

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ УКРАИНЫ  
Киевский институт инженеров гражданской авиации

На правах рукописи

КУЛИК Николай Сергеевич

Теоретические основы и практическая реализация методов  
оценки влияния основных эксплуатационных факторов на техни-  
ческое состояние ГТД

Специальность: 05.22.14 - Эксплуатация воздушного транспорта

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени  
доктора технических наук

Киев КИИГА 1993

7627.000  
Работа выполнена в Киевском институте инженеров  
гражданской авиации

Научный консультант - доктор технических наук,  
профессор Ветров А.Н.

Официальные оппоненты - доктор технических наук,  
профессор Симбирский Д.Ф.  
- член-корр. АН Украины  
Халатов А.А.  
- доктор технических наук,  
профессор Черненко Ш.С.

Ведущее предприятие; - Региональное отделение Государст-  
венной авиакомпании "Авиалинии Украины".

Защита состоится 25 июня 1993г. в 15 часов на заседании  
специализированного совета Д.072.04.01. при Киевском институте  
инженеров гражданской авиации (252601, Киев 58, ГСП, пр.Космо-  
навта Комарова, 1).

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке  
института

Автореферат разослан

1993г.

ЛНБ України ім.В.Стефаніка



00815205 (L)

Ученый секретарь  
специализированного  
совета Д.072.04.01.

Шепель А.Я.

ЛНБ ім. В. Стефаніка  
АН України

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**АКТУАЛЬНОСТЬ ПРОБЛЕМЫ.** В условиях формирования рыночной экономики и новых экономических отношений процесс становления конкурентноспособных авиатранспортных компаний неизбежно будет сопровождаться освоением новых образцов авиационной техники, разработкой и внедрением ресурсосберегающих технологий, снижением эксплуатационных затрат, экономией материальных и топливно-энергетических ресурсов.

Высокая стоимость приобретаемых новых типов воздушных судов (ВС), авиационных двигателей, комплектующих изделий к ним и горюче-смазочных материалов заставляет авиакомпании особое внимание уделять продлению жизненного цикла эксплуатируемых ВС, поддержанию их летно-технических характеристик на заданном нормативно-технической документацией уровне.

Особую остроту проблема повышения эффективности перевозок приобретает с поступлением в эксплуатацию самолетов ТУ-204, ИЛ-96-300, АН-72, АН-74, АН-124, ИЛ-114, ТУ-334. Устанавливаемые на них двигатели ПС-90А, Д-27, Д-36, Д-18Т, ТВ-7-117, Д-436, помимо высоких энергетических и экономических характеристик, отличаются высокой нагруженностью конструктивных элементов, повышенной чувствительностью к условиям эксплуатации и обладают высокой стоимостью.

Приведенные данные свидетельствуют о необходимости разработки специальных мероприятий, направленных на поддержание эксплуатационных характеристик двигателей на высоком уровне в течение всего периода эксплуатации. Одним из определяющих условий при решении этой проблемы является оценка технического состояния двигателя на протяжении всего жизненного цикла. Проточная часть ГТД в процессе эксплуатации подвергается повреждениям посторонними предметами, загрязнению, износу, короблению, коррозионно-эрозионным повреждениям под воздействием пыли, атмосферных осадков, промышленных выбросов. В результате снижается тяга двигателя, повышается расход топлива, сужается диапазон безопасных режимов эксплуатации. Необходимость поддержания энергетических характеристик на заданном уровне приводит к повышению температуры газов перед турбиной, что, в свою очередь, ведет к снижению ресурса конструктивных элементов горячей части двигателя. Налицо комплекс взаимосвязанных технико-экономических проблем, решение которых возможно при максимальном учете всех действующих на объект эксплуатационных факторов. Существующие методы оценки технического состояния авиационных ГТД не в полной

мере учитывают комплексное влияние основных эксплуатационных факторов на их проточную часть, что обусловлено, прежде всего, отсутствием математических моделей рабочего процесса ГТД, адекватно воспроизводящих рабочий процесс реального двигателя с заданной точностью. Разработка и практическое использование таких моделей сдерживалось, в основном, низкой контролепригодностью эксплуатируемых типов авиационных ГТД и отсутствием надежных и эффективных средств объективного контроля на борту ВС, ориентированных на современные средства вычислительной техники. С разработкой и вводом в эксплуатацию перспективных ГТД высокой контролепригодности, оснащенных бортовыми системами контроля, а также оснащения эксплуатационных авиапредприятий автоматизированными рабочими местами на базе современных персональных ЭВМ, появилась возможность реализации методик комплексной оценки технического состояния (ТС) авиационных двигателей, использующих сложные математические модели рабочего процесса ГТД и ориентированных на использование практически всей информации, накапливаемой в процессе их эксплуатации.

ЦЕЛЬ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ заключается в разработке расчетно-экспериментальных методов оценки ТС проточной части авиационных ГТД в эксплуатационных условиях, а также их реализации в наземно-бортовых автоматизированных системах (АС) оценки ТС ГТД.

НАУЧНАЯ НОВИЗНА заключается в том, что:

- разработана явная нелинейная математическая модель рабочего процесса ГТД, позволяющая учитывать изменение характеристик его узлов под влиянием повреждений проточной части. Математическая модель адаптирована под ТРДД ПС-90А и является моделирующим полигоном, на котором в ходе численного эксперимента моделируются конкретные виды неисправностей проточной части ГТД и производится оценка их влияния на характеристики и функциональные параметры отдельных узлов и двигателя в целом;

- разработаны методики перестроения характеристик узлов ГТД, изменяющихся под влиянием повреждений его проточной части;

- разработана методика оценки ТС ТРДД, базирующаяся на информационных потоках, формируемых в процессе летной и технической эксплуатации двигателей, в которой в качестве базовых "образов" неисправностей используются результаты численного моделирования конкретных видов неисправностей проточной части ГТД при помощи адаптированной математической модели его рабочего процесса;

- в ходе стендовых экспериментов и экспериментов в условиях летно-технической эксплуатации различных типов авиационных ГТД по-

лучен большой объем экспериментальных данных по влиянию основных эксплуатационных факторов на ТС ГТД и изменение эксплуатационных характеристик;

- с использованием полученных экспериментальных данных и результатов численного моделирования характерных неисправностей проточной части ГТД разработаны расчетно-экспериментальные методы оценки ТС проточной части и определения измененных характеристик основных функциональных узлов, необходимые для практической реализации разработанных подходов в АС оценки ТС ГТД;

- разработана экспертная система (интеллектуальный интерфейс АС оценки ТС ГТД), позволяющая производить анализ результатов, выдаваемых подсистемами диагностирования АС и формировать управляющие воздействия в автоматизированном режиме экспертами низкой квалификации в условиях ограниченного времени на принятие решения.

**ПРАКТИЧЕСКАЯ ЦЕННОСТЬ РАБОТЫ** заключается в том, что:

- разработан комплекс прикладных программ для ПЭВМ IBM PC/AT, реализующих разработанное методическое обеспечение в математическом обеспечении АС управления ТС ГТД;

- разработаны основные виды обеспечения (информационное, организационное, методическое, математическое, техническое) наземно-бортовой АС управления ТС ТРДД ПС-90А (АС "Алгоритм-90"), и АС диагностирования двигателей НК-8-2У (АСД "Контроль-8-2У") и двигателей Д-30КУ (АСД "Контроль-30КУ");

- разработаны программно-аппаратные средства (автоматизированное рабочее место), позволяющие реализовать методическое обеспечение АС управления ТС ГТД повышенной контролепригодности в условиях непосредственного ввода полетной информации, накапливаемой бортовыми регистраторами типа ИСРП-А-02 в ПЭВМ IBM PC/AT;

- на базе серийных авиационных ГТД различных типов созданы оригинальные газодинамические стенды, позволяющие производить испытания основных функциональных узлов ГТД с характерными повреждениями проточной части в системе двигателя;

- проведена экспериментальная проверка разработанных методов оценки ТС ГТД и созданных программно-аппаратных средств в составе АС, их реализующих, в стендовых условиях и в условиях реальной эксплуатации авиационных ГТД;

- разработаны практические рекомендации по освоению авиационных двигателей нового поколения в эксплуатации в условиях автоматизированного контроля их технического состояния.

**РЕАЛИЗАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ.** В ходе выполнения работы разра-

ботани АС управления ТС двигателей ПС-90А (АС "Алгоритм-90"), АС диагностирования двигателей НК-8-2У (АСД "Контроль-8-2У") и двигателей Д-30КУ (АСД "Контроль-30КУ"). АС внедрены в Бориспольском, Алма-Атинском, Ростовском авиапредприятиях. АС оценки ТРДД ПС-90А проходит эксплуатационную проверку в АТБ а/п Шереметьево. Отдельные компоненты АС и методические разработки внедрены в моторостроительных конструкторских бюро г. Перми (АО "Авиадвигатель"), г. Казани (КПБМ), г. Запорожье (ЗМКБ "Прогресс"), Внуковском авиапредприятии, ИЭС им.Потона с общим экономическим эффектом 1.5 млн. рублей в ценах 1989г.

Результаты работы также широко используются в научно-исследовательской практике ОНИЛ-2 КИИГА при выполнении хозяйственных и госбюджетных НИР, а также в учебном процессе кафедры авиадвигателей КИИГА.

**АПРОБАЦИЯ РАБОТЫ.** Основные результаты работы доложены и одобрены на: Всесоюзной научно-технической конференции "Обработка, анализ и использование полетной информации", г. Киев, КИИГА, ГУТЭРАТ МГА, 15-16 декабря 1987г.; Всесоюзной научно-практической конференции "Безопасность полетов и профилактика авиационных происшествий", г. Ленинград, ОЛАГА, 1-3 ноября 1988г.; Научно-технической конференции "Системы информационного обеспечения управления процессами технической эксплуатации авиационной техники", г. Киев, Общество "Знание", 13-14 декабря 1988г.; Межотраслевой научно-практической конференции по проблемам, связанным с принятием и освоением двигателей ПС-90А в базовых эксплуатационных предприятиях гражданской авиации, г. Киев, КИИГА, МГА, МАП, 2-4 июня 1989г.; Научно-технической конференции "Проблемы эксплуатации авиационной техники", г. Люберцы, 27-28 февраля 1990г.; Всесоюзной научно-технической конференции: "Научно-технический прогресс и эксплуатация воздушного транспорта", г. Москва, МИИГА, 18-20 апреля 1990г.; На секции N4 МГА, посвященной результатам выполнения НИР "Разработка автоматизированных систем диагностирования и управления техническим состоянием перспективных и эксплуатирующихся ГТД", г. Москва, МГА, 26 июня 1990г.; Межотраслевой научно-технической конференции "Проблемы функциональной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов", г. Алушта, ЦИАМ, ХАИ, сентябрь 1990г.; Научно-технической конференции по летним испытаниям силовых установок летательных аппаратов, г. Жуковский ЛИИ им.М.М.Громова, 26-27 февраля 1991г.

**ПУБЛИКАЦИИ.** Основное содержание диссертации опубликовано в 27

печатных работах.

**СТРУКТУРА И ОБЪЕМ РАБОТЫ.** Диссертационная работа состоит из введения, шести глав, заключения, списка использованных источников и приложений. Ее объем составляет 237 с. машинописного текста с основным содержанием, 65 с. с иллюстрациями, 56 с. с таблицами.

#### СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**ВВЕДЕНИЕ** содержит краткий анализ проблем, связанных с оценкой технического состояния авиационных ГТД в эксплуатационных условиях и поддержанием их эксплуатационных характеристик на заданном уровне.

В ПЕРВОЙ ГЛАВЕ приведен анализ отказов и неисправностей авиационных ГТД, а также условий их эксплуатации, позволяющий выделить основные, наиболее часто встречающиеся повреждения проточной части и основные эксплуатационные факторы, их вызывавшие. К массовым неисправностям и повреждениям проточной части ГТД в первую очередь необходимо отнести забоины и погнутости элементов конструкции проточной части двигателя, коррозионно-эрозийные повреждения, закоксованность топливных форсунок, прогары камеры сгорания, увеличение радиальных зазоров, прогар и коробление сопловых и рабочих лопаток турбины, загрязнение проточной части. Как следует из результатов анализа отказов и неисправностей, приведших к досрочному съему двигателей (ДСД), а также результатов дефектации головных двигателей на ремонтных заводах и заводах изготовителях, эти повреждения занимают до 90% среди всех неисправностей проточной части ГТД. Причем в большинстве случаев величина этих постоянно развивающихся повреждений находится в пределах ремонтных, а зачастую и эксплуатационных допусков. Однако, не снижая резко безопасности эксплуатации ГТД, медленно развивающиеся дефекты проточной части приводят к значительному изменению его характеристик, сужая тем самым область режимов безопасной эксплуатации двигателя и его экономичность.

К тому же в этих условиях необходимо постоянное отслеживание ТС двигателя и уровня его основных функциональных параметров с целью выявления предотказного состояния и предотвращения резкого снижения энергетических и экономических характеристик двигателя.

Появление двигателей нового поколения, оснащенных сложными электронными устройствами сбора и предварительной обработки полетной информации, а также мощных средств вычислительной техники, позволяющих вводить, обрабатывать и хранить большие потоки параметрической и служебной информации, формируемой при летной эксплуа-

тации и наземном техническом обслуживании ГТД, дает возможность значительно расширить спектр эксплуатационных факторов, учитываемых при автоматизированной оценке ТС ГТД. Однако очень мало из них реализовано в виде работоспособных автоматизированных систем оценки ТС ГТД. Это вызвано, в первую очередь, следующими основными объективными причинами:

- низкой контролепригодностью большинства эксплуатируемых типов ГТД;

- недостаточной оснащенностью авиапредприятий средствами ввода и обработки информации, формируемой в процессе технической эксплуатации ГТД;

- низкой квалификацией и консерватизмом обслуживающего персонала, тяготеющего к традиционной системе технического обслуживания АТ по назначенному ресурсу;

- ориентацией разрабатываемых элементов АС оценки ТС ГТД на информационную и техническую базу различной структуры, что не позволяет использовать удачные методические и технические решения, реализованные в других АС;

- отсутствием единого центра научно-технического сопровождения ГТД в эксплуатации, способного сформировать и реализовать стратегию технического обслуживания ГТД в условиях автоматизированного контроля их технического состояния;

- отсутствием возможности у большинства разработчиков методического обеспечения АС довести свои разработки до законченного программного продукта, реализованного в АС управления ТС ГТД.

В условиях резкого вздорожания авиадвигателей и комплектующих к ним, расходов на их эксплуатацию, ограниченное использование возможностей, предоставляемых обслуживающему персоналу современными наземно-бортовыми системами сбора и обработки полетной информации и информации, сопровождающей процесс технической эксплуатации ГТД, для большинства авиакомпаний становится просто недопустимым.

Исходя из анализа существующего положения в области развития методов и средств оценки ТС авиационных ГТД в эксплуатационных условиях у нас в стране и за рубежом и вышеперечисленных соображений сформулирована основная цель и задачи настоящего исследования.

ВТОРАЯ ГЛАВА посвящена разработке математической модели и математическому моделированию рабочего процесса ТРДД.

Математическая модель двигателя (рис. 1) содержит полную систему нелинейных уравнений, описывающих:

- характеристики элементов и узлов двигателя, в том числе вход-

ного устройства (ВУ), вентилятора (Вл), подпорных ступеней (ПС), компрессора высокого давления (КВД), камеры сгорания (КС), турбин низкого и высокого давления (ТНД, ТВД), камеры смешения (Ксм), реактивного сопла (РС) и переходных каналов (ПК):

- уравнения совместной работы узлов;
- законы управления двигателем на установившихся режимах.

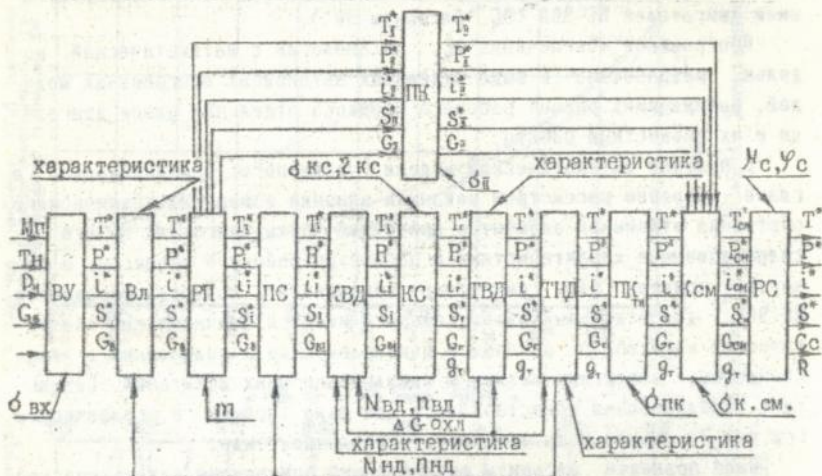


Рис.1. Структурная схема математической модели рабочего процесса ТРДД

Основной отличительной особенностью разработанной математической модели от существующих является учет изменений характеристик узлов двигателя в зависимости от различных видов повреждений проточной части. Численное моделирование на ПЭВМ при помощи математической модели позволяет оценить изменение характеристик узлов и основных функциональных параметров двигателя в процессе эксплуатации при различных по величине и видам повреждениях проточной части. С этой целью в модель включены зависимости, связывающие изменение параметров рабочего тела с характеристиками повреждений основных конструктивных элементов. В качестве базовых при расчетах используются исходные характеристики узлов (модулей).

В соответствии со структурной схемой, приведенной на рис.1, отдельные модули, описывающие рабочий процесс каждого из узлов двигателя, являются полностью самостоятельными. Параметры, полученные в результате расчета данного узла являются входными для

следующего и т.д. По степени детализации рабочего процесса разработанная модель относится к третьему уровню сложности, так как при расчете параметров рабочего процесса узлов ГТД и их характеристик используются геометрические характеристики этих узлов.

Математическая модель адаптирована под ТРДДсм ПС-90А и реализована в программном обеспечении АС управления техническим состоянием двигателей ПС-90А (АС "Алгоритм-90").

Программное обеспечение АС, по аналогии с математической моделью, разработано в виде отдельных автономных программных модулей, реализующих расчет рабочего процесса отдельных узлов двигателя и их совместную работу.

С помощью математической модели (численного моделирования) в главе подробно рассмотрен механизм влияния изменения технического состояния отдельных элементов проточной части двигателя на его эксплуатационные характеристики и параметры рабочего процесса. В качестве примера взят двигатель повышенной контролепригодности ПС-90А, для отдельных узлов которого имеется значительный статистический материал по отказам и неисправностям, полученный в ходе стендовых, заводских летных и эксплуатационных испытаний. Результаты моделирования представлялись для узла турбины в графическом (см. рис. 2), а для компрессоров - в табличном виде.

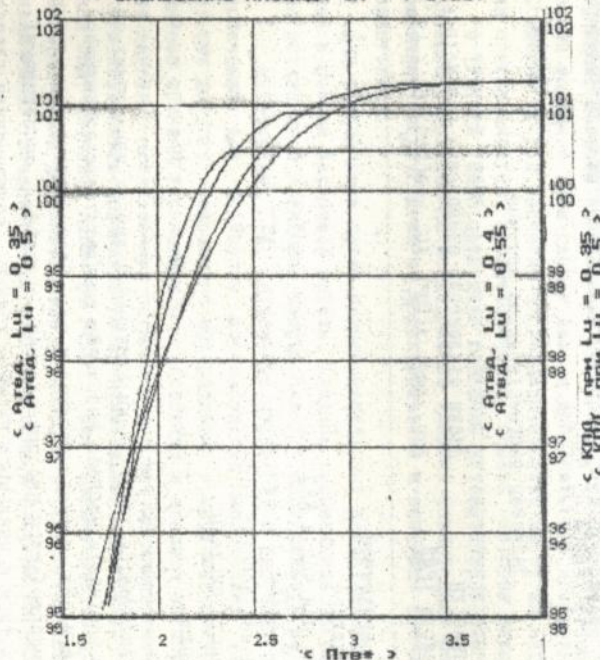
Ниже приведен алгоритм формирования при помощи математической модели "образов" повреждений проточной части ТРДД, необходимых для практической реализации разработанного метода оценки ТС ГТД.

Для локализации места неисправности в проточной части двигателя формируются знаковые и количественные "образы" неисправностей, которые представляются в виде диагностических матриц (таблиц), определяющих взаимосвязь между изменениями диагностических признаков состояния узлов ГТД и знаками или величиной изменения параметров рабочего процесса, измеряемых в процессе эксплуатации на некотором установленном диагностическом режиме работы. Формирование диагностических матриц осуществляется следующим образом.

В нелинейную математическую модель рабочего процесса ГТД вводятся исходные характеристики основных узлов и рассчитываются параметры рабочего тела в характерных сечениях двигателя, а также его основные функциональные параметры (тяга  $P$  и удельный расход топлива  $C_{уд}$ ). Математическое моделирование конкретного вида неисправности проточной части двигателя осуществляется путем использования перестроенной характеристики неисправного узла в математи-

6

« Хар-ка турбины, коэфф. расхода в зависимости »  
 « от степени расширения газа в турбине »  
 « Уменьшение площади СА - (-0.03) »



« Хар-ка турбины, КПД турбины в зависимости »  
 « от степени расширения газа в турбине »  
 « Уменьшение площади СА - (-0.03) »

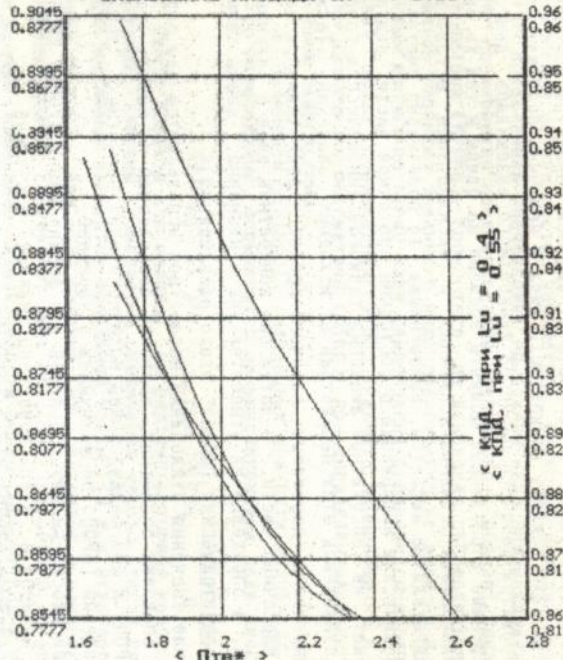


Рис.2. Характеристика турбины высокого давления ТРДД ПС-90А. Уменьшение площади первого соплового аппарата на 3%

ческой модели двигателя. В результате получаем параметры рабочего процесса ГТД для каждого конкретного вида и величины повреждения. Так как параметры рабочего процесса конкретного экземпляра двигателя, измеренные в различные моменты времени на одном и том же режиме при одинаковых условиях испытания и эксплуатации остаются, пока ТС двигателя не меняется, неизменными, то правомерно считать, что диагностическую информацию о состоянии проточной части двигателя содержат не абсолютные значения термодинамических параметров, а отклонения этих параметров от исходных значений. Таким образом, определив параметры рабочего процесса двигателя при исходном ТС проточной части, а затем при конкретном виде и величине повреждения, и определив их относительные отклонения, можно сформировать параметрический "образ" этого повреждения.

Расчетные значения отклонений параметров используются для формирования знаковых расчетных "образов" повреждений по знакам отклонений (ЗРОП) и для формирования количественных расчетных "образов" повреждений (КРОП) по величинам отклонений.

Эти зависимости являются основой для формирования ЗРОП и КРОП. В качестве примера в табл.1 приведены знаковые расчетные образы повреждений (ЗРОП) для некоторых характерных повреждений проточной части ТРДДсм ПС-90А.

Таблица 1

Знаковая диагностическая матрица

Вид неисправности проточной части ТРДД	Знаки отклонений измеряемых параметров						
	$\delta n_{\text{норм}}$	$\delta P_{\text{нн}}^*$	$\delta \left( \frac{T_{\text{квд}}}{T_{\text{СТ}}} \right)$	$\delta C_{\text{ГТОР}}$	$\delta \left( \frac{T_{\text{ГТОР}}}{T_{\text{СТ}}} \right)$	$\delta P_{\text{ТОР}}$	$\delta \lambda_{\text{нн}}^*$
Загрязнение проточной части вентилятора	+	-	-	-	+	-	-
Эрозия проточной части КВД	+	-	+	-	+	-	+
Уменьшение $F_{\text{са}}$ ТВД	-	-	-	+	+	+	+
ВТК повреждение лопаток ТВД	-	-	-	+	+	-	+
Негерметичность системы отбора воздуха	+	-	-	+	+	-	+

В ЗРОП включаются также знаки отклонений других измеряемых параметров, в частности уровней вибраций, результатов спектрального анализа проб масла, расхода топлива и т.д. Отклонения неизмеряемых параметров используются для определения параметр. з, используемых при расчетах тяги и удельного расхода топлива, коэффициента газоди-

намической устойчивости, параметров, величины которых ограничиваются их предельными значениями. По отклонениям неизмеряемых параметров формируются количественные расчетные "образы" неизмеряемых параметров (КРОП). Кроме того, на основании экспертных оценок характера развития заданного вида повреждения во времени и статистических данных по этому виду повреждения формируется эталонный трендовый "образ" повреждения (ТРОП). Расчеты производятся с приведенными значениями параметров  $(\Pi_{ip})_j$  при определенном виде  $(N_j)$  и степени повреждения.

По величинам  $\delta(\Pi_{ip})_j$ , найденным при пяти значениях (уровнях)  $N_j$ -го повреждения, формируются аппроксимирующие зависимости

$$\delta(\Pi_{ip})_j = f(N_j), \quad \text{где } \delta(\Pi_{ip})_j = \frac{(\Pi_{ip})_j - \Pi_{i0}}{\Pi_{i0}}.$$

Такие дефекты как эрозия, высокотемпературная коррозия, загрязнение, забоины приводят к увеличению шероховатости поверхности конструктивных элементов проточной части ГТД и к некоторому изменению их формы. При этом падение КПД, связанное с изменением формы профиля лопаток составляет лишь 20...30% от общего падения КПД, тогда как изменение шероховатости резко снижает КПД и напорность ступеней. Поэтому определение неисправностей при помощи математической модели в этом случае должно дополняться в экспертной системе АС оценки ТС ГТД расчетно-экспериментальными методами идентификации неисправностей, параметрические "образы" которых похожи.

В ТРЕТЬЕЙ ГЛАВЕ приведено описание автоматизированного испытательного комплекса по исследованию влияния характерных повреждений проточной части ГТД на их характеристики и основные функциональные параметры.

Для обеспечения цикла экспериментальных исследований, выполняемых в рамках настоящей работы, созданы специальные экспериментальные установки и стендовое оборудование, базирующиеся на серийных авиационных ГТД, отдельных узлах ГТД и системах их жизнеобеспечения. Для повышения достоверности получаемых экспериментальных данных, сокращения материальных и трудовых ресурсов, сокращения времени эксперимента, обработки и анализа экспериментальных данных, исследования проводились в автоматизированном режиме, с использованием управляющего вычислительного комплекса (УВК) на базе ЭВМ СИ1420 и ПЭВМ IBM PC/AT. Все технические средства комплекса, а также дополнительные устройства и устройства связи с объектом (УСО) объединены посредством единой системы сигналов и еди-

ного магистрального канала ОВ ("Общая шина"), К ОВ в качестве внешнего устройства при помощи специально разработанного приемопередатчика подсоединена ПЭВМ IBM PC/AT, что позволяет использовать ее не только в качестве дополнительного пульта оператора, но и производить обработку информации, передаваемой по магистральному каналу ОВ. Для обеспечения наземной обработки полетной информации, регистрируемой бортовыми системами регистрации МСРП-64-2 и МСРП-А-02, установленными на самолетах, проходящих подконтрольную эксплуатацию и на испытательных стендах других организаций, конфигурация ЦВК была несколько изменена за счет включения в его состав устройств считывания информации с магнитных носителей бортовых регистраторов. В такой конфигурации комплекс обеспечивал выполнение следующих задач:

- ввод параметрической информации с датчиков, установленных на газодинамических стендах и системах их жизнеобеспечения;
- ввод служебной и справочной информации в режиме диалога оператор-ЭВМ;
- ввод информации, накапливаемой на магнитных носителях бортовых систем регистрации МСРП-64-2 и МСРП-А-02;
- обработку параметрической информации по разработанным алгоритмам;
- формирование и выдачу управляющих воздействий на исполнительные механизмы газодинамических стендов;
- формирование банка экспериментальных данных;
- отладку прикладного программного обеспечения в процессе создания АС оценки ТС ГТД;
- проверку эффективности разрабатываемого методического обеспечения АС оценки ТС ГТД в процессе подконтрольной эксплуатации АС в авиапредприятиях.

Газодинамический стенд (ГДС) для испытания основных узлов и их элементов в системе двигателя с повреждениями, вызванными определенными эксплуатационными факторами, выполнен на базе ГТД РУ19А-300. Выбор этого двигателя обусловлен тем, что все основные узлы его проточной части и большинство их конструктивных элементов можно менять в эксплуатационных условиях, а также тем, что двигатель прост в эксплуатации, имеет небольшие габаритные размеры и сравнительно невысокие расходы топлива.

Целью проводимых исследований являлось установление корреляционных связей между характерными повреждениями элементов проточной части двигателя и изменениями дроссельных характеристик и характе-

ристик основных узлов. На стенде моделировались забоины лопаток компрессора, эрозия лопаток компрессора, закоксованность топливных форсунок, обгар, эрозия и высокотемпературная коррозия (ВТК) сопловых и рабочих лопаток турбины.

Элементы конструкции с характерными повреждениями подбирались на АРЗ М421 ГА и определялись характеристики повреждения. Специалисты этого предприятия осуществляли балансировку и монтаж-демонтаж рабочих колес компрессора и турбины. Затем на специально подготовленном двигателе снимались характеристики узлов и двигателя в целом, а также определялись параметры рабочего процесса в характерных сечениях.

Целью проводимых на ГДС АИ-25 исследований являлось получение характеристик компрессоров в системе двигателя с загрязненной проточной частью. ГДС позволяет решать следующие задачи:

- вносить в проточную часть пыль с заданными характеристиками по заданной программе;

- определять толщину отложений на элементах проточной части при помощи специально разработанных сигнализаторов загрязнения;

- измерять параметры рабочего тела в характерных сечениях проточной части;

- дросселировать поток воздуха на входе в двигатель по заданной программе при помощи специально разработанного устройства;

ГДС на базе ТРД ТГ-16 предназначался для проведения исследований, связанных с определением ВТК повреждаемости лопаток турбин ГТД. ГДС позволяет испытывать рабочие лопатки турбин ГТД в высокотемпературном потоке продуктов сгорания газотурбинного топлива, содержащего коррозионно-активные вещества (соли щелочных металлов) и определять характеристики повреждения.

В ЧЕТВЕРТОЙ ГЛАВЕ представлены результаты определения ТС проточной части ГТД расчетно-экспериментальными методами, разработанными с использованием результатов исследований, проведенных на экспериментальных газодинамических стендах, на испытательных стендах других организаций (головные двигатели семейства "НК" и двигатели, созданные в Пермском моторостроительном конструкторском бюро), а также на двигателях, проходящих подконтрольную эксплуатацию в Бориспольском и Череметьевском авиапредприятиях.

С целью обоснования методик проведения экспериментальных исследований и практической реализации разработанных расчетно-экспериментальных методов количественной оценки отдельных видов повреждений проточной части ГТД в эксплуатации был проведен анализ кон-

центраций пыли и других примесей, попадающих в проточную часть двигателя вместе с воздухом, для различных регионов и крупных городов СНГ и Украины. Проведен также химический и гранулометрический анализ образцов пыли с мест стоянок, рулевых дорожки взлетных полос авиапредприятий, базирующихся в этих регионах. Параллельно выполнялся спектральный анализ отложений на лопатках компрессоров различных типов ГТД и определялась динамика роста загрязнений в условиях эксплуатации и стендового эксперимента на ГДС АИ-25. Большое внимание при этом уделялось определению следов химических элементов, повышающих адгезию загрязнений к металлу, стимулирующих коррозионные процессы, снижающих эффективность мощных композиций. Результатом проведенных исследований явилась разработка методик оценки концентрации коррозионно-активных веществ, попадающих в проточную часть двигателя, а также оценки загрязненности проточной части ГТД с использованием характеристик компрессоров, снимаемых в системе двигателя в условиях эксплуатации.

В ходе проведенных исследований получены также уравнения регрессии по определению динамики роста толщины отложений на лопатках компрессоров двигателей НК-8-2У в эксплуатационных условиях в зависимости от наработки для самолетов ТУ-154 Бориспольского авиапредприятия. Для коротких рейсов:

$$\delta_n = 0,1748 + 0,4849 \cdot t - 3,7677 \cdot 10^{-3} \cdot t^2 + 1,3585 \cdot 10^{-5} \cdot t^3 - 2,4544 \cdot 10^{-8} \cdot t^4$$

Для длинных рейсов (продолжительностью свыше 2,5 ч):

$$\delta_n = 7,8511 \cdot 10^{-4} + 0,1707 \cdot t - 2,5706 \cdot 10^{-3} \cdot t^2 + 1,7859 \cdot 10^{-5} \cdot t^3 - 4,6038 \cdot 10^{-8} \cdot t^4$$

Проведенные на ГДС ТГ-16 исследования позволили получить характеристики высокотемпературной коррозионной стойкости лопаток турбин ГТД без покрытия и с алюминидным диффузионным покрытием в эксплуатационном диапазоне температур и концентраций коррозионно-активных веществ. Исследования были также направлены на определение основных действующих факторов, определяющих интенсивность высокотемпературной коррозии с использованием информации, накапливаемой бортовыми системами регистрации режимов полета типа МСРП. Такой подход позволил разработать методику оценки ВТК повреждаемости лопаток турбин ГТД и получить зависимости, связывающие выбранную характеристику ВТК повреждаемости лопаток турбин ГТД (скорость коррозии  $U_k$ ), с основными действующими факторами (температурой  $T$ , концентрацией коррозионно-активных веществ  $K$ , длительностью режима работы ГТД) для сплава типа ЖСВК без покрытия и с алюминидным диффузионным покрытием. В связи с тем, что механизм влияния на падение КПД и напорности ступеней таких повреждений проточной

части ГТД как эрозия, высокотемпературная коррозия, отложение загрязнений, забоины практически одинаков (основным действующим фактором при этом является изменение шероховатости конструктивных элементов), большое внимание при разработке методики оценки ВТК повреждаемости лопаток турбин было уделено определению "инкубационного" периода  $\tau_{\text{и}}$ , то есть периода, при котором практически отсутствуют процессы, характерные для ВТК (до истощения защитного действия покрытия):  $\tau_{\text{и}} = -1868.1655 - 0.7523 \cdot 10^{11} \cdot \frac{1}{T^3} + 0.3991 \cdot 10^{12} \cdot \frac{1}{K^3} + 0.3349 \cdot 10^4 \cdot e^{-\sqrt{T \cdot 1000}}$

$$- 0.6712 \cdot 10^3 \cdot \sqrt{K} + 0.3798 \cdot 10^2 \cdot \sqrt{T}$$

Эти зависимости используются в экспертной системе АС управления ТС ГТД при идентификации повреждений проточной части, расчетные "образы" которых похожи. Например, длительность роста толщины отложений на лопатках компрессоров ГТД (до максимального уровня) для авиапредприятий Украины колеблется в среднем от 150 до 450 ч. Для ВТК же повреждения "инкубационный" период (двигатели НК-8-2У и Д-30 2-й серии) длится от 4000 до 7000ч, в зависимости от характеристик обслуживаемых данным авиапредприятием маршрутов.

В главе также подробно исследовано влияние коррозионно-эрозийных повреждений, загрязнения, забоин конструктивных элементов проточной части на характеристики отдельных узлов ГТД и двигателей в целом (см. рис. 3, 4, 5, 6, 7, 8).

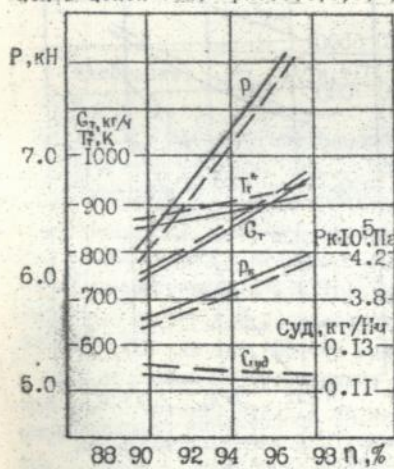


Рис.3.Изменение дроссельных характеристик ГТД РУ19А-300 при эрозии компрессора  
— исходное состояние;  
-- эрозия лопаток компрессора

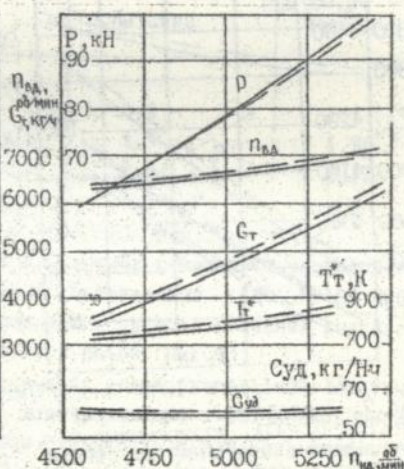


Рис.4.Дроссельные характеристики ТРД НК-8-2У при эрозии лопаток компрессора:  
— исходное состояние;  
-- эрозия лопаток КВД

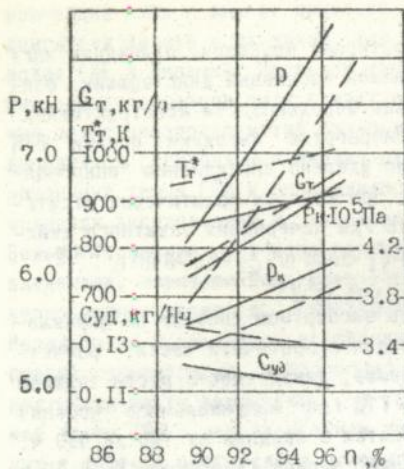


Рис.5.Изменение дроссельных характеристик ГТД РУ19А-200 при забоинах РИ 1 ступени компрессора  
 — исходное состояние;  
 - - лопатки РИ с забоинами

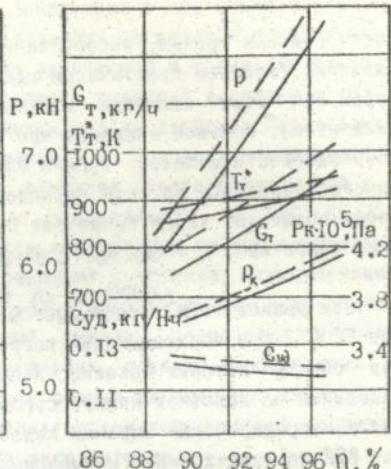


Рис.6.Изменение дроссельных характеристик ГТД РУ19А-300 при ВТК повреждении лопаток турбины  
 — исходное состояние;  
 - - лопатки с ВТК повреждением

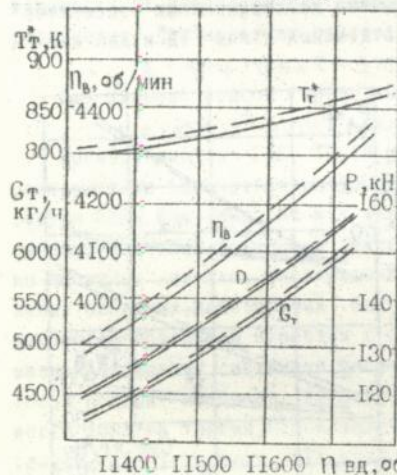


Рис.7. Дроссельные характеристики ГРД ПС-90А, построенные по результатам испытаний на стенде (ресурсные испытания): — исходные характеристики;  
 - - загрязнение проходной части

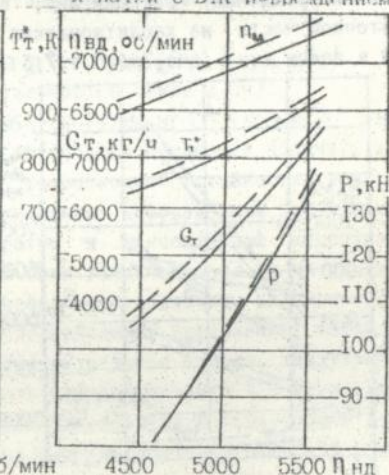


Рис.8. Дроссельные характеристики ГРД Н1-35 (увеличение радиальных зазоров): — контрольное испытание;  
 - - характеристика после эксплуатации

Влияние изменения радиальных зазоров рассмотрено на примере двигателей семейства "НК", для которых характерен этот дефект. При этом, для проверки теоретических предположек, использованных в процессе моделирования этого вида повреждения при помощи математической модели рабочего процесса Т<sup>р</sup>ДД, использовались данные контрольно-сдаточных испытаний (контрольных испытаний после ремонта) и контрольных испытаний после эксплуатации, полученных на испытательных стендах Казанского проектного бюро машиностроения при анализе изменения параметров головных двигателей НК-86. В качестве исходных данных при расчете по модели брались результаты дефектации этих двигателей (изменение радиальных зазоров по отдельным ступеням турбин и компрессоров). Например, в расчетах исходили из того факта, что увеличение удельного расхода топлива (на 1.35%) объясняется износом сотовых вставок по 1-ой (на 0.6мм), 2-ой (на 0.6мм), 3-ей (на 0.7мм) ступеням турбины и выработкой по спецслою КНД и КВД. Результаты расчета сведены в табл.4.

Таблица 4  
Изменение параметров двигателя НК-86 на максимальном режиме при  $n_{нд} = \text{const}$  после 29994. эксплуатации

Наименование параметра	Контрольное испытание	Расчет по модели
Изменение: тяги $\delta P, \%$	0.6	1.1
часового расхода топлива $\delta G, \%$	1.9	1.96
температуры газов за ТНД $\delta T, \%$	2.0	2.13
частоты вращения ротора ВД $\delta n_{нд}, \%$	1.5	1.6

Исследования проводились как в условиях стендового эксперимента с моделируемыми характеристиками повреждения (ГДС РУ19А-300, ГДС АИ-25), так и в условиях стендовых испытаний головных двигателей НК-8-24 (рис.4), ПС-90А (рис.7) и НК-86 (рис.8).

Проведенный анализ влияния основных видов повреждений проточной части авиационных ГТД на их характеристики и основные функциональные параметры показал хорошую сходимость полученных результатов с результатами численного моделирования этих же повреждений

при помощи математической модели рабочего процесса. Существует четкая, хорошо различимая связь между отдельными видами повреждений и изменением характеристик узлов и двигателя в целом, что и используется в предложенном методе оценки ТС проточной части ГТД и методиках учета влияния конкретных видов повреждений на характеристики узлов ГТД. Для тех же видов повреждений, значимые (а иногда и количественные) "образы" которых похожи, разработаны расчетно-экспериментальные методы оценки их техсостояния, используемые в процессе идентификации повреждений в экспертной системе АС оценки ТС ГТД.

В ПЯТОЙ ГЛАВЕ представлен метод оценки технического состояния ГТД в условиях эксплуатации, базирующийся на нелинейной математической модели ГТД с неисправной проточной частью и на термодинамических параметрах, регистрируемых в полете при помощи бортовых систем регистрации режимов полета.

Измеренные в процессе эксплуатации и приведенные к САУ параметры рабочего процесса сравниваются при одинаковых значениях с исходными значениями этих параметров и определяются значения их относительных отклонений. По этим данным формируются знаковые (ЗЭОП), количественные (КЭОП) и трендовые (ТЭОП) эксплуатационные образы повреждений. Определение вида и степени повреждения производится путем идентификации полученных образов повреждений с эталонными расчетными образами повреждений проточной части, полученными с использованием математической модели рабочего процесса ГТД. Расчеты по этой модели, как было показано выше, производятся при исходном и неисправном состоянии проточной части двигателя при неизменных условиях работы и одинаковых величинах  $P_{\text{впр}}$ . В результате сравнения полученных данных определяются относительные отклонения параметров рабочего процесса при данном виде и степени повреждения.

Диагностирование производится на таких режимах работы двигателя и при таких значениях числа  $M$  полета, при которых функция расхода сопла равна критической  $\Phi_c = \Phi_c^{\text{кр}}$ . Тогда подобие режимов работы двигателя обеспечивается при равенстве только приведенной частоты вращения одного из роторов. В двигателе ПС-90А условие  $\Phi_c = \Phi_c^{\text{кр}}$  выполняется при всех допустимых состояниях его газогенератора, если режим полета и работы двигателя находятся в следующих пределах:

$$88,8 < P_{\text{впр}} < 92,3, \quad 9000 < H_{\text{п}} < 12000, \quad 0,78 < M_{\text{п}} < 0,85,$$

где  $H_{\text{п}}$  и  $M_{\text{п}}$  - высота и число Маха полета.

При формировании эксплуатационных образов повреждений за базовый принимается не один режим, а базовые исходные характеристики в

виде зависимостей измеряемых параметров, приведенных к САУ,  $\Pi_{inp}$ :

$$(\Pi_{inp})_{\text{исх}} = \{ (M_n, \gamma_{\text{впр}}) \},$$

построенные в заданных пределах  $\Pi_{\text{впр}}, M_n$  на режимах диагностирования. На режимах, на которых функция расхода сопла  $\Phi_c = \Phi_c^{\text{сп}}$ , строятся базовые зависимости измеряемых параметров  $(\Pi_{inp})$ :

$$(\Pi_{inp})_{\text{исх}} = \varphi(\Pi_{\text{впр}}).$$

Приведение измеряемых параметров к САУ осуществляется с учетом теплофизических свойств рабочего тела в зависимости от температуры на входе в двигатель за счет введения поправочных коэффициентов в виде сомножителей  $A_i^{n_i}$  в формулы приведения.

Аналогично учитываются и отборы воздуха в систему кондиционирования. Для приведения параметров к режиму, на котором отбор воздуха принят стандартными, вводятся коэффициенты приведения по отборам  $A_{\text{отб}}^{n_i}$ . Учитывается также влияние отборов на регулирование радиальных зазоров КВД и турбин ( $A_K$  и  $A_T$  соответственно) и частичное отключение отбора воздуха для охлаждения лопаток КВД ( $A_{\text{от}}^{n_i}$ ). Поправочные коэффициенты рассчитываются с использованием математической модели рабочего процесса двигателя при постоянном значении  $\Pi_{\text{впр}}$ , при предельных параметрах газа в минимальном сечении сопла и при задании изменения лишь одного из параметров, дополнительно влияющего на приведение. Результаты представляются в виде зависимостей

$$A_{T_{\text{впр}}}^{n_i} = \{ (T_0^*/T_{\text{ст}}) \} \text{ и } A_{G_{\text{впр}}}^{n_i} = \{ (G_{\text{схв}}) \}.$$

Тогда, учитывая вышесказанное, находим приведенные значения соответствующих температур  $T_{i\text{впр}}^*$ , давлений  $P_{i\text{впр}}^*$  и расхода топлива  $G_{T\text{впр}}^*$ :

$$(T_{i\text{впр}}^*)_{\text{исх}} = (T_i^*)_{\text{исх}} \cdot T_{\text{ст}}/T_0^* \cdot A_{T_0}^{n_i} \cdot A_{K_0}^{n_i} \cdot A_{T_0}^{n_i} \cdot A_{\text{от}}^{n_i} \cdot A_{\text{схв}}^{n_i};$$

$$(P_{i\text{впр}}^*)_{\text{исх}} = (P_i^*)_{\text{исх}} \cdot P_{\text{ст}}/P_0^* \cdot A_{P_0}^{n_i} \cdot A_{K_0}^{n_i} \cdot A_{T_0}^{n_i} \cdot A_{\text{от}}^{n_i} \cdot A_{\text{схв}}^{n_i};$$

$$(G_{T\text{впр}}^*)_{\text{исх}} = (G_T)_{\text{исх}} \cdot P_{\text{ст}}/P_0^* \cdot \sqrt{T_{\text{ст}}/T_0^*} \cdot A_{T_0}^{n_i} \cdot A_{K_0}^{n_i} \cdot A_{T_0}^{n_i} \cdot A_{\text{от}}^{n_i} \cdot A_{\text{схв}}^{n_i}.$$

Определение относительных отклонений параметров производится при наличии измеренных в процессе эксплуатации и приведенных к САУ значений контролируемых параметров  $(\Pi_{inp})_{\text{л}}^*$  при соответствующем значении  $\Pi_{\text{впр}}$  и при наличии исходной зависимости параметра  $(\Pi_{inp})_{\text{исх}}$  от  $\Pi_{\text{впр}}$ . По этим зависимостям находят  $(\Pi_{inp})_{\text{исх}}$  при измеренном значении  $\Pi_{\text{впр}}$ . Затем подсчитывается относительное отклонение параметра

$$\delta(\Pi_{inp})_{\text{л}} = (\Pi_{inp})_{\text{л}} - (\Pi_{inp})_{\text{исх}} / (\Pi_{inp})_{\text{исх}}.$$

Для каждого измеряемого параметра на режимах диагностирования формируются выборки относительных отклонений, полученные на базе текущих значений параметра. Каждая выборка проверяется на аномальность распределения и определяются выборочные средние относительных отклонений параметров  $\delta(\bar{\Pi}_i)_{\text{выб}}$ , с использованием которых

формируется среднее значение отклонения параметра за полет:

$$\delta(\Pi_{cs})_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \delta(\Pi_i)_{\text{выб}},$$

где  $n$  – количество выборок в течение полета.

Затем производится отбраковка выпадающих дисперсий по критерию Кохрена и анализируется тенденция отклонения параметра в течение полета и в течение анализируемого интервала эксплуатации.

Идентификация повреждений производится в следующей последовательности. Полученный при обработке измеренных параметров ЗЭОП вводится в соответствующий программный модуль АС, содержащий массив ЗРОП, где производится поиск соответствующего ему ЗРОП. Если только один ЗРОП (с заданной точностью) совпал с ЗЭОП, то идентификация вида повреждения произведена. Затем отобранный (отобранные) ЗЭОП направляется в идентификатор образа повреждения, где хранятся сформированные при расчете ЗЭОП КЭОП.

По величине относительного отклонения первого параметра КЭОП и аппроксимированной зависимости этого параметра в ЗРОП каждого вида повреждения, отобранного в процессе идентификации ЗЭОП с ЗРОП, определяется величина повреждения  $N_j$ . По этой величине  $N_j$  в каждом КРОП находятся величины расчетных отклонений всех измеряемых параметров, входящих в КРОП, которые сравниваются с соответствующими отклонениями этих же параметров в КЭОП. В результате отбираются те КРОП, относительные отклонения которых совпадают с КЭОП. Если в процессе идентификации установлено совпадение по величинам отклонений параметров только одного КРОП с КЭОП, то процесс диагностирования вида и степени повреждения проточной части двигателя завершен. Соответствующее сообщение с основными служебными данными ( $N$  самолета,  $N$  рейса,  $N$  двигателя, наработка) выводится на печать и дисплей оператора. Кроме того, по данному КРОП происходит поиск соответствующего КРОПП, содержащего аппроксимированные зависимости отклонений неизмеряемых параметров от  $N_j$ .

Если в результате идентификации установлено, что два или более КРОП совпадают с заданной точностью с КЭОП, то дальнейшая идентификация производится с использованием расчетных и эксплуатационных трендовых образов повреждения (ТРОП и ТЭОП). При совпадении только одного ТРОП с ТЭОП идентификация повреждения завершена. В противном случае по этим данным формируется задание на оценку ТС проточной части двигателя методами неразрушающего контроля, в результате которого уточняются сформированные ранее "образы" повреждений или же формируются новые (в результате расчетов по математической модели), отсутствующие в базе знаний экспертной системы АС оценки ТС

ГТД.

В заключении главы приведена метрологическая оценка разработанных алгоритмов, реализованных в методе диагностирования и прогнозирования ТС проточной части ТРДДсм ПС-90А по параметрам, регистрируемым в полете бортовой системой регистрации ИСРП-А-02.

ШЕСТАЯ ГЛАВА посвящена практической реализации разрабатываемых методов оценки ТС авиационных ГТД при помощи автоматизированных систем.

Большое внимание уделено основным видам обеспечения АС: информационному, техническому, организационному. При разработке этих видов обеспечения АС особое внимание уделялось интеграции информационной базы (ИБ) АС в отлаженные ранее технологические цепочки сбора и обработки информации в АТБ авиапредприятий и привязке в максимально возможной степени к приобретенным ими ранее средствам вычислительной техники. Это позволило значительно снизить стоимость внедрения АС в практику авиационных предприятий и уменьшить остроту проблем, встающих перед обслуживающим персоналом при переходе на качественно более высокий уровень технического обслуживания АТ. Проведенный в условиях Борчепольского авиапредприятия анализ информационных потоков, формируемых в процессе технической эксплуатации двигателей, позволил оценить объем и структуру основных информационных массивов, которые необходимо создать для нормального функционирования АС управления ТС ГТД. Основой информационной базы АС, определяющей не только принципы обработки и хранения данных, но и выбор комплекса технических средств (КТС), является информация накапливаемая в процессе летной и технической эксплуатации двигателей бортовыми системами регистрации режимов полета. Очевидна также необходимость использования информации, формируемой при техническом обслуживании ГТД. Имеется в виду информация о работах, выполненных на двигателе, результатах спектрального анализа масла, формулярные данные, нормативно-справочная информация, данные наземных гонок двигателя и т.д. Детально проанализированы процедуры сбора информации о техническом состоянии, неисправностях и наработке приписного парка ГТД, определены основные характеристики формируемых информационных массивов ИБ.

Представлено описание технологического процесса сбора и обработки информации, а также ведения основных информационных массивов на примере АС диагностирования двигателей НК-8-2У (АСД "Контроль-8-2У") и АС управления техническим состоянием ТРДД ПС-90А (АС "Алгоритм-90"). Подробно рассмотрено формирование информационного

потока, характеризующего параметры и условия работы ГТД в полете. В связи с этим в Приложении представлено описание алгоритмов копирования полетной информации, накапливаемой бортовыми системами регистрации, создания файла копии полетной информации и ее распаковки в приложения пользователя.

В связи с тем, что реализация многих методик оценки ТС ГТД с использованием информации, накапливаемой бортовыми системами регистрации, возможна лишь при записи каждого рабочего цикла контролируемого двигателя от запуска до его останова, приведена методика формирования статистических параметрических моделей полетов, соответствующих конкретным эксплуатационным маршрутам, обслуживаемым данным авиапредприятием. Такие типовые модели работы ГТД необходимы не только для возмещения утраченной безвозвратно по каким-либо причинам информации, но и для отладки методов оценки ТС авиационных ГТД в лабораторных условиях. Технология получения типовых параметрических моделей работы ГТД, формируемых в условиях подконтрольной эксплуатации самолетов ТУ-154 с использованием информации, накапливаемой бортовыми системами регистрации МСРП-64-2, рассмотрена на примере Бориспольского авиапредприятия.

С базой данных АС взаимодействует экспертная система (ЭС), являющаяся интеллектуальным интерфейсом пользователя АС. ЭС обеспечивает извлечение информации из базы данных АС управления ТС ГТД и ее использование в процессе идентификации неисправностей конкретного экземпляра приписного парка двигателей. Эта информация передается с файл-сервера на рабочую станцию сети, на которой размещена ЭС и заносится в файл фактов ЭС. При помощи ЭС автоматизированы процедуры интерпретации результатов обработки данных, извлекаемых из информационной Слзиз АС управления ТС ГТД. Информация заносится в файл фактов ЭС в том же виде, в котором он хранится в ИБ АС управления ТС ГТД. Управляющий модуль в ЭС связывает представленные в ее файле фактов данные с правилами поиска соответствующих им неисправностей.

При проектировании ЭС выбрана модель знаний, основанная на фреймах. Приведенная на рис. 9 структура фреймов, моделирующая соответствующую предметную область (техническое состояние проточной части ТРД) представляет собой четко выраженную иерархическую структуру характерную для структурной схемы ГТД, в которой фреймы соединены при помощи родовидовых связей. Фрейм содержит характеристики типичной ситуации (слоты) и их значения (заполнители слотов), характерной особенностью слотов является тот факт, что они могут содержать

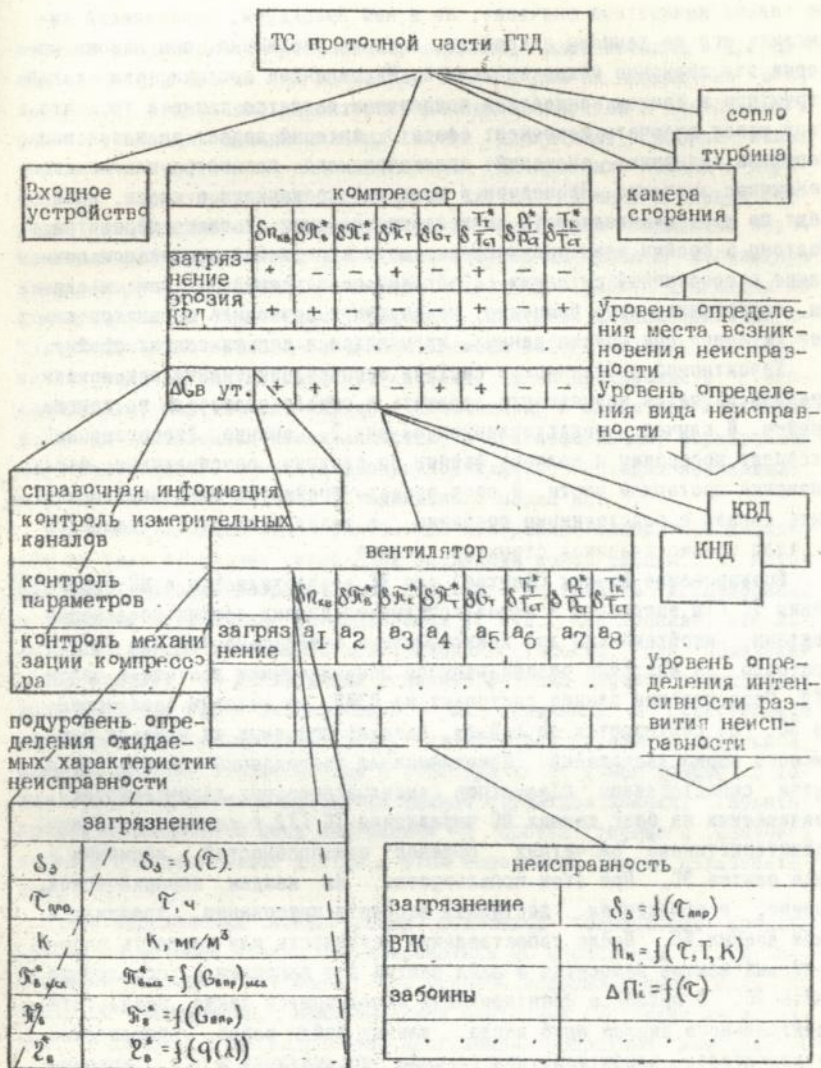


Рис. 9 Структура фреймов, моделирующих область оценки ТС ГТД

не только конкретное значение, но и имя процедуры, позволяющей вычислить его по данному алгоритму, а также выражения, при помощи которых это значение можно вычислить. Несомненным достоинством такой структуры в данном конкретном приложении является также и то, что слот может включать компонент (фасет), который задает диапазон или перечень возможных значений анализируемого параметра или же его граничное значение. Процедуры и правила, хранящиеся в слоте, вызывают по мере необходимости вычисления значения искомого параметра. Поэтому в фреймы нами включены кк слоты содержащие конкретное описание стереотипной ситуации ("образы" повреждений), так и слоты, содержащие имена процедур, позволяющих вычислить параметры такой ситуации при помощи данных, хранящихся в других слотах фрейма.

Характерной особенностью системы организации знаний при помощи фреймов является возможность задавать в слотах указатели на другие фреймы. В случае представленном на рис.9, знание "загрязнение" отсылает программу к полному фрейму со слотами, описывающими загрязнение проточной части. В свою очередь фрейм "загрязнение" может быть связан с родственными фреймами, в результате чего образуется сложная взаимосвязанная структура знаний.

Формирование данных (фактов) для ЭС осуществляется в АС управления ТС ГТД ежедневно в целях пополнения данных самими последними фактами, необходимыми для идентификации неисправностей или же для контроля за медленно развивающимися повреждениями проточной части ГТД. Пересылаемые данные поступают на ЭВМ, на которую ориентирована ЭС, где сортируются по файлам, идентифицируемым по номерам приписного парка двигателей. Идентификация повреждений производится путем сопоставления параметров (эксплуатационных характеристик), извлекаемых из баз данных АС управления ТС ГТД с соответствующими характеристиками расчетных "образов" неисправностей, хранимых в базе фактов ЭС. При этом используется, на каждом иерархическом уровне, и вся другая доступная эксперту информация, хранимая в базе данных АС. После сопоставления истинность или ложность определяемых фактов заносится в файл фактов для загрузки в управляющую часть ЭС. В процессе идентификации используются также результаты спектрального анализа проб масла, данные файла работ, выполненных на двигателе, характеристики региона эксплуатации и т.д., которые включаются в слоты фреймов соответствующего иерархического уровня или же выдаются эксперту системой объяснений.

С целью максимального использования функциональных возможностей бортовых систем контроля и регистрации параметров, а также по-

вишения достоверности результатов анализа, нами введены в фреймовую структуру фрейма (на начальном этапе в рамках подсистемы объяснения), содержащие характеристики неисправностей и отклонений в работе отдельных функциональных систем двигателя, которые можно определить на основе анализа разовых (дискретных) команд и параметров, характеризующих работу этих систем. К ним, в первую очередь, необходимо отнести результаты, выдаваемые комплексом задач контроля работоспособности бортовой системы контроля и регулятора электронного двигателя, контроля параметров работы двигателя по фиксированным и "плавающим" пределам, контроля механизации двигателя, контроля времени запуска и времени выбега роторов. В соответствующие автоматизированные системы, функционирующие в авиапредприятии, передается, наряду с сообщениями о характере и степени развития выявленных неисправностей, и вся информация, формируемая мой объяснений ЭС в каждом конкретном случае, которая необходима для комплексного анализа ТС приписного парка ВС.

В главе представлена архитектура программно-аппаратных комплексов на базе локальных сетей ПЭВМ различной конфигурации, из которых ориентировано разработанная в рамках настоящего исследования программное обеспечение АС управления ТС ГТД. Как правило, это модульные системы с открытой архитектурой. То есть, при появлении новых модулей (реализующих основные функции научно-технического сопровождения ГТД в эксплуатации) их включение в существующую структуру авиапредприятий осуществляется без переделки остальной, функционирующей части системы и перестройки ее конфигурации. В таких локальных сетях сохраняется единая структура данных, гарантирующая единообразный ввод информации с соответствующего рабочего места и обеспечивающая доступ к этой информации другим пользователям.

При определении конфигурации комплекса технических средств (КТС), на которые должна ориентироваться АС управления ТС ГТД, необходимо учитывать тот факт, что основой информационной базы АС является информация, накапливаемая бортовыми системами регистрации. В связи с этим разработан программно-аппаратный комплекс (автоматизированное рабочее место), обеспечивающий обработку полетной информации, накапливаемой на магнитные носители бортовых систем регистрации типа ИСПП-А-02. Комплекс создавался в составе ЛВС авиапредприятия как составная часть КТС, выделенного для технической поддержки АС управления ТС ГТД. В состав автоматизированного рабочего места входит ПЭВМ IBM PC/AT, устройство воспроизведе-

дения записей с магнитных носителей кассетных бортовых накопителей УВЗ-5М, специально разработанный адаптер сопряжения УВЗ-5М и ПЭВМ IBM PC/AT. АРМ обеспечивает:

- просмотр полетных данных в физических величинах или контроль полетных данных в процессе копирования на дисплее (в том числе и в графическом виде);

- ввод паспортных данных;

- управление базой данных копирования (ввод, редактирование, просмотр, документирование данных);

- распаковку параметров полетной копии на диске в приложения пользователя.

Практическая реализация наземно-бортовых АС управления ТС ГТД затруднена во многом из-за неподготовленности материально-технической базы авиапредприятий и обслуживающего персонала к эксплуатации сложных автоматизированных систем, базирующихся на современных средствах вычислительной техники и реализующих эффективные методические разработки в области оценки ТС ГТД. Поэтому в заключение главы приведено обоснование перечня мероприятий, которые необходимо провести авиапредприятиям при переходе на эксплуатацию двигателей нового поколения с автоматизированной оценкой их технического состояния.

На основании обобщения результатов исследования можно сделать следующие выводы:

В ходе выполнения по теме настоящей работы теоретических и экспериментальных исследований, а также их реализации в условиях летно-технической эксплуатации авиационных ГТД и в КБ моторостроения, получены следующие основные результаты:

1. Разработана члениная модель рабочего процесса ГТД, позволяющая учитывать изменение характеристик его узлов под влиянием повреждений проточной части. Математическая модель адаптирована под ТРДД ПС-90А и является моделирующим полигоном АС управления техническим состоянием ГТД, на котором в ходе численного эксперимента моделируются конкретные виды неисправностей проточной части ГТД и производится оценка их влияния на характеристики и основные функциональные параметры отдельных узлов и двигателя в целом.

2. Разработана методика оценки ТС ТРДД, базирующаяся на информативных потоках, формируемых в процессе летной и технической эксплуатации двигателей, в которой в качестве базовых "образов" неисправностей используются результаты численного моделирования конкретных видов неисправностей проточной части ГТД при помощи

адаптированной математической модели рабочего процесса.

3. На базе полноразмерных ГТД созданы оригинальные газодинамические стенды. В ходе стендового эксперимента и экспериментов в условиях летно-технической эксплуатации ГТД получен большой объем экспериментальных данных по влиянию основных эксплуатационных факторов на техническое состояние ГТД и изменение их эксплуатационных характеристик.

4. С использованием полученных экспериментальных данных и результатов численного моделирования характерных неисправностей проточной части ГТД разработаны расчетно-экспериментальные методы оценки технического состояния проточной части и определения измененных характеристик его основных функциональных узлов, необходимые для практической реализации разработанных подходов в автоматизированных системах оценки технического состояния ГТД.

5. Разработан комплекс прикладных программ для ПЭВМ типа IBM PC/AT, реализующих разработанное методическое обеспечение в АС управления ТС ГТД.

6. Разработана структура и определены основные характеристики информационного, организационного, математического и технического обеспечения наземно-бортовых АС оценки ТС ГТД. Результаты проведенных исследований реализованы в соответствующих видах обеспечения АС управления техническим состоянием ТРДД ПС-90Б (АС "Алгоритм-90"), и АС диагностирования двигателей НК-8-2У (АСД "Контроль-8-2У") и двигателей Д-30КУ (АСД "Контроль-30КУ").

7. Разработаны программно-аппаратные средства, позволяющие реализовать методическое обеспечение наземно-бортовых АС управления ТС ГТД повышенной контролепригодности в условиях непосредственного ввода полетной информации, накапливаемой бортовыми регистраторами типа ИСРП-А-02, в ПЭВМ IBM PC/AT.

8. Разработана экспертная система (интеллектуальный интерфейс) АС управления ТС ГТД, позволяющая производить анализ результатов, выдаваемых подсистемами диагностирования АС в автоматизированном режиме экспертами низкой квалификации в условиях ограниченного времени на принятие решения.

9. Проведена экспериментальная проверка разработанных методов оценки ТС ГТД и созданных программно-аппаратных средств, их реализующих, в условиях стендовой и реальной эксплуатации ГТД.

10. Разработаны рекомендации по освоению двигателей повышенной контролепригодности в эксплуатации в условиях автоматизированного контроля их технического состояния.

Результаты работы неоднократно докладывались в Казанском проектно-машиностроительном бюро (КПБМ), Пермском научно-производственном предприятии "Авиадвигатель", Запорожском моторостроительном конструкторском бюро "Прогресс", секции №4 НТС МГА, на научно-технических, научно-практических, межотраслевых конференциях, совещаниях, семинарах, на ВДНХ СССР и получили одобрительную оценку ведущих специалистов отрасли как на уровне постановки задачи (ТЗ и рабочие материалы на АС оценки ТС различных типов ГТД), так и при их практической реализации в АС управления ТС ТРДД ЛС-90А (АС "Алгоритм-90"), а также в АС диагностирования двигателей НК-8-2У и Д-30КУ (АСД "Контроль-8-2У", "Контроль-30КУ").

Основные положения диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Иваненко А.А., Березлев В.Ф., Кулик Н.С., Целованский В.В. Система автоматизированной выработки срочной информации обслуживающему персоналу и экипажам при неисправностях авиадвигателей //Перспективы развития методов технической эксплуатации авиационной техники: Тез. докл. Всесоюз. науч. техн. конф. - Киев: КИИГА, ГосНИИГА, 1979г. - С.80-81.

2. Карпов Е.Н., Кулик Н.С., Лаврухин С.Н. Оценка остаточного ресурса двигателя НК-8-2У в процессе эксплуатации //Проблемы повышения эффективности эксплуатации авиационной техники: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1980. - С.95-100.

3. Березлев В.Ф., Иваненко А.А., Кулик Н.С. и др. Применение автоматизированной системы для выработки оперативной информации обслуживающему персоналу и экипажам в процессе эксплуатации авиадвигателей //Конструкционная прочность двигателей: Тез. докл. VII Всесоюз. науч. техн. конф. - Куйбышев, 1980. - с.15.

4. Трокоз Г.А., Кулик Н.С., Целованский В.В. Об одном способе уплотнения информации в автоматизированной системе оценки технического состояния ГТ // Эксплуатационная надежность авиационных газотурбинных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев. :КИИГА, 1981. -С.44-48.

5. Кулик Н.С. оценка коррозионной повреждаемости лопаток турбин авиационных двигателей в эксплуатационных условиях //Диагностирование и прогнозирование технического состояния газотурбинных двигателей : Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1985. -С.31-35.

6. Тарасенко А.В., Кулик Н.С., Карпов Е.Н. Автоматизированная система управления процессом остаточных и контрольных испытаний ГТД на базе управляющего вычислительного комплекса ИБ000 //Совершенство

твление технологических процессов ремонта авиационной техники на заводах гражданской авиации; Материалы Всесоюз. науч.-техн. конф. - М: ВДНХ, 1984. - С. 69-70.

7. Тарасенко А.В., Кулик Н.С., Малиutin С.А. и др. Использование автоматизированных систем при проведении прочностных испытаний конструкционных материалов и сварных образцов // Автоматическая сварка, №9, 1984. - С. 57-60.

Tarasenko A.V., Kulik N.S., Maluyutin S.A. Use of automatic systems for making strength tests on structural materials and welded testpieces // THE WELDING INSTITUTE. - Abington Hall, Abington, Cambridge, Enggland, 1984. - P. 53-54.

8. Лозицкий Л.П., Малиutin С.А., Кулик Н.С. Использование автоматизированной системы для получения параметров типовых программ работы авиационных ГТД // Проблемы оптимизации системы технической эксплуатации авиационной техники : Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1984. - С. 24-30.

9. Кулик Н.С. Оценка коррозионной повреждаемости лопаток турбин авиационных двигателей в эксплуатационных условиях // Диагностирование и прогнозирование технического состояния газотурбинных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1985. - С. 91-95.

10. А.С. №1082107 (СССР). Стенд для испытания диска турбины с рабочими лопатками / Л.П. Лозицкий, А.В. Тарасенко, Ю.А. Никитин, Н.С. Кулик, В.В. Козлов, С.А. Малиutin.

11. А.С. №1254862 (СССР). Стенд для коррозионно-эрозийных испытаний элементов газотурбинного двигателя / Е.Н. Карпов, В.В. Козлов, Н.С. Кулик и др. - Положительное решение ГНТЭИ по заявке №3844187/25-06(1^6175) от 26.06.85г.

13. Лаврухин С.Н., Кулик Н.С., Карпов Е.Н. Оценка влияния условий эксплуатации на техническое состояние авиационных ГТД с применением автоматизированных систем контроля // Тр. Всесоюз. науч. конф. "Совершенствование методов технической эксплуатации авиационной техники" (Киев, 17-18 апреля 1984г.) Рукопись представлена КИИГА. Деп. в ЦНТИ ГА 18 апреля 1985г. №320ГА-85 деп.

14. Кулик Н.С. Определение концентрации коррозионно-активных веществ, попадающих в проточную часть ГТД // Оценка технического состояния авиационных ГТД в процессе эксплуатации: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1986. - С. 83-87.

15. Кулик Н.С. Оценка высокотемпературной коррозионной повреждаемости лопаток турбин авиационных ГТД в эксплуатации при помощи автоматизированных систем. Автореф. дис. ... канд. тех. наук. - Киев: КИИ-

ГА, 1986. - 19с.

16. Маялтин С.А., Карпов Е.Н., Кулик Н.С. Контроль расходования топлива в эксплуатационных условиях с учетом аэродинамического состояния планера и технического состояния ГТД // Информационное обеспечение системы технического обслуживания и ремонта авиационной техники: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1987. - С. 59-84.

17. Кулик Н.С. Расчет высокотемпературной коррозионной повреждаемости лопаток турбин газотурбинных двигателей // Техническое диагностирование авиационных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1987. - С. 147-154.

18. Кулик Н.С., Козлов В.В. Определение безопасных режимов работы газотурбинных двигателей на взлете // Безопасность полетов и профилактика авиационных происшествий : Тез. докл. Всесоюз. науч. конф. - Ленинград: ОЛАГА, 1988. - С. 25.

19. Кулик Н.С. Формирование информационного обеспечения наземной автоматизированной системы оценки технического состояния ГТД // Эксплуатационная надежность авиационных газотурбинных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1988. - С. 29-33.

19. Кулик Н.С.; Цыбалов И.Г., Козлов В.В. Отладка параметрических методов диагностирования двигателей повышенной контролепригодности на автоматизированном испытательном стенде // Системы информационного обеспечения управления процессами технической эксплуатации авиационной техники: Тез. докл. науч. техн. конф. - Киев: Общество "Знание", декабрь 1988. - С. 34-35.

20. Лозицкий Л.П., Кулик Н.С., Тарасенко А.В. Информационное обеспечение автоматизированной системы диагностирования ГТД, создаваемой на базе устройства "Луч-84" // Система информационного обеспечения управления процессами технической эксплуатации авиационной техники: Тез. докл. науч. техн. конф. - Киев: Общество "Знание", декабрь 1988. - С. 31-32.

21. Кулик Н.С., Цыбалов И.Г., Степаненко В.Н., Козлов В.В. Математическое моделирование рабочего процесса газотурбинных двигателей в автоматизированной системе диагностирования // Методы и средства диагностирования авиационной техники с использованием автоматизированных систем: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1988. - С. 77-83.

22. Лозицкий Л.П., Кулик Н.С. Перспективы развития методов и средств контроля технического состояния авиационных двигателей // Методы и средства контроля технического состояния авиационных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1989. - С. 3-12.

23. Лозицкий Л.П., Тарасенко А.В., Кулик Н.С. Разработка автоматизированной системы оценки технического состояния авиационных двигателей повышенной контролепригодности // Проблемы функциональной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов : Тез. докл. меотраслевой науч.техн.конф. - Рыбачье : ЦИАМ, ХАИ, 1990. - С. 24-25.

24. Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Лукьяненко О.Е. Идентификация состояния проточной части газотурбинного двигателя по измеренным газодинамическим параметрам // Проблемы управления техническим состоянием авиационных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1990. - С. 24-29.

25. Козлов В.В., Кулик Н.С., Лукьяненко О.Е. Автоматизированная система контрольно-сдаточных испытаний ГТД для авиационных предприятий // Научно-технический прогресс и эксплуатация воздушного транспорта: Тез. докл. Всесоюз. науч. - техн. конф. - Москва: МИИГА, апрель 1990. - С. 35.

26. Горбановский В.Б., Кулик Н.С., Чумак О.И., Охмакевич В.И. Разработка метода оценки загрязнения проточной части компрессора ТРДД // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1991. - С. 103-106.

27. Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Козлов В.В. Исследование влияния заобин на характеристики плоской охлаждаемой турбинной решетки // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации: Сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1991. - С. 40-44.

*С.А. Дмитриев*

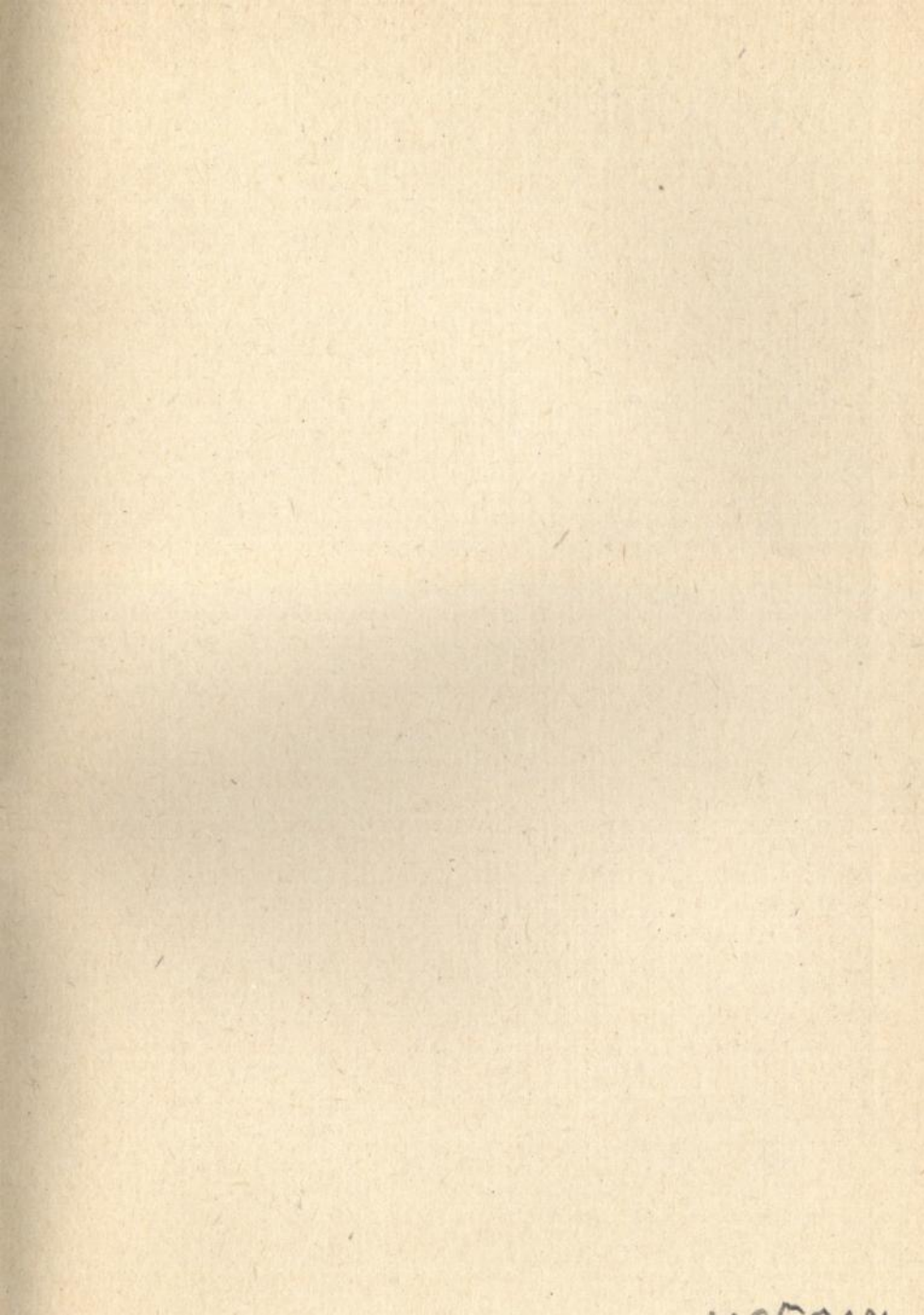
---

Подписано в печать 17.05.93. Формат 60x84/16. Бумага типографская.  
Офсетная печать. Усл.печ.л. 1,86. Уч.-изд.л. 2,0. Тираж 100 экз.  
Заказ № 105-1. . цена . Изд., № 342/Ш.

---

Издательство КИИГА.

252058. Киев-58, проспект Космонавта Комарова, 1.



Ab 27.523

**Ab 27.523**