пособие "Характеристика ступени осевого компрессора ГТД с повреждёнными лопатками". Московский государственный технический университет гражданской авиации 2008 г. 99с.

68. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений. – М.: URSS, 2009. – 272 с.

69. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Ansys Inc. release 17.0. 2016.

70. ANSYS FLUENT Theory Guide. Ansys Inc. release 17.0. 2016.

71. ANSYS CFX Documentation. URL:
https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/enus/help/ai_sinfo/cfx_intro.html
72. CAR/SAM Bird Strike Committee meeting. Lima/01-03 December 2004
73. Chevrolet, D. Bird Impact Analysis on a Bladed Disk [Text] / D. Chevrolet, S. Audic, J. Bonini // RTO AVT Symposium on Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modeling and Virtual Simulation. 22-25 April 2002. – Paris. – 2002. – pp. 31-1–31-8.
74. E.F. Toro. Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics. Springer, 2009.
75. FINE™/Turbo 13.1 Tutorials.
76. Hamed, A. Modeling of compressor performance deterioration due to erosion / A. Hamed, W. Tabakoff, D. Singh // International Journal of Rotating Machinery. – 1998. – Vol. 4, No. 4. – pp. 243–248.
77. Japike D., Baines N.C., Introduction to Turbomachinery [Текст]. Concept NREC ETI INC.
78. Kumar, A. Robust design of compressor fan blades against erosion / Apurva Kumar, Andy J. Keane, Prasanth B. Nair // Journal of mechanical design. – July 2006. – Vol. 128. – pp. 864–873.
79. Kurz, R. Degradation in gas turbine systems / R. Kurz, K. Brun // ASME Journal, Three Park Avenue. – New York. – August 2000. – pp. 1–9.
80. Lewis R. I., 1996, Turbomachinery Performance Analysis [Текст], Elsevier Science & Technology Books.
81. Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. Aircraft Engine Design // Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002, 684 p.
82. Nguyen Thanh Son, Sirotin N.N, Research on clarification and identification of new regularities of change in the functioning quality of the compressor of the engine type RD-33 from the damaging effect of operating factors based on numerical simulation data // Journal of Mechanical Engineering Research

and Developments, ISSN: 1024-1752, Vol. 44, No. 11, pp. 123-131. Published Year 2021.

83. NUMECA, User Manual AutoGrid5 Release 8.4, NUMECA.inc., Belgium, January 2008.

84. Rodrick, V. Chima. Calculation of tip clearance effects in a transonic compressor rotor. // NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio. – 2001.20. White F.M., Viscous fluid flow, N.Y.:McGraw-Hill, 1974, 523.

85. Shorr B. F., A. A.Inosemtzev, V. A. Rudavetz: Numerical and experimental analysis of the bird strike fan resistance [Text] / B. F. Shorr, A. A.Inosemtzev, V. A. Rudavetz // In: Bird Strike Committee Europe Proceedings and Working Papers 22nd Meeting 491- 498, Vienna, 1994.

86. Shorr B.F. Design of aviation engine elements for birds strike action // Bird Strike Committee Europe Working Papers of 20 Meeting, Helsinki, 1990.- pp. 555-561.

87. Shorr, B., G. Melnikova, N. Tishchenko: Numerical and Experimental Analysis of a Large Bird Impact on Fan Blades for the Certification Purpose // Russia. International BirdStrike Committee. Athens. – 2005

88. Suzuki, M. Numerical simulation of sand erosion phenomena in rotor/stator interaction of compressor / M. Suzuki, K. Inaba and M. Yamamoto // Proceedings of the 8th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows. – Lyon. – July 2007.

89. Suzuki, M. Numerical simulation of sand erosion phenomena in a singlestage axial compressor / M. Suzuki, M. Yamamoto // Journal of Fluid Science and Technology. – 2011. – Vol. 6, No. 1.

90. Tabakoff, W. Blade deterioration in a gas turbine engine / W. Tabakoff, A. Hamed, V. Shanov // International journal of rotating machinery. – 1998. – Vol. 4, No. 4. – pp. 233–241.

91. White F.M., Viscous fluid flow, N.Y.:McGraw-Hill, 1974, 523.

92. Wilcox, D.C. 1998. “Turbulence Modelling for CFD”. 2nd edition, DCW Industries, Inc.
93. Wilcox D.C. Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models // AIAA J., 1988, 26, 11, 1299-1310.
94. Wilcox D.C., Dilatation dissipation corrections for advanced turbulence models // AIAA J., 1992, 30, 11, 2639-2646.
95. Wildlife, S.: Civil Aircraft in the United States 1990–2013 // Federal aviation administration national wildlife strike database. Report № 20. July 2014.
96. www.ansysolutions.ru [электронный ресурс].