

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ имени П.И. БАРАНОВА»

На правах рукописи



Сметанин Сергей Анатольевич

**КОМПЕНСАЦИЯ УХУДШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННОГО
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЭКСПЛУАТАЦИИ СРЕДСТВАМИ
АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

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

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Гуревич Оскар Соломонович

Москва – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 Анализ методов управления ГТД и направлений их развития	10
1.1 Характеристика современных систем автоматического управления ГТД.....	10
1.2 Методы управления ГТД.....	11
1.3 Традиционные способы управления для поддержания требуемой тяги двигателя.....	14
1.4 Направления развития методов управления ГТД	15
1.5 Научно-технический задел по интеллектуальным методам управления.....	17
2 Анализ изменения характеристик двигателя в процессе эксплуатации	28
2.1 Ухудшение характеристик узлов двигателя при износе	29
2.1.1 Износ вентилятора и компрессора	30
2.1.2 Износ турбины	31
2.1.3 Износ двигателя в целом	33
2.2 Ухудшение характеристик узлов двигателя при обледенении.....	34
2.2.1 Особенности кристаллического обледенения ГТД	35
2.2.2 Изменение характеристик двигателя при кристаллическом обледенении	38
3 Разработка математической модели двигателя, имитирующей износ и обледенение	42
3.1 Термогазодинамическая математическая модель двигателя	42
3.1.1 Методика математического моделирования износа.....	46
3.1.2 Методика математического моделирования кристаллического обледенения.....	48
3.2 Математическая модель САУ	49
4 Исследование влияния износа и кристаллического обледенения на характеристики двигателя	53
4.1 Исследование влияния износа.....	53
4.1.1 Износ отдельных узлов двигателя.....	53
4.1.2 Износ двигателя в целом	59
4.2 Исследование влияния кристаллического обледенения.....	61
5 Методы управления для компенсации ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации.....	65
5.1 Синтез регуляторов измеряемых параметров	65
5.2 Регулятор величины тяги, рассчитываемой в бортовой математической модели двигателя	66
5.2.1 Принципы построения бортовой математической модели двигателя.....	66
5.2.2 Синтез регулятора тяги	68
5.3 Исследование влияния метода управления при ухудшении характеристик узлов двигателя в эксплуатации	71
5.3.1 Сравнительная оценка эффективности традиционных и интеллектуальных методов управления при износе	71
5.3.1.1 Износ вентилятора	71
5.3.1.2 Износ опорных ступеней и КВД.....	72
5.3.1.3 Износ ТВД.....	74
5.3.1.4 Износ двигателя в целом	75

5.3.2	Определение оптимального способа управления при кристаллическом обледенении.....	78
6	Экспериментальная отработка регулятора тяги на двигателе-демонстраторе.....	83
6.1	Двигатель-демонстратор АИ-25ТЛ	83
6.2	Разработка регулятора тяги двигателя АИ-25ТЛ.....	85
6.3	Методика испытаний	86
6.4	Результаты экспериментальных исследований.....	89
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	93
	СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	94
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	98
	ПРИЛОЖЕНИЕ А (обязательное) Акт АО «ОДК-СТАР» об использовании результатов диссертационной работы.....	104
	ПРИЛОЖЕНИЕ Б (обязательное) Акт ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» об использовании результатов диссертационной работы	105

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

От характеристик системы автоматического управления (САУ) авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) зависит возможность получения требуемых параметров рабочего процесса двигателя, заложенных при проектировании, в течение всего жизненного цикла. И до тех пор, пока характеристики узлов двигателя не отличаются от расчетных, это может быть достигнуто применением традиционных методов управления, обычно адаптирующихся к таким изменяющимся факторам, как давление и температура воздуха в атмосфере и в потоке на входе в двигатель, прогрев конструкции, изменение влажности и ряд других.

Однако в процессе эксплуатации характеристики узлов двигателя начинают меняться вследствие выработки ресурса, длительного воздействия пыли, песка, соленой воды, а также некоторых не трендовых, но оказывающих сильное влияние и опасных факторов, к которым относятся, например, действие обледенения, вулканического пепла.

В этих случаях происходит изменение геометрических параметров проточной части, ухудшаются характеристики лопаточных машин (компрессоров, турбин), их характеристики начинают отличаться от расчетных. Это вызывает, в свою очередь, изменение параметров рабочего процесса, в том числе связи регулируемых параметров двигателя с его характеристиками, приводящее к снижению основных показателей эффективности силовой установки (СУ): падает тяга, снижаются запасы газодинамической устойчивости (ГДУ), ухудшается экономичность, надежность.

В такой ситуации методы управления рабочим процессом, бывшие оптимальными в расчетных условиях работы, перестают быть таковыми, что также усугубляет положение.

Восстановление характеристик двигателя в эксплуатации с помощью используемой на нем системы автоматического управления, без выполнения ремонтных работ со снятием двигателя с крыла, является актуальной задачей. Имеющиеся резервы по параметрам рабочего процесса двигателя, способность современных САУ к реконфигурации делают возможной компенсацию появляющихся ухудшений характеристик.

Степень разработанности темы исследования

Исследованиями эффективности систем автоматического управления в различных условиях эксплуатации, положившими начало оценкам возможности компенсации ухудшения характеристик двигателей, занимались известные ученые и специалисты: Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Дружинин Л.Н., Швец Л.И. и др. Вместе с тем, постоянно происходящее совершенствование ГТД и аппаратного построения систем управления, базой для которых становятся быстродействующие электронные цифровые устройства, обладающие большой

оперативной и постоянной памятью, открывает возможности для более глубокой реализации интеллектуальных функций управления двигателем. К настоящему времени нет известных работ, в которых рассматривалось бы комплексно влияние на изменение характеристик узлов двигателя (компрессора, турбины, проточной части) его износа в процессе выработки ресурса, различных типов обледенения, попадания вулканического пепла. Не известны и исследования возможностей использования методов автоматического управления для снижения влияния этих изменений на характеристики двигателя в целом (тягу, ресурс, экономичность). Эти задачи решаются в настоящей работе.

Объектом исследования является авиационный газотурбинный двигатель с системой автоматического управления.

Предметом исследования являются методы автоматического управления, направленные на компенсацию ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации.

Целью работы является исследование и разработка оптимальных способов управления ГТД, позволяющих компенсировать ухудшение характеристик двигателя при износе и кристаллическом обледенении.

Задачи работы:

1. Анализ влияния действующих в эксплуатации факторов на характеристики двигателя и их связи с методами управления.
2. Систематизация данных о влиянии эксплуатационных факторов на характеристики основных узлов двигателя.
3. Разработка математической модели двигателя, позволяющей имитировать ухудшение характеристик его узлов в эксплуатации (износ, кристаллическое обледенение).
4. Исследование влияния изменения характеристик узлов двигателя на его основные параметры.
5. Исследование методов управления, направленных на компенсацию ухудшения характеристик двигателя при износе и кристаллическом обледенении.
6. Экспериментальная проверка регулятора, позволяющего поддерживать характеристики двигателя в эксплуатации, на двигательном стенде для валидации результатов расчетных исследований.

Новизна результатов исследования

1. Аналитическое исследование и систематизация данных по изменению характеристик узлов двигателя при износе в процессе выработки ресурса и при кристаллическом обледенении.
2. Динамическая математическая модель газотурбинного двигателя, позволяющая рассчитывать изменение параметров рабочего процесса в двигателе на установившихся и переходных режимах его работы при ухудшении характеристик узлов в эксплуатации.

3. Методы автоматического управления, позволяющие компенсировать ухудшение характеристик двигателя в эксплуатации.

4. Способы фиксации возникновения в двигателе кристаллического обледенения и методы борьбы с ним средствами САУ.

5. Применение бортовой математической модели двигателя (БММД) в составе САУ для управления по неизмеряемому параметру тяги в ситуациях ухудшения характеристик узлов.

6. Алгоритмы управления режимом работы двигателя по рассчитываемой в БММД величине тяги и их экспериментальная проверка на двигателе-демонстраторе.

Практическая значимость результатов исследования

Применение разработанных методов управления ГТД позволит поддерживать требуемые параметры рабочего процесса двигателя при ухудшении характеристик его узлов в процессе выработки ресурса, снизить стоимость жизненного цикла двигателя, повысить эксплуатационную технологичность вследствие увеличения межремонтных интервалов, повысить безопасность эксплуатации.

Предложенные способы фиксации и управления при кристаллическом обледенении позволят повысить безопасность работы двигателя в условиях полета в облаке ледяных кристаллов и могут быть использованы для выполнения доказательства соответствия требованиям Норм летной годности при сертификации двигателя.

Методология и методы исследования

Результаты работы получены при комплексном использовании расчетных и экспериментальных методов исследования. Для исследования влияния износа и обледенения на характеристики двигателя разработана термогазодинамическая математическая модель двигателя, позволяющая изменять характеристики каждой лопаточной машины в зависимости от воспроизводимого вида износа и размера наледи. Расчетные соотношения, составляющие модель, получены из уравнений механики (уравнение вращающихся масс), термодинамики и газовой динамики (уравнения неразрывности, сохранения энергии, состояния и т.д.).

С использованием такой модели выполнена расчетная оценка эффективности в эксплуатации традиционных методов управления, применяемых в современных двигателях, и интеллектуального метода управления величиной тяги, получаемой расчетом в БММД.

Для валидации результатов расчетов проведены экспериментальные исследования регулятора тяги на двигательном стенде. Выполнено программирование микроконтроллера демонстрационной САУ, реализующего бортовую математическую модель двигателя. Для обеспечения управления величиной тяги в программное обеспечение электронного регулятора САУ введены алгоритмы управления тягой. Разработана методика испытаний, в соответствии с

которой износ компрессора высокого давления имитируется путем прикрытия входных направляющих аппаратов компрессора на повышенных режимах работы двигателя.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Оценка изменения характеристик узлов двигателя при износе в процессе выработки ресурса и при кристаллическом обледенении.
2. Особенности построения математической модели двигателя с САУ для расчета параметров рабочего процесса двигателя при ухудшении характеристик его узлов.
3. Сравнительный анализ и определение методов автоматического управления, позволяющих компенсировать ухудшение характеристик двигателя в эксплуатации.
4. Оценка зависимости влияния кристаллического обледенения на характеристики двигателя от способов управления рабочим процессом.
5. Способы фиксации возникновения в двигателе кристаллического обледенения и методы борьбы с ним средствами САУ.
6. Применение бортовой математической модели двигателя в составе САУ для управления по неизмеряемому параметру тяги при ухудшении характеристик узлов.
7. Алгоритмы управления режимом работы двигателя по рассчитываемой в БММД величине тяги и их экспериментальная проверка на двигателе-демонстраторе.

Достоверность результатов исследования основывается на:

- корректном использовании математических методов описания ухудшения характеристик узлов двигателя в эксплуатации, основанных на результатах экспериментальных исследований и данных эксплуатации;
- высоком уровне и точности математической модели двигателя, используемой для проведения исследований;
- экспериментальных исследований на аттестованном стенде;
- удовлетворительной сходимости результатов расчета в математической модели двигателя с экспериментальными данными, полученными при проведении испытаний на двигателе-демонстраторе.

Апробация работы

Основные положения диссертационной работы были доложены и обсуждены на:

- Конгрессе международного совета по авиационным наукам ICAS-2018 (Белу-Оризонте, Бразилия, 2018 г.);
- Научно-техническом конгрессе по двигателестроению НТКД-2018 (Москва, 2018 г.);
- Международной научно-технической конференции SAE AeroTech Europe 2019 (Бордо, Франция, 2019 г.);

- Научно-технической конференции «Климовские чтения-2019. Перспективные направления развития авиадвигателестроения» (Санкт-Петербург, 2019 г.);
- Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки» (Москва, 2019 г.).
- Международной научно-технической конференции AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum (виртуальный формат, 2020 г.);
- Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2020 (Москва, 2020 г.);
- Международной научно-технической конференции AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum (виртуальный формат, 2021 г.).

Публикации

По теме диссертации опубликовано 16 научных работ, из них в рецензируемых научных изданиях из перечня ВАК и приравненных к ним опубликовано 5 работ.

Внедрение результатов работы

Результаты работы использованы на предприятии АО «ОДК-СТАР» при разработке систем автоматического управления двигателей ПД-8 и ПД-35, используются в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» при выполнении государственных контрактов, хозяйственных работ и при испытаниях на двигательном стенде У-7М.

Вклад автора в проведенное исследование

1. Аналитическое исследование особенностей традиционных способов управления, применяемых в современных ГТД, и интеллектуальных методов управления, систематизация данных по изменению характеристик узлов двигателя при износе и кристаллическом обледенении.
2. Разработка динамической математической модели двигателя для учета влияния износа его узлов и обледенения, синтез алгоритмов регулятора тяги, математическое моделирование для решения задач работы.
3. Анализ и обоснование результатов исследований.
4. Проверка в эксперименте на двигателе-демонстраторе результатов теоретических исследований, включающая: разработку методики испытаний, введение бортовой математической модели двигателя в микроконтроллер системы управления, введение регулятора тяги в программное обеспечение демонстрационной САУ и его испытания, обработку и анализ результатов испытаний.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения, списка условных обозначений, списка литературы из 80 наименований и двух приложений. Основное содержание работы изложено на 105 страницах и включает 51 рисунок и 8 таблиц.

Благодарности

Автор выражает искреннюю признательность и благодарность научному руководителю д-ру техн. наук Гуревичу О.С. за помощь на всех этапах выполнения диссертации, д-ру техн. наук Гольбергу Ф.Д. и к-ту техн. наук Швецу Л.И. за предоставление материалов их исследований, а также инженерам Трифонову М.Е., Ромашихину И.М., Чернышову В.И. и сотрудникам стенда У-7М ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» за помощь в выполнении работы.

1 Анализ методов управления ГТД и направлений их развития

1.1 Характеристика современных систем автоматического управления ГТД

Возможность получения требуемых характеристик авиационного газотурбинного двигателя в значительной степени зависит от выбранных способов управления рабочим процессом в нем и их реализации в системе автоматического управления.

Система автоматического управления авиационного ГТД – это комплекс устройств, обеспечивающих запуск и работу двигателя с необходимыми для полета самолета характеристиками по тяге (мощности), экономичности и безопасности. Качество системы управления определяется такими ее свойствами как функциональность, статическая и динамическая точность, надежность, ресурс, масса и габариты, эксплуатационная технологичность и рядом других.

Задачами автоматического управления авиационными ГТД являются:

- получение оптимальных характеристик силовой установки;
- обеспечение устойчивости рабочего процесса в двигателе на установившихся и переходных режимах его работы;
- обеспечение прочности конструкции двигателя путем предупреждения недопустимых механических и тепловых нагрузок на ее узлы на всех режимах работы;
- возможность поддержания устойчивой работы двигателя на заданном режиме и изменения режима работы при выполнении требований к качеству и длительности переходных процессов (управляемость).

Их конкретное содержание зависит от типа двигателя, выбранных методов управления им и принципов построения САУ.

Для решения этих задач САУ должна выполнять следующие функции:

- измерение необходимых параметров, характеризующих рабочий процесс в двигателе и внешние условия (режим полета);
- формирование программ (законов) и алгоритмов управления, позволяющих обеспечить управляемость двигателя, устойчивость и заданное качество процессов управления;
- формирование управляющих воздействий на регулирующие органы, имеющиеся на двигателе;
- подача топлива с требуемыми расходом и давлением в камеры сгорания;
- подача топлива, другого рабочего тела или вида энергии с заданными характеристиками в силовые исполнительные устройства;

- контроль и диагностирование самой САУ и двигателя, и выполнение необходимых операций по обеспечению требуемых показателей безотказности.

Лучшие системы управления ГТД современного уровня, находящиеся в эксплуатации, выполняются цифровыми электронными с полной ответственностью (типа FADEC). Формирование сигналов управления двигателем осуществляется в электронном цифровом регуляторе, построенном по централизованной схеме. САУ двигателей магистральных самолетов не резервируются гидромеханическим регулятором. Датчики и исполнительные механизмы имеют аналоговые выходы и связаны с регулятором проводными линиями связи. Связь с самолетными системами осуществляется по мультиплексному каналу информационного обмена с использованием протокола ARINC 429, а для новых разработок – ARINC 664. В электронном регуляторе САУ обычно выполняется оперативная диагностика двигателя. Трендовая диагностика выполняется либо также в электронном регуляторе САУ двигателя, либо в отдельной системе бортового контроля и диагностики. Система имеет «электронный» рычаг управления двигателем (РУД) [1-3].

1.2 Методы управления ГТД

Методы управления ГТД, применяемые в настоящее время в электронных САУ, в значительной степени аналогичны тем, которыми пользовались в заключительный период разработки и эксплуатации систем гидромеханического типа (см. рисунок 1.1). Они совершенствовались в направлении большей адаптации управления к условиям эксплуатации, интеграции с системами управления полетом [4].

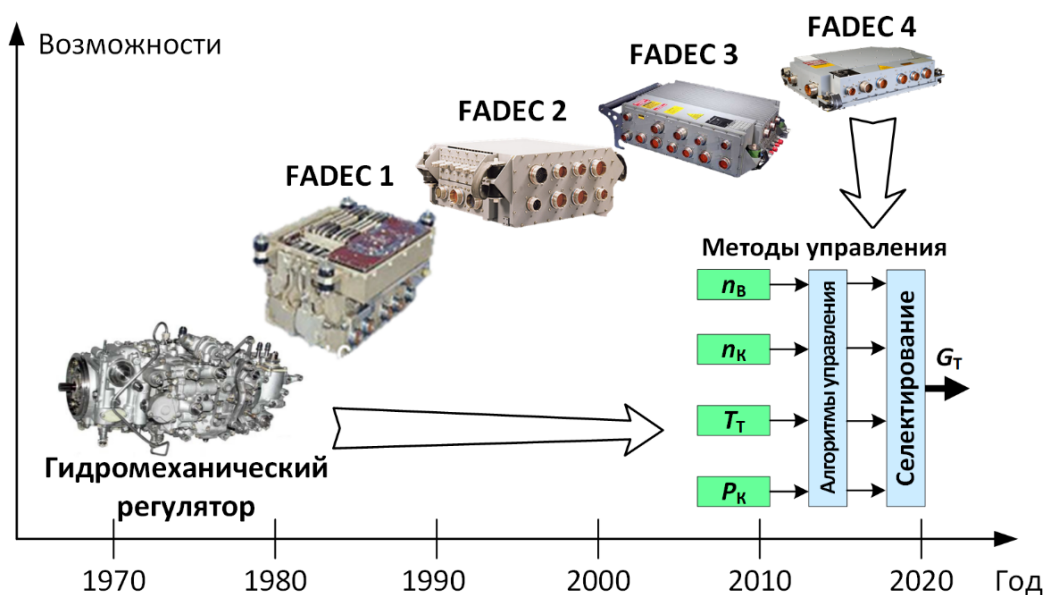


Рисунок 1.1 – Эволюция аппаратного построения САУ ГТД и методов управления двигателем

В САУ авиационных ГТД основной закон управления режимом работы двигателя выбирается из условия поддержания требуемой тяги (мощности) для заданного положения РУД во всей области ожидаемых условий эксплуатации. Из-за невозможности измерения тяги в полете в качестве регулируемого параметра выбирают параметр, наиболее точно характеризующий тягу.

В общем случае управление регулирующими факторами двигателя (расходом топлива, углами установки направляющих аппаратов, клапанами перепуска воздуха) строится по принципу следящих систем с пропорционально-интегрально-дифференциальными регуляторами. Если число регулирующих факторов и регулируемых параметров одинаковое (например, в контурах управления органами механизации проточной части двигателя), то такая система управления позволяет обеспечить необходимую точность и качество регулирования.

В контуре управления расходом топлива для выполнения комплексных требований к управлению двигателем на установившихся и переходных режимах работы с ограничением предельных параметров рабочего процесса используется целый ряд регулируемых параметров, которые при воздействии на один регулирующий фактор могут оказывать влияние на точность регулирования, устойчивость и качество процессов управления. Для устранения отрицательного влияния взаимодействия регуляторов на характеристики системы управления расходом топлива применяют селекторы сигналов, позволяющие исключить зону совместной работы каналов регулирования. Селекторы обеспечивают во всех условиях работы системы воздействие на регулирующий фактор только одного регулятора, включаемого в работу в зависимости от близости регулируемого параметра к заданной величине.

Структурная схема типового контура управления расходом топлива в камеру сгорания турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) на основных режимах его работы, построенная с применением принципа селектирования сигналов, представлена на рисунке 1.2. В этой схеме сигналы измерения от датчиков после преобразования и фильтрации, поступают в блоки формирования программ управления (БФП) и в алгоритмы регулирования. Выбранный комплекс программ управления позволяет поддерживать требуемую величину тяги на установившихся режимах работы двигателя посредством регулирования частоты вращения вентилятора, косвенно характеризующей тягу, обеспечивать устойчивую работу двигателя на минимальном режиме малого газа с помощью ограничения частоты вращения ротора высокого давления, выполнять требования ко времени переходных режимов работы двигателя регулированием параметра n_k при сохранении требуемых запасов газодинамической устойчивости ограничителем G_T/P_k^* , обеспечивать работу двигателя в пределах заданных эксплуатационных ограничений, защищая от превышения параметрами n_B, n_k, T_T^*, P_k^* предельных величин.

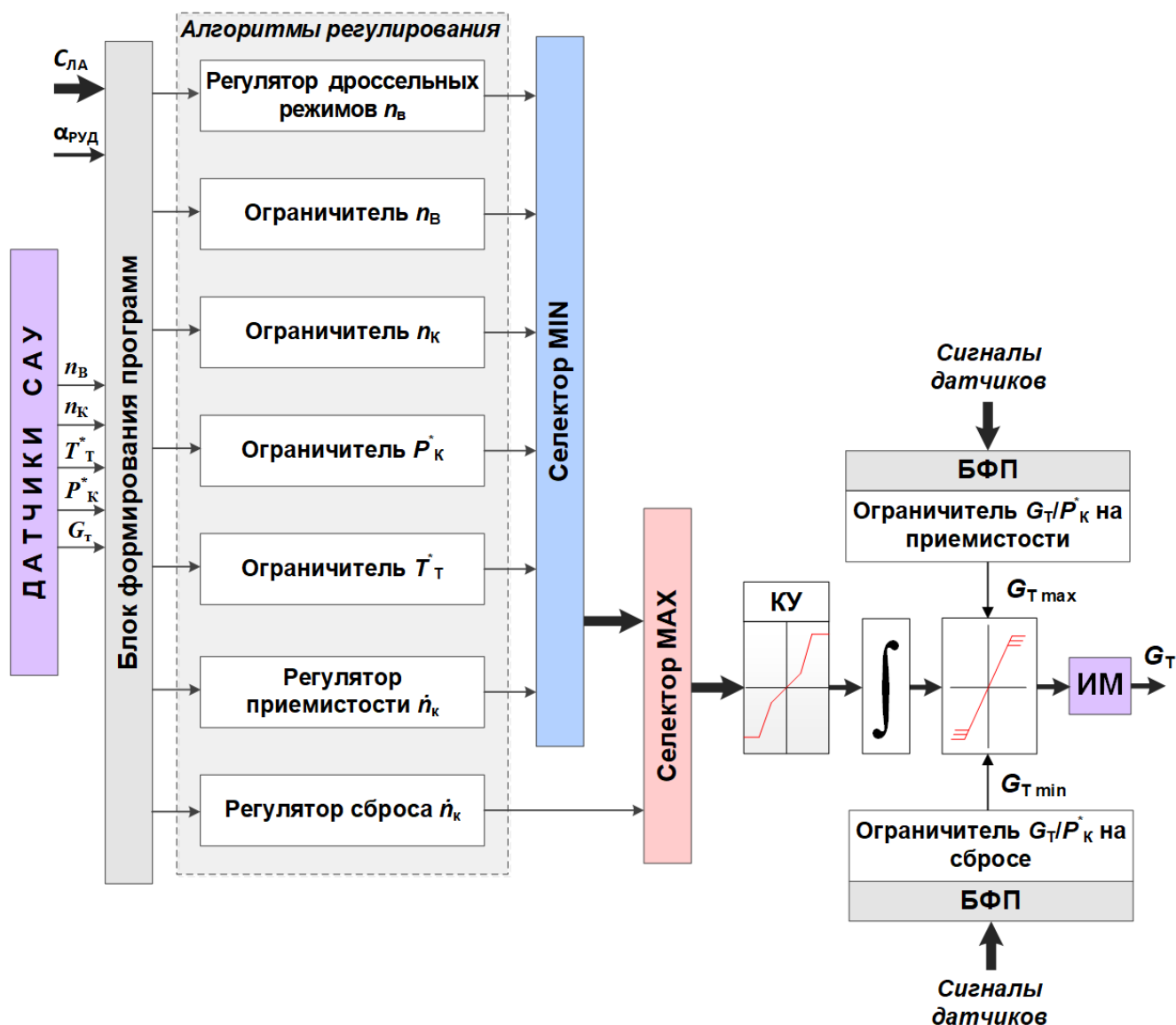


Рисунок 1.2 – Структурная схема основного контура управления расходом топлива ГТДД

Каналы регулирования и ограничения параметров двигателя выполняются астатическими. Алгоритмы управления в этих каналах выбираются в классе адаптивных, помехозащищенных алгоритмов, обеспечивающих необходимые запасы устойчивости регулирования и качество процессов управления во всех условиях эксплуатации двигателя. В канале ограничения температуры газа T_T^* , как правило, применяется компенсация инерционности термопары. После селектирования сигналов по минимальному и максимальному уровню осуществляется усиление выбранного сигнала управления, при этом коэффициент усиления (КУ) зависит от режима работы двигателя и условий полета. После этого производится интегрирование сигнала рассогласования и его ограничение по программам максимального и минимального расхода топлива.

САУ, построенная по такой схеме, позволяет выполнить все основные требования, предъявляемые к системе управления ГТД.

1.3 Традиционные способы управления для поддержания требуемой тяги двигателя

В современных турбореактивных двигателях в связи с невозможностью прямого измерения тяги в полете управление двигателем осуществляется по параметрам, косвенно характеризующим тягу. Однако связь между этими параметрами и тягой изменяется в процессе эксплуатации из-за влияния внешних условий за пределами области сохранения условий подобия, при износе узлов и изменении их характеристик в процессе выработки ресурса. В результате двигатель может не обеспечивать получение требуемой для летательного аппарата тяги, а ее отклонение не контролируется в эксплуатации [5].

В ТРДД с высокой степенью двухконтурности в качестве основного закона управления расходом топлива на установившихся режимах работы двигателя, как правило, применяется регулирование частоты вращения вентилятора ввиду того, что на двигателях такого типа расход воздуха через внешний контур в значительной степени определяет величину тяги, а датчики частоты вращения имеют высокую точность измерения и надежны в эксплуатации [2]. В ТРДД предыдущего поколения, характеризующихся малой и умеренной степенями двухконтурности, наиболее часто применяется регулирование частоты вращения ротора высокого давления n_k . В некоторых двигателях также находят применение такие параметры, как суммарная степень повышения давления в компрессоре (двигатели разработки ГП «Ивченко-прогресс»)

$$\pi_{k\Sigma}^* = \frac{P_k^*}{P_{ВХ}^*} \quad (1.1)$$

и степень повышения давления в двигателе (двигатели JT9D, PW4000, Trent 800, V2500 и др.)

$$\pi_{ДВ}^* = \frac{P_T^*}{P_{ВХ}^*}. \quad (1.2)$$

В редких случаях для управления тягой ТРДД применяются и более сложные параметры: интегральная степень повышения давления в двигателе $\pi_{инт}^*$ (двигатель RB211-535С), дополнительно учитывающая величину давления за вентилятором во внешнем контуре двигателя, и коэффициент мощности ТРДД $\pi_{компл}^*$ (двигатель Trent 1000), рассчитываемые по формулам [6]:

$$\pi_{инт}^* = \frac{P_{II}^* \cdot F_{cII} + P_T^* \cdot F_{cI}}{P_{ВХ}^* \cdot (F_{cII} + F_{cI})}, \quad (1.3)$$

$$\pi_{компл}^* = \frac{P_k^* \cdot \sqrt{T_T^*}}{P_{ВХ}^* \cdot \sqrt{T_{ВХ}^*}}. \quad (1.4)$$

Выбор этих комплексных параметров регулирования объясняется возможностью сохранения тяговых характеристик двигателя при износе и повреждении узлов в эксплуатации. Так, применение для управления параметра $\pi_{компл}^*$, согласно патенту [7], позволит поддерживать требуемую тягу при повреждении вентилятора, например, вследствие попадания птицы или

других посторонних предметов. Вместе с тем такие способы управления имеют и свои недостатки, связанные с точностью определения величины давления из-за неравномерности потока в двигателе и высокой погрешности измерения датчиков давления.

Проведенные в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» расчетные исследования эффективности применения в ТРДД разных регулируемых параметров при износе элементов проточной части двигателя [2] показали, что с учетом точности регулирования наилучшим измеряемым параметром, позволяющим поддерживать тягу в эксплуатации с погрешностью менее 1 %, является частота вращения ротора низкого давления. Наибольшую погрешность (до 4 %) в поддержании тяги в двигателях такого типа имеет регулятор частоты вращения ротора высокого давления, а комплексные параметры, использующие сигналы измерения датчиков давления, имеют сравнимую с параметром n_v низкую погрешность поддержания тяги только при условии обеспечения высокой точности измерений (~0,25 % от измеряемой величины), недостижимой при современном уровне развития технологий. Стоит отметить, что в проведенных исследованиях износ имитировался посредством изменения коэффициента полезного действия (КПД) лопаточных машин без учета ухудшения других их характеристик (расхода воздуха, степени повышения/понижения давления), что может оказывать существенное влияние на полученные результаты.

1.4 Направления развития методов управления ГТД

Совершенствование методов управления ГТД для улучшения характеристик двигателя связывается с разработкой [4]:

- интеллектуального управления двигателем, предполагающего активное управление узлами силовой установки (камерой сгорания, компрессором, турбиной) для улучшения их характеристик, интеллектуальной диагностики и идентификации изменения состояния двигателя, отказов, а также специального управления для их компенсации;
- методов управления, обеспечивающих сохранение или ограниченное ухудшение характеристик двигателя в процессе выработки ресурса, при отказах и повреждениях;
- адаптивного интегрированного управления, позволяющего оптимизировать характеристики двигателя в различных условиях его эксплуатации и применения самолета;
- управления на основе бортовой математической модели двигателя с высокой точностью расчетов, позволяющую использовать ее для компенсации отказов, управления двигателем по параметрам, более информативно характеризующим его состояние, но не доступным для измерения (тяге, запасам газодинамической устойчивости, температуре газа в камере сгорания и т.п.).

Применение в САУ перспективных методов управления ГТД, осуществляющих адаптацию управления силовой установкой к условиям эксплуатации (изменению теплового состояния двигателя, износу узлов и др.), интеграцию управления рабочим процессом в двигателе и режимов (этапов) полета, компенсацию отказов в двигателе и САУ (оперативный контроль, распознавание ситуации, реконфигурация системы) позволит перейти к построению интеллектуального ГТД, в котором осуществляется активное управление процессом горения в малоэмиссионной камере сгорания, зазорами в лопаточных машинах, запасами газодинамической устойчивости компрессоров [8]. Для этого потребуются разработка новых интеллектуальных узлов двигателя, способных, в зависимости от режима работы, изменять распределение топлива по зонам горения в камере, профиль проточной части двигателя в компрессорах и турбинах, управлять охлаждением лопаточных машин и т.п.

Важной частью САУ интеллектуального ГТД, придающей ему свойства интеллектуальности и позволяющей существенно повысить качество и надежность управления двигателем, является встроенная в САУ математическая модель двигателя (бортовая модель). Применение для этой цели моделей достаточно высокого уровня, основанных на описании протекающих в нем термогазодинамических процессов, даст возможность выявлять и компенсировать отказы аппаратуры САУ, осуществлять замкнутое управление двигателем по параметрам, прямо характеризующим рабочий процесс в двигателе [9]. Необходимыми условиями применения таких математических моделей являются приемлемая точность расчетов (погрешность менее 3–5 %), возможность работы в реальном времени в составе электронного регулятора САУ, а также идентификация в процессе эксплуатации.

Экспертные оценки эффективности интеллектуального ГТД по сравнению с традиционным двигателем приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Прогноз целевых показателей и преимуществ интеллектуального ГТД [8]

Эффект	Величина
1 Повышение топливной экономичности	до 5 %
2 Повышение надежности двигателя	до 20 %
3 Уменьшение времени технического обслуживания	в 1,5–2 раза
4 Уменьшение стоимости разработки и производства	15–20 %

В связи с высокой эффективностью интеллектуальных систем управления по основным показателям авиадвигателей (надежность, безопасность, ресурс, летно-технические характеристики летательного аппарата) они являются более дешевой и осуществимой в более короткие сроки альтернативой совершенствованию характеристик двигателей другими способами: повышением параметров рабочего процесса, применением жаростойких материалов, усложнением схем и конструкции двигателя и его узлов.

Прогноз развития авиадвигателестроения показывает, что к 2025–2030 гг. значительная часть двигателей, находящихся в эксплуатации, будет представлять собой интеллектуальные двигатели.

1.5 Научно-технический задел по интеллектуальным методам управления

Разработка технологий для интеллектуального двигателя ведется с середины 1990-х годов. В этих работах для компенсации ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации рассматривается применение интеллектуальных методов управления, базирующихся на использовании бортовой математической модели двигателя. В России исследования интеллектуальных методов управления проводились известными учеными и специалистами: Гуревичем О.С., Гольбергом Ф.Д. (ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»), Августиновичем В.Г., Кузнецовой Т.А. (ФГАОУ ВО «ПНИПУ»), Добрянским Г.В., Мельниковой Н.С. (ФГУП «НПЦ газотурбостроения “Салют”») и др. В большинстве этих работ [10–13] в качестве бортовых математических моделей рассматривается применение простых линейных и регрессионных моделей, с помощью которых проводится расчет неизмеряемых параметров двигателя, используемых для управления. Такие модели позволяют получить приемлемую точность расчета на установившихся режимах работы двигателя, но имеют значительную погрешность на переходных режимах. Из-за простоты, а потому невысокой точности, линейных моделей для их идентификации в процессе эксплуатации используются методы, требующие весьма существенных вычислительных затрат.

В ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» к настоящему времени проведен цикл исследований, связанных с разработкой встраиваемых в САУ математических моделей двигателя термогазодинамического типа и способов их применения для повышения надежности и качества управления двигателем [9, 14–16]. Созданные математические модели с высокой точностью позволяют рассчитывать основные параметры ГТД во всей области эксплуатации на установившихся (с точностью 1–3 %) и переходных (с точностью 2–5 %) режимах его работы. Вычислительные методы, на основе которых построены программы расчета разработанных моделей, дают возможность проводить расчеты в реальном времени, что необходимо для использования термогазодинамической модели в качестве бортовой. С этой целью в программе расчета модели применены специальные методы численного решения дифференциальных уравнений. В результате полученное время расчета в современных бортовых вычислителях стало в 2 раза меньше реального.

Одной из проблем применения бортовых математических моделей в САУ двигателя является обеспечение их идентификация в процессе функционирования. Это связано с разбросом

характеристик двигателей при серийном производстве, а также деградацией характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации. Для эффективного применения бортовых моделей в ЦИАМ разработаны специальные алгоритмы их идентификации, не требующие значительных затрат вычислительной мощности электронного регулятора.

Исследованы возможности управления двигателем по информативным параметрам, которые невозможно измерить, но можно получить достаточно точным расчетом в бортовой модели двигателя (запасам ГДУ компрессоров, температуре газа на входе в турбину, коэффициенту избытка воздуха в камере сгорания), и сформированы алгоритмы регулирования неизмеряемых параметров. Разработаны алгоритмы компенсации отказов датчиков, позволяющие восстанавливать информацию о значениях параметров, необходимых для функционирования системы.

Структурная схема САУ с БММД, разработанной в ЦИАМ, приведена на рисунке 1.3.

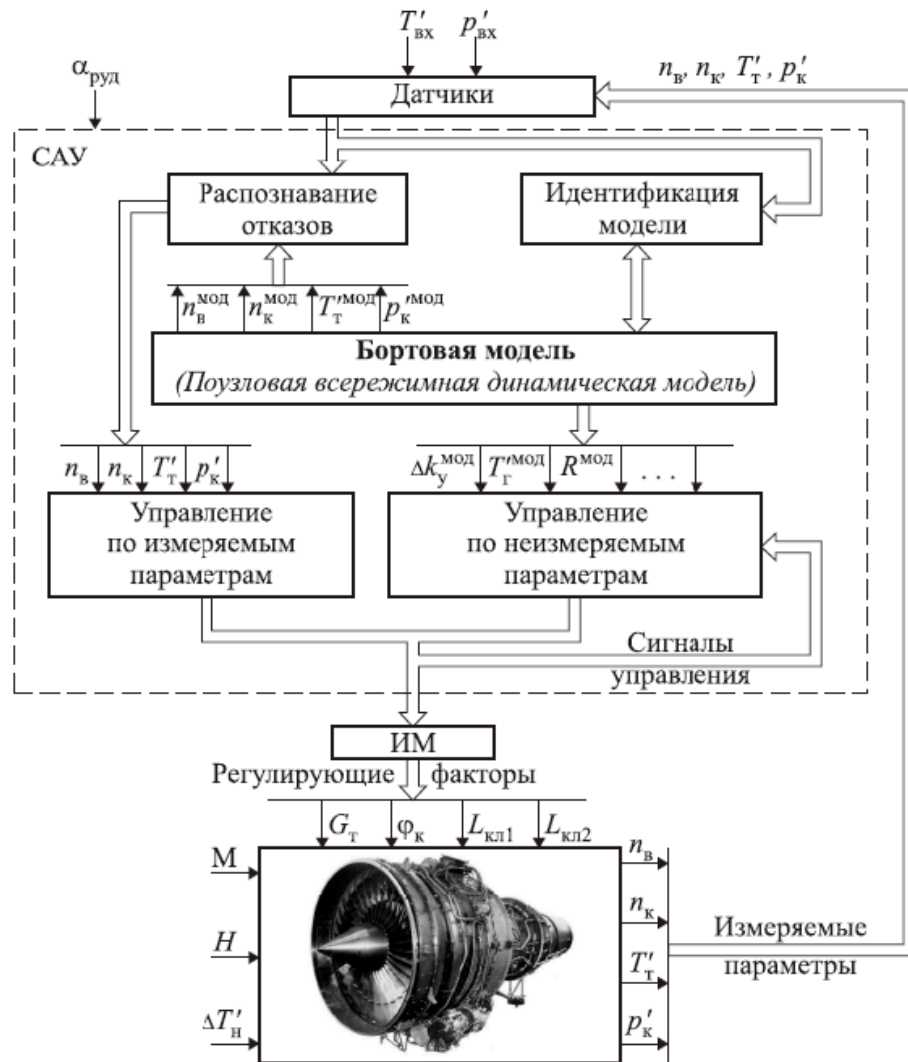


Рисунок 1.3 – Структурная схема САУ с БММД разработки ЦИАМ [9]

Проведенные испытания на двигателе в составе демонстрационной САУ показали эффективность разработанных методов и их технологическую готовность к внедрению.

В последние годы по заказу предприятий авиационной промышленности в ЦИАМ создан целый ряд таких БММД для двигателей различных типов, которые в настоящее время проходят отработку в составе САУ демонстрационных и деловых двигателей.

За рубежом в этом направлении активно работают американские компании, которые занимаются проблемой интеллектуализации ГТД в рамках специализированных программ, финансируемых как из бюджета (программы INPTET, VAATE, QAT, UEET, AETD, ADVENT, HEETE, OBIDICOTE, AAVP, TTT), так и из собственных средств. В Европе исследования на эту тему проводятся по общеевропейским программам (VITAL, NEWAC, Clean Sky) и в рамках собственных проектов двигательных фирм (LEAP-X, CLAIRE, Option 15–50, EFE). В работах участвуют исследовательские центры NASA Glenn Research Center, Air Force Research Laboratory, фирмы General Electric, Pratt & Whitney, Safran, Rolls-Royce, MTU Aero Engines и др.

Отделение систем автоматического управления исследовательского центра Гленна (NASA GRC, США) в сотрудничестве с другими организациями американской аэрокосмической промышленности участвует в различных проектах по разработке интеллектуальных САУ ГТД, целями которых являются: разработка интеллектуальных методов управления с использованием бортовой математической модели двигателя, создание систем активного управления узлами силовой установки, защита двигателя от обледенения, разработка способов идентификации и компенсации отказов и др. [17].

В работах NASA GRC по интеллектуальным методам управления рассматривается несколько способов применения БММД для компенсации ухудшения характеристик ГТД в эксплуатации. Одним из таких способов является коррекция заданного значения в основной программе регулирования частоты вращения вентилятора с использованием рассчитанного в бортовой математической модели значения тяги (см. рисунок 1.4) [18].

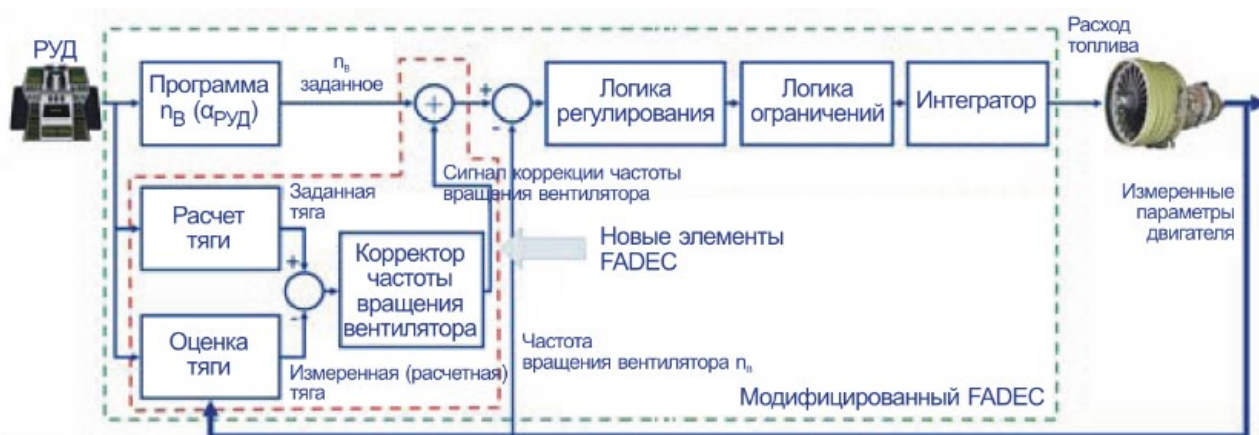


Рисунок 1.4 – Структурная схема САУ с блоком расчеты тяги для компенсации ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации [18]

В САУ, построенную по такой схеме, вводится дополнительный блок расчета величины тяги, на выходе из которого формируется корректирующий сигнал, воздействующий на уставку регулятора частоты вращения вентилятора. Блок расчета тяги представляет собой упрощенную математическую модель двигателя, которая адаптируется к текущему состоянию двигателя посредством применения процедуры идентификации, основанной на применении фильтра Калмана. Проведенные исследования показывают, что такая САУ позволяет снизить погрешность поддержания тяги при выработке ресурса двигателя в эксплуатации с 3 % до 0,5 % [19].

По мере увеличения вычислительных возможностей электронных регуляторов и развития методов идентификации бортовых математических моделей в более поздних работах NASA рассматриваются способы управления рассчитываемыми в БММД параметрами, прямо характеризующими рабочий процесс в двигателе, но недоступными для измерения (тяга, запасы газодинамической устойчивости и др.) [20]. Структурная схема САУ с БММД, предложенная Исследовательским центром Гленна, представлена на рисунке 1.5.

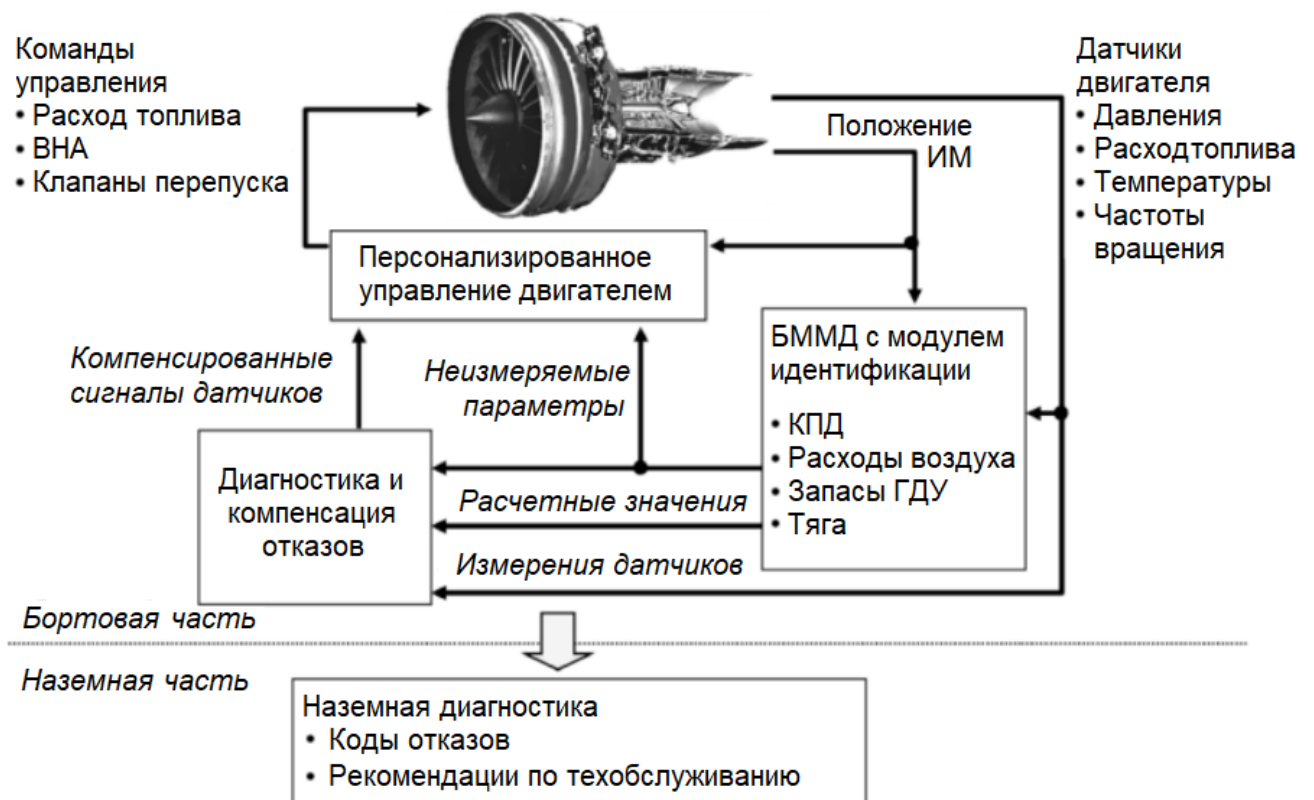


Рисунок 1.5 – Структурная схема САУ с БММД разработки NASA GRC [3]

В этой схеме для идентификации линейной бортовой математической модели используется фильтр Калмана, который корректирует модель с учетом разницы между расчетными и измеренными значениями параметров. В идентифицированной таким способом модели проводится расчет неизмеряемых параметров (виртуальные датчики), которые

передаются в САУ для формирования управляющих команд с использованием традиционного пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора. Разница между расчетными и измеренными значениями параметров используется также для диагностики и компенсации отказов датчиков. Для повышения безопасности применения новых способов управления двигателем при превышении предельных значений коэффициентов коррекции бортовой модели, рассчитываемых в модуле идентификации, осуществляется переход на традиционные регуляторы измеряемых параметров двигателя, которые используются в качестве резервных [17].

Преимущества управления величиной тяги, рассчитываемой в линейной математической модели двигателя, идентифицируемой с использованием оптимального фильтра Калмана демонстрируются в работе [21]. По результатам проведенных исследований показано, что регулятор тяги позволяет снизить погрешность поддержания тяги при выработке двигателем своего ресурса по сравнению с традиционным регулятором степени повышения давления в двигателе. При этом погрешность поддержания тяги с использованием БММД определяется точностью методов идентификации модели.

В качестве еще одного преимущества от применения БММД рассматривается возможность более точного ограничения предельных параметров рабочего процесса, значения которых выбираются из условия обеспечения безопасной работы двигателя в конце жизненного цикла [22]. Расчетная оценка эффективности управления двигателем на режиме приемистости при прямом ограничении запасов ГДУ компрессора и температуры газа на входе в турбину, рассчитываемых в кусочно-линейной бортовой модели двигателя, показывает, что новые методы управления позволяют снизить время приемистости с 5,4 до 5 с и уменьшить заброс по температуре газа на входе в турбину на 20 К.

При ухудшении характеристик узлов в эксплуатации погрешность расчета тяги в такой линейной модели не превышает 1–1,5 % на установившихся режимах, запасов ГДУ – 4–6 % (относительная погрешность), температуры газа на входе в турбину 0,5–1 %. При этом на переходных режимах работы погрешность расчета параметров рабочего процесса может достигать 20 % [23].

Для снижения погрешности расчета на переходных режимах работы двигателя рассматривается применение расширенного фильтра Калмана, который позволяет идентифицировать кусочно-линейную бортовую модель с помощью нелинейной модели двигателя, используемой в блоке идентификации [24]. Погрешность расчета параметров рабочего процесса в двигателе на переходных режимах работы в этом случае снижается до 1 % по тяге и температуре газа на входе в турбину и до 10 % по запасам ГДУ компрессора.

Управление по параметрам, прямо характеризующим рабочий процесс в двигателе, позволяет проектировать двигатель с меньшими запасами ГДУ компрессоров, которые

выбираются с учетом возможного разброса характеристик двигателя при производстве, неравномерности потока на входе в двигатель, снижения запасов устойчивости на переходных режимах работы двигателя, ухудшения характеристик узлов в эксплуатации. Увеличение допустимого уровня расходования запасов ГДУ компрессоров за счет исключения требований к дополнительным запасам, выбираемым с учетом износа двигателя (по имеющимся оценкам величина этих запасов составляет около 5 %), позволит поднять линию рабочих режимов, что даст возможность снизить удельный расход топлива более чем на 1 % [24].

В последних работах Исследовательского центра Гленна осуществляется переход от линейных математических моделей к нелинейным термогазодинамическим моделям, позволяющим повысить точность расчета неизмеряемых параметров двигателя [25]. Вместе с тем для идентификации нелинейной модели предлагается применение ранее отработанного метода с использованием фильтра Калмана. При применении традиционного фильтра Калмана в этом случае потребуются линеаризации математической модели в окрестности текущей рабочей точки в каждом цикле работы регулятора, что связано с существенными вычислительными затратами. В условиях ограниченных вычислительных возможностей электронных регуляторов это потребовало разработки нового подхода к идентификации бортовой модели, связанного с применением расширенного оптимального фильтра Калмана, коэффициенты которого подбираются в процессе разработки двигателя, что исключает необходимость проведения высокочастотных вычислительных операций на борту [25].

Оценка точности расчета разработанной динамической математической модели показывает, что она позволяет рассчитывать запасы ГДУ компрессора на установившихся и переходных режимах работы двигателя с абсолютной погрешностью не более 2 %, температуру газа на входе в турбину – не более 15 К и тягу двигателя с погрешностью менее 1 %. Снижение погрешности расчета модели и совершенствование методов ее идентификации способствует повышению эффективности применения интеллектуальных методов управления, направленных на компенсацию ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации.

В перспективе БММД может использоваться при реализации многопараметрического предиктивного управления всеми регулирующими факторами для достижения наилучших характеристик двигателя [20]. Предиктивное управление позволит формировать оптимальные управляющие воздействия в зависимости от требований к двигателю на конкретном режиме работы, степени его износа, внешних условий. Принцип работы САУ, построенной с использованием методов предиктивного управления, показан на рисунке 1.6.

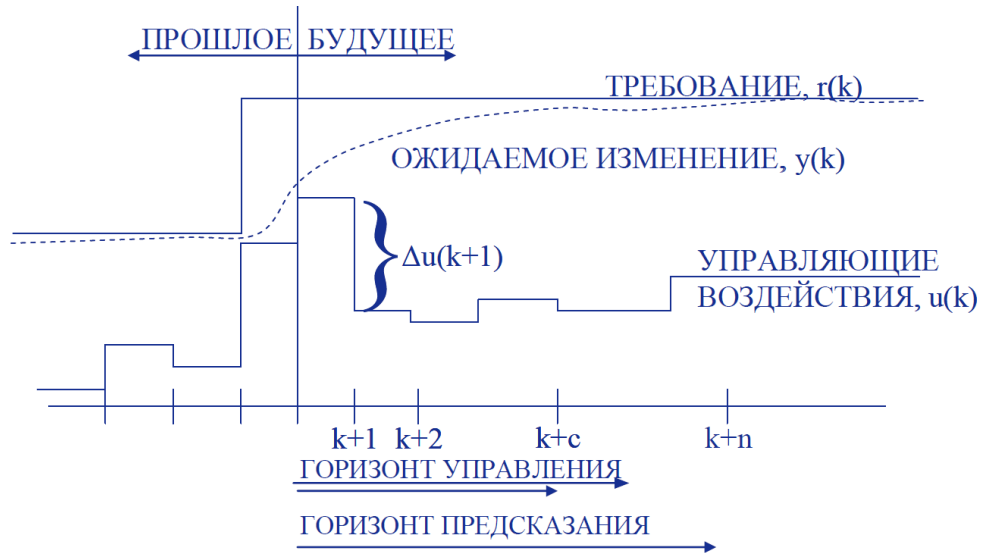


Рисунок 1.6 – Принцип работы предиктивного управления [26]

В такой САУ в каждом цикле работы электронного регулятора проводится идентификация и линеаризация нелинейной модели двигателя в окрестности текущей рабочей точки, после чего полученная линейная модель используется для решения задачи оптимизации управления для достижения требуемых характеристик двигателя (минимизации удельного расхода топлива на крейсерском режиме, получения требуемого времени приемистости, исключения заброса по температуре газа в переходном процессе и пр.) за конечный интервал времени. В результате формируется массив управляющих воздействий, необходимых для достижения поставленной цели $u(k), \dots, u(k+n)$, при этом на управление подается только первая из команд $u(k)$, после чего производится новый цикл расчета с определением обновленного массива оптимальных управляющих воздействий.

Результаты оценки эффективности методов предиктивного управления на режиме приемистости показаны на рисунке 1.7.

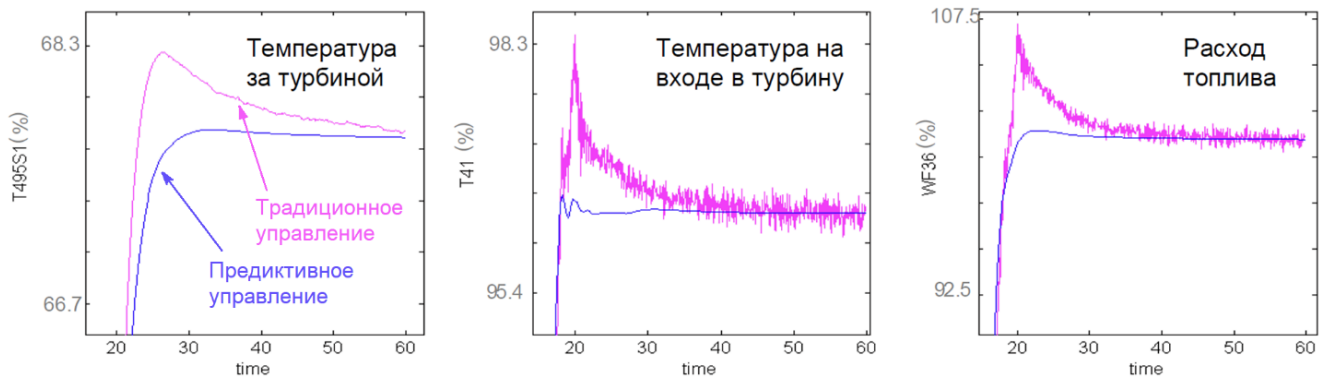


Рисунок 1.7 – Сравнительная оценка эффективности традиционного и предиктивного методов управления ГТД на режиме приемистости [20]

Предиктивное управление позволяет снизить заброс по температуре газа в переходном процессе при выполнении требований ко времени переходного процесса.

Вместе с тем реализация такого способа управления потребует еще больших вычислительных затрат, связанных с необходимостью линеаризации нелинейной модели, проведения целого ряда циклов расчета модели и определения оптимальных управляющих воздействий на каждом шаге работы регулятора.

Подходы ведущих двигателестроительных фирм к реализации интеллектуальных методов управления, позволяющих компенсировать ухудшение характеристик двигателя в эксплуатации, в целом аналогичны рассмотренным выше работам NASA GRC.

Фирма General Electric исследовала преимущества прямого управления величиной тяги, рассчитываемой в бортовой математической модели двигателя [27]. По результатам проведенных исследований показано, что применение методов нелинейного предиктивного управления (НПУ) с использованием БММД позволит при ухудшении характеристик узлов двигателя в эксплуатации повысить топливную экономичность двигателя на 0,5 %. При этом отмечается, что такое же снижение расхода топлива может быть достигнуто и при использовании традиционного изодромного регулятора, осуществляющего управление рассчитываемой величиной тяги. Структурная схема САУ разработки GE приведена на рисунке 1.8.

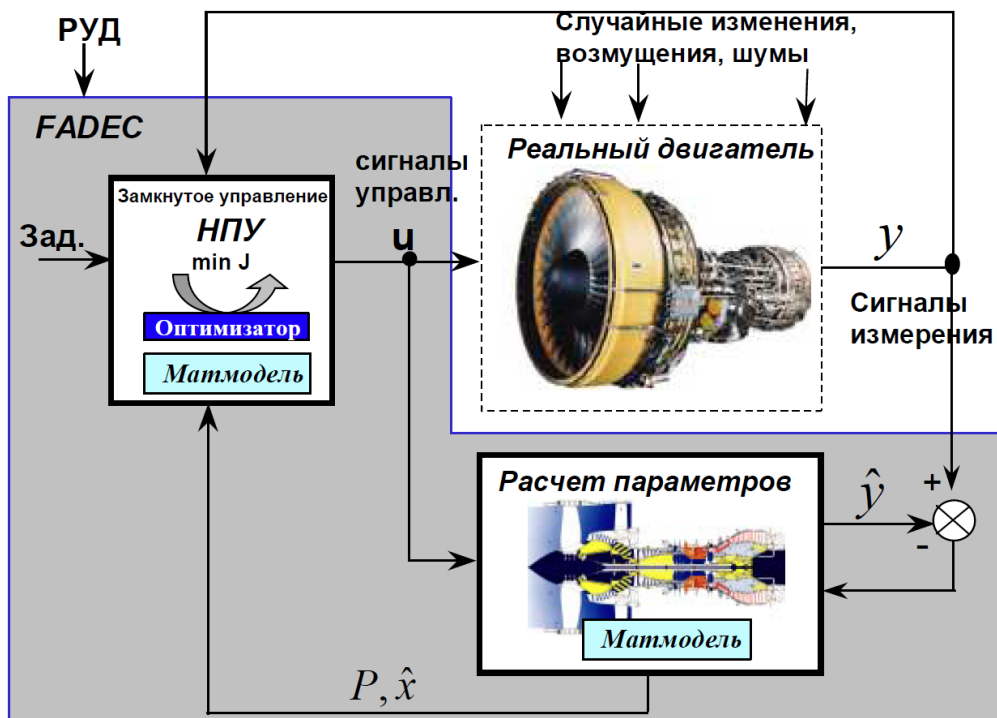


Рисунок 1.8 – Структурная схема САУ с БММД разработки GE [27]

Последние результаты исследований специалистов фирмы General Electric свидетельствуют об их прогрессе в разработке бортовых моделей с ожидаемым вводом в эксплуатацию в этом десятилетии. Уже в 2015 году специалисты GE довели бортовую

термогазодинамическую математическую модель с блоком идентификации до 7 уровня технологической готовности (проведены летные испытания демонстратора) [28]. По имеющимся данным [29] в двигателях последнего поколения разработки GE (семейство LEAP) существенно расширены вычислительные возможности электронного регулятора (FADEC 4-го поколения), что позволило ввести в его программное обеспечение математическую модель двигателя – «цифровой двойник», функционирующий в реальном времени.

Концепция интеллектуальной САУ, предложенная компанией Pratt & Whitney, предполагает использование БММД для непосредственного управления тягой, запасами ГДУ компрессора, температурой газа на входе в турбину, эмиссией вредных веществ [30, 31].

В Европе исследования по разработке интеллектуальных методов управления ведутся предприятиями Safran, Rolls-Royce, MTU Aero Engines и др. по целому ряду программ. В рамках программы OBIDICOTE исследовались возможности применения нелинейных термогазодинамических математических моделей двигателя для управления по неизмеряемым параметрам [32]. Структурная схема САУ с БММД разработки MTU Aero Engines приведена на рисунке 1.9.

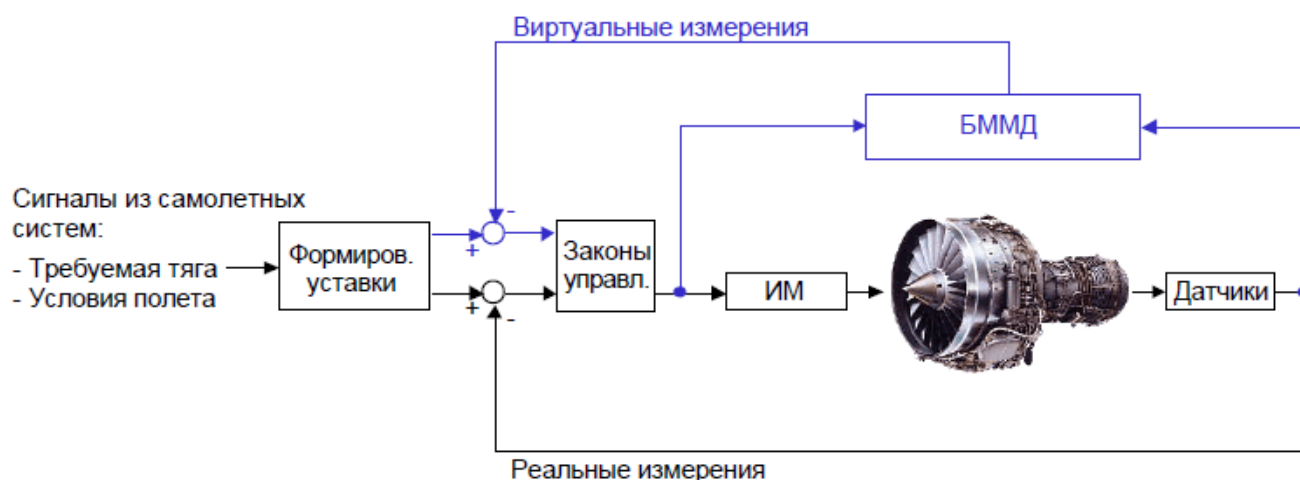


Рисунок 1.9 – Структурная схема САУ с БММД разработки MTU [32]

По результатам проведенных работ определены преимущества термогазодинамических математических моделей по сравнению с кусочно-линейными моделями (см. таблицу 1.2). Показано, что прямое регулирование тяги, запасов ГДУ компрессора и температуры газа на входе в турбину позволит более точно управлять двигателем и при обеспечении возможности идентификации модели в процессе эксплуатации, поддерживать требуемые характеристики двигателя при его износе. Выявленные недостатки термогазодинамических моделей, связанные с более высокими требованиями к вычислительным ресурсам, были актуальны для первых поколений систем типа FADEC, и с развитием электронной промышленности к настоящему времени уже не являются препятствием для реализации моделей такого типа в составе электронного регулятора с обеспечением возможности расчета в реальном масштабе времени.

Таблица 1.2 – Сравнение математических моделей различных типов [32]

Критерий	Термогазодинамическая модель	Линейная модель
Точность	+	+
Требования к вычислительным ресурсам	–	+
Время расчета	–	+
Гибкость (легкое изменение параметров модели)	+	–
Применимость для двигателей комбинированных циклов	+	–
Доступность (все данные для разработки модели доступны уже на этапе проектирования двигателя)	+	–

В большинстве рассмотренных работ исследования интеллектуальных методов управления при выработке ресурса двигателя в эксплуатации проводятся с рядом допущений, связанных со способом имитации износа и выбором традиционных способов управления, что не позволяет дать достоверную оценку их эффективности по сравнению с применяемыми методами управления. Степень приближения при моделировании износных характеристик к реальным может оказывать существенное влияние на результаты исследований. Данные об экспериментальных работах в этом направлении в открытой печати практически отсутствуют. Известны лишь исследования работы ограничителей не доступных для измерения параметров (запасов ГДУ компрессора и температуры газа на входе в турбину) на двигателем стенде, проведенные в ЦИАМ. Нет также данных об исследованиях влияния способа управления на характеристики двигателя в экстремальных условиях (при опасных видах обледенения).

Выводы по главе 1

1. Анализ используемых методов управления ГТД показывает, что в современных авиационных двигателях управление осуществляется по параметрам, косвенно характеризующим их эффективность – тягу, экономичность. Наиболее распространенным способом управления для поддержания требуемой тяги в ТРДД с высокой степенью двухконтурности является регулирование частоты вращения вентилятора.

2. При изменении характеристик узлов в процессе эксплуатации нарушается связь между характеристиками двигателя и регулируемыми параметрами, в результате чего характеристики двигателя начинают отличаться от оптимальных.

3. Актуальной задачей является использование средств автоматического управления для компенсации ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации. Для этого могут

использоваться интеллектуальные методы управления, основанные на применении бортовой математической модели двигателя, работающей в реальном времени и идентифицируемой в процессе эксплуатации. С использованием такой модели может быть реализовано непосредственное управление параметрами, прямо характеризующими рабочий процесс в двигателе, но недоступными для измерения.

4. Для определения оптимального способа управления двигателем, позволяющего поддерживать требуемые параметры рабочего процесса при ухудшении характеристик его узлов, в диссертационной работе выполняется анализ изменения характеристик узлов двигателя в эксплуатации, сравнительная оценка эффективности традиционных и интеллектуальных методов управления, проводится экспериментальная проверка наиболее эффективного регулятора на двигательном стенде.

2 Анализ изменения характеристик двигателя в процессе эксплуатации

Для повышения точности математического моделирования ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации выполнен анализ исследований, посвященных оценке влияния различных факторов на характеристики узлов двигателя.

Ранее из-за ограниченных возможностей вычислительных машин и отсутствия данных об изменении характеристик узлов при износе двигателя в эксплуатации работы по оценке влияния износа проводились с рядом допущений. Такие допущения заключались в имитации износа всего двигателя посредством ухудшения характеристик только отдельных его узлов, по которым авторы располагали необходимыми данными. При этом ухудшение характеристик лопаточных машин задавалось посредством снижения одного или двух основных параметров машины. На характеристике компрессора такой подход проиллюстрирован на рисунке 2.1. На нем качественно показаны часто применяемые способы имитации износа компрессора путем смещения характеристик влево в направлении уменьшения расхода воздуха (а) или посредством снижения КПД (б).

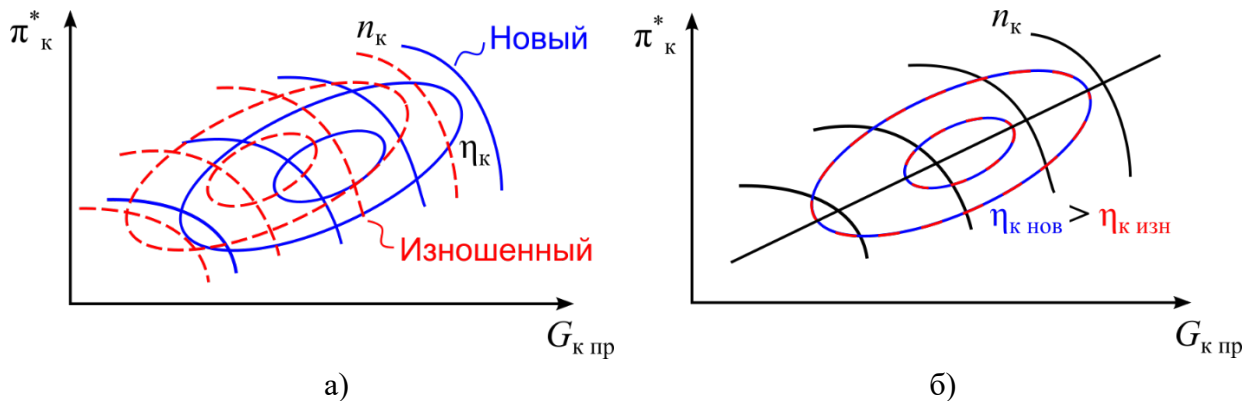


Рисунок 2.1 – Смещение характеристики компрессора масштабированием по расходу (а) и по КПД (б)

В эксплуатации узлы двигателя подвергаются воздействию целого ряда внешних факторов, что выражается в эрозии элементов проточной части, появлении разного рода отложений (нагара), ухудшении качества поверхности лопаток, затуплении входных кромок лопаток и изменении их формы, увеличении радиальных зазоров и пр. Все эти факторы комплексно влияют на характеристики лопаточных машин. В результате происходит изменение всех основных параметров узла: расхода воздуха, степени повышения (понижения) давления, КПД [33]. Это приводит к изменению положения напорных кривых и смещению характеристик лопаточных машин во всех направлениях. Такое изменение, на примере характеристик компрессора, проиллюстрировано на рисунке 2.2.

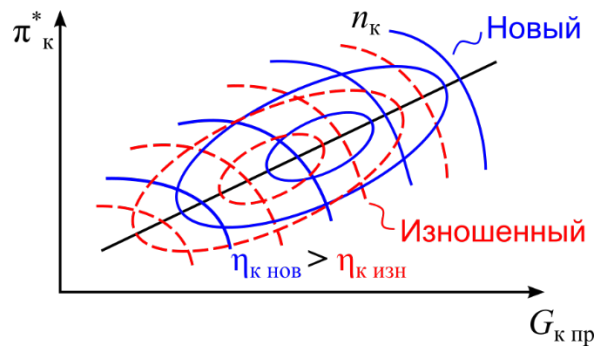


Рисунок 2.2 – Смещение характеристики компрессора при комплексном воздействии внешних факторов

Имитация реального изменения характеристик узлов двигателя при выработке ресурса в эксплуатации является необходимым условием для корректной оценки работы САУ, так как в зависимости от выбранного способа управления ухудшение разных параметров одного узла, например КПД компрессора или расхода воздуха через него, может оказывать прямо противоположное влияние на характеристики двигателя из-за разной реакции САУ на такие изменения. Так, при управлении двигателем по частоте вращения вентилятора ухудшение КПД вентилятора будет приводить к формированию САУ команды на увеличение расхода топлива (из-за увеличения потребной работы на вентиляторе) с соответствующим изменением параметров рабочего процесса, а при снижении расхода воздуха через вентилятор САУ, напротив, будет уменьшать расход топлива для поддержания заданной частоты вращения при раскрутке вентилятора в следствие снижения потребной работы на нем. Различное влияние также оказывает износ отдельных узлов двигателя.

Таким образом, в зависимости от способа имитации износа может наблюдаться разнонаправленное изменение основных параметров двигателя при одном и том же способе управления. Поэтому для объективной оценки эффективности разных способов управления двигателем необходимо учитывать все факторы, влияющие на изменение характеристик узлов двигателя в эксплуатации.

2.1 Ухудшение характеристик узлов двигателя при износе

Анализ работ, содержащих данные об изменении характеристик ГТД в процессе эксплуатации [33-38] показывает, что наиболее заметное влияние на параметры двигателя оказывает ухудшение характеристик лопаточных машин – компрессоров и турбин. Возможные негативные эффекты, вызванные износом камеры сгорания, в основном связаны с изменением поля температур при практически постоянных других ее параметрах и проявляются в ухудшении характеристик турбины.

Ухудшение характеристик вентилятора в первую очередь связано с затуплением входных кромок лопаток, тогда как определяющим фактором в ухудшении характеристик других лопаточных машин является увеличение радиальных зазоров. При этом отмечается существенно большее снижение параметров компрессора высокого давления (КВД) по сравнению с другими узлами двигателя из-за меньшего размера лопаток и их большей чувствительности к внешним воздействующим факторам [34].

2.1.1 Износ вентилятора и компрессора

Различают следующие основные виды износа компрессора:

- Эрозия компрессора возникает в результате воздействия твердых частиц (песка, пыли и др.), поступающих вместе с воздухом на вход в двигатель, и приводит к изменению аэродинамических профилей лопаток (уменьшение толщины, затупление входной кромки, увеличение шероховатости поверхности), площадей проходных сечений, увеличению радиальных зазоров. Эрозии, как правило, более подвержены последние ступени компрессора из-за более высокого давления в месте их расположения [35]. Такого вида воздействие приводит к снижению степени повышения давления, расхода воздуха, КПД и запасов ГДУ компрессора [36]. Согласно расчетно-экспериментальным работам [39, 40] с забросом песка в одноступенчатый компрессор расход воздуха снижается на 2,4–4,3 %, КПД – на 1,9–2,9 %. Другой проведенный эксперимент по забросу высокой концентрации песка в одноступенчатый вентилятор [41] показал снижение КПД и степени повышения давления на 7,1 % и 9,5 % соответственно. Расчетная оценка изменения запасов ГДУ многоступенчатого компрессора двигателя ТВ3-117 при воздействии пылевой эрозии приводится в работе [42] (трехмерный расчет в программном комплексе ANSYS CFX), согласно которой при наработке 800 ч в условиях запыленной атмосферы запасы ГДУ могут снижаться на величину более 15 %, при этом остальные характеристики компрессора КПД, расход воздуха и степень повышения давления ухудшаются на 2–4 %, 3–6 % и 4–7 % соответственно. Похожие результаты по снижению запасов ГДУ компрессора были получены в экспериментальных работах ЦИАМ по оценке изменения характеристик компрессора двигателя ТВ3-117, подверженного эрозионному износу.

- Отложения на элементах компрессора могут возникать при работе в условиях загрязненной атмосферы, эксплуатации в прибрежных зонах и полетах над морем (отложения соли). В этом случае профиль лопаток компрессора меняется в направлении увеличения толщины, что приводит к уменьшению проходных сечений. Так же, как и в случае эрозии, возникают дополнительные потери, связанные с увеличением шероховатости поверхности лопаток. По некоторым оценкам загрязнение компрессора является одной из основных причин

ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации [43, 44]. По результатам экспериментальных исследований [45] установлено, что снижение расхода воздуха и степени повышения давления из-за возникновения отложений на лопатках компрессора может достигать 4–4,5 %, а снижение КПД – 2 %. Близкое по величине влияние отложений на расход воздуха и степень повышения давления при меньшем ухудшении КПД ($\delta G_{к пр} \approx \delta \eta_{к}^* = 1,25 \cdot \delta \eta_{к}$) подтверждается материалами работ [46, 47]. В работе [48] приводится похожая зависимость изменения характеристик компрессора при его загрязнении, в соответствии с которой снижение расхода воздуха, как правило, значительнее снижения КПД и превышает его в 1,6 раз.

- Увеличение радиальных зазоров может происходить как вследствие эрозии при попадании твердых частиц в двигатель, так и при истирании прирабатываемого покрытия в процессе эксплуатации двигателя из-за воздействия термомеханических нагрузок на элементы компрессора. В экспериментальной работе [49] показано, что увеличение на 3 % радиальных зазоров осевого компрессора турбовального двигателя Lycoming T53-L11 приводит к снижению расхода воздуха на 4,6 %, степени повышения давления – на ~3 % и КПД – на ~2,5 % [50].

- Соли, минеральные кислоты и агрессивные газы могут приводить к возникновению коррозии, вызванной химической реакцией этих веществ с материалами элементов компрессора [44]. В результате коррозии увеличивается шероховатость поверхности лопаток, приводящая к росту пограничного слоя, снижению пропускной способности и КПД. Эффект, который оказывает коррозия на характеристики компрессора близок к ухудшению характеристик, вызванному эрозией, из-за аналогичных последствий такого воздействия.

- Повреждения вследствие попадания посторонних предметов на вход в двигатель (птиц, мусора с взлетно-посадочной полосы, элементов обшивки и др.) приводят к затуплению входных кромок лопаток, загибам и другим нежелательным последствиям. Влияние такого рода воздействия на характеристики двигателя, зачастую, аналогично влиянию отложений (загрязнений) [43], но, как правило, оно имеет более выраженный характер (зависит от степени повреждений). При этом современные ТРДД проектируются с учетом минимизации вероятности попадания посторонних предметов во внутренний контур двигателя, поэтому наиболее подверженным такому воздействию узлом является вентилятор.

2.1.2 Износ турбины

Турбины авиационного ГТД в основном подвержены тем же видам износа, что и компрессоры, которые выражаются изменении геометрии и качества поверхности лопаток, увеличении радиальных зазоров, что приводит к изменению расхода газа, снижению степени

понижения давления и КПД [36]. При этом можно выделить следующие особенности ухудшения характеристик турбин:

- Эрозия сопловых аппаратов (СА) турбины, в отличие от компрессора, приводит к увеличению расхода газа из-за увеличения площади горла СА, при этом наблюдается снижение КПД лопаточной машины и степени понижения давления [43, 51].

- Отложения на СА турбины, по аналогии с компрессором, приводят к снижению расхода газа, степени понижения давления и КПД, однако изменение расхода газа через турбину, как правило, меньше изменения расхода воздуха через компрессор [52].

- Попадающие в проточную часть частицы могут забивать охлаждающие каналы турбины и приводить к перегреву лопаток. Перегрев лопаток может возникать также вследствие изменения поля температур на входе в турбину, вызванного ухудшением характеристик форсунок и камеры сгорания. В этом случае несколько увеличивается расход газа через турбину при существенном снижении ее КПД [50, 52].

- Коррозия турбины вследствие воздействия горячих газов и химических реакций материалов турбины с находящимися в топливе присадками (высокотемпературное окисление, горячая коррозия и сульфидирование), как правило, более выражена, чем коррозия компрессора, вызванная наличием в воздухе солей и минеральных кислот [50].

Ухудшение характеристик турбины приводит к изменению режима согласования компрессора и турбины и смещению рабочей точки на характеристике компрессора. Уменьшение расхода газа через турбину способствует изменению положения линии рабочих режимов (ЛРР) на характеристике компрессора, приближая ее к границе газодинамической устойчивости. Увеличение расхода газа, напротив, способствует увеличению запасов ГДУ компрессора при перемещении ЛРР вниз, ближе к границе запираания.

Влияние износа на характеристики лопаточных машин в общем виде иллюстрирует рисунок 2.3.

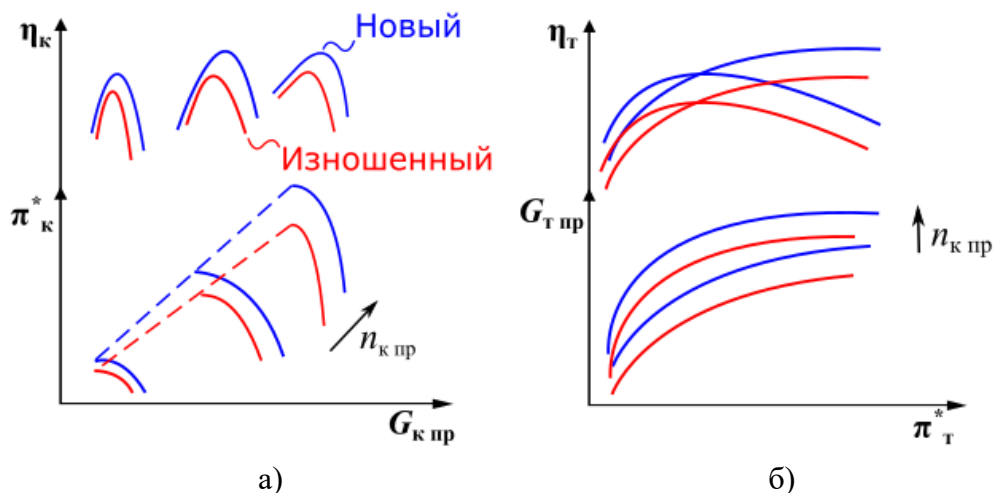


Рисунок 2.3 – Изменение характеристик компрессора (а) и турбины (б) при их износе

Обобщая результаты анализа изменения характеристик узлов двигателя из-за износа, можно вывести следующие зависимости изменения параметров лопаточных машин при различных воздействиях (см. таблицу 2.1).

Таблица 2.1 – Изменение характеристик узлов двигателя при различных видах износа

Вид износа	Изменение характеристик узла			
	Приведенный расход воздуха/газа	Степень повышения/понижения давления	КПД	Относительное изменение параметров ($G_{пр} : \pi^* : \eta$)
Эрозия компрессора	$G_{к пр} \downarrow\downarrow$	$\pi_k^* \downarrow\downarrow$	$\eta_k \downarrow\downarrow$	1,5 : 1,5 : 1
Эрозия турбины	$G_{т пр} \uparrow$	$\pi_t^* \downarrow$	$\eta_t \downarrow$	1,5 : 1,5 : 1
Загрязнение компрессора	$G_{к пр} \downarrow\downarrow$	$\pi_k^* \downarrow\downarrow$	$\eta_k \downarrow\downarrow$	1,6 : 1,6 : 1
Загрязнение турбины	$G_{т пр} \downarrow$	$\pi_t^* \downarrow$	$\eta_t \downarrow$	1 : 1 : 1
Коррозия компрессора	$G_{к пр} \downarrow$	$\pi_k^* \downarrow$	$\eta_k \downarrow$	1,5 : 1,5 : 1
Коррозия турбины	$G_{т пр} \uparrow\uparrow$	$\pi_t^* \downarrow\downarrow$	$\eta_t \downarrow\downarrow$	1,6 : 1,6 : 1
Перегрев лопаток турбины	$G_{т пр} \uparrow$	$\pi_t^* \downarrow$	$\eta_t \downarrow\downarrow$	0,5 : 0,5 : 1
Попадание посторонних предметов	$G_{пр} \downarrow\downarrow$	$\pi^* \downarrow\downarrow$	$\eta \downarrow\downarrow$	1,6 : 1,6 : 1

2.1.3 Износ двигателя в целом

В эксплуатации многие из перечисленных факторов могут действовать одновременно и конкретные соотношения между коэффициентами ухудшения характеристик узлов будут определяться преобладанием того или иного вида износа. Общие закономерности в этом случае можно выделить на основе общности внешних условий и воздействующих факторов, географии эксплуатации двигателя.

Наиболее подробные данные по совместному ухудшению характеристик лопаточных машин в эксплуатации приводятся в работе [34], в которой проводилось исследование изменения характеристик парка ТРДД JT9D при выработке ресурса в эксплуатации. Исследование основывалась на данных 1210 испытаний двигателей, эксплуатируемых в 5 авиакомпаниях США, перед их постановкой на ремонт и после него, а также данных о состоянии отдельных узлов и деталей, снятых с двигателей для проведения ремонта. В таблице 2.2 представлены результаты оценки ухудшения характеристик всех узлов в эксплуатации, осредненные по всему парку двигателей JT9D, в зависимости от наработки [35]. Предложенный в работе метод оценки изменения характеристик узлов позволяет предположить близкое по величине изменение расхода и степени повышения (понижения) давления в лопаточных машинах, но имеющее разные знаки в турбинах.

Таблица 2.2 – Изменение характеристик узлов двигателя JT9D в процессе эксплуатации [35]

Наработка, циклов / часов	Ухудшение характеристик узла, %									
	Вентилятор		ПС		КВД		ТВД		ТНД	
	$\delta\eta$	δG	$\delta\eta$	δG	$\delta\eta$	δG	$\delta\eta$	δG	$\delta\eta$	δG
3000 / 10000	-1,5	-2,04	-1,46	-2,08	-2,94	-3,91	-2,63	1,76	-0,538	0,259
4500 / 15000	-2,18	-2,85	-2,04	-3,04	-6,17	-8,99	-3,22	2,17	-0,808	0,341
6000 / 20000	-2,85	-3,65	-2,61	-4,00	-9,40	-14,1	-3,81	2,57	-1,078	0,423

Анализ этих данных показывает существенно более сильное ухудшение характеристик КВД (в 2–3 раза) по сравнению с ухудшением характеристик других узлов двигателя. При этом уменьшение расхода воздуха в компрессорах превышает снижение КПД ~ в 1,5 раза, а в турбинах соотношение между изменением η и G прямо противоположное – снижение КПД превышает изменение расхода воздуха ~ в 1,5 раза (расход воздуха в турбинах растет из-за эрозии лопаток и увеличения площади горла соплового аппарата). При наработке порядка 12000 часов рост температуры газа в среднем составил около 60 К.

Похожее ухудшение характеристик узлов отмечается для близкого по параметрам отечественного ТРДД, в котором при наработке около 8000 ч произошло снижение КПД КВД на 2,6–3,6 % (~3 % у JT9D), ТВД на 2,6 % (~2,6 % у JT9D) и приведенного расхода воздуха через КВД на 4–7 % (~4 % у JT9D), сопровождающееся увеличением температуры газа за турбиной на 50 К [53].

Ухудшение характеристик узлов в зависимости от выбранного способа управления может приводить к снижению тяговых характеристик двигателя, экономичности и ускоренной выработке ресурса. Вместе с тем современные авиационные двигатели проектируются с запасом по температуре газа на уровне 100–150 К, что с учетом имеющихся данных об изменении температуры T_T^* в эксплуатации позволяет говорить о наличии возможности компенсации ухудшения характеристик двигателя средствами автоматического управления посредством использования остаточного запаса по температуре.

2.2 Ухудшение характеристик узлов двигателя при обледенении

Аналогично воздействию износа обледенение двигателя приводит к изменению характеристик лопаточных машин, подверженных обледенению, и ухудшению основных параметров рабочего процесса двигателя. Это происходит из-за изменения геометрии проточной части двигателя вследствие нарастания наледи, уменьшения проходного сечения, а также при повреждении компонентов двигателя в результате попадания в них оторвавшихся ледяных наростов. Повреждение компонентов двигателя представляет собой частный случай износа, вызванный попаданием в проточную часть посторонних предметов, поэтому в настоящей работе

при исследовании влияния обледенения рассматривается изменение характеристик, вызванное только самим процессом нарастания льда на элементах двигателя.

Существует несколько видов обледенения ГТД, большинство из которых к настоящему времени детально изучены и не представляют опасности в эксплуатации из-за наличия в двигателях специальных противообледенительных систем [54]. Кристаллическое обледенение, исследование которого началось сравнительно недавно, сложно идентифицировать, при этом в мире отсутствует общепринятые подходы по защите двигателей от такого вида обледенения, и оно все еще может приводить к опасным последствиям в эксплуатации. Воздействие ледяных кристаллов в первую очередь представляет опасность для турбореактивных двухконтурных двигателей магистральных самолетов, тогда как турбовальные двигатели считаются нечувствительными к такого рода обледенению в связи с отсутствием данных о случаях кристаллического обледенения двигателей этого типа в эксплуатации [55].

2.2.1 Особенности кристаллического обледенения ГТД

Кристаллическое обледенение (КО) газотурбинного двигателя, в отличие от обледенения «классического» типа, может возникать, как на режимах набора высоты и снижения, так и в условиях крейсерского полета при температуре наружного воздуха на 5–20 °С выше МСА [55, 56]. Область, в которой возможно обледенение двигателя ледяными кристаллами, показана на рисунке 2.4 [55].

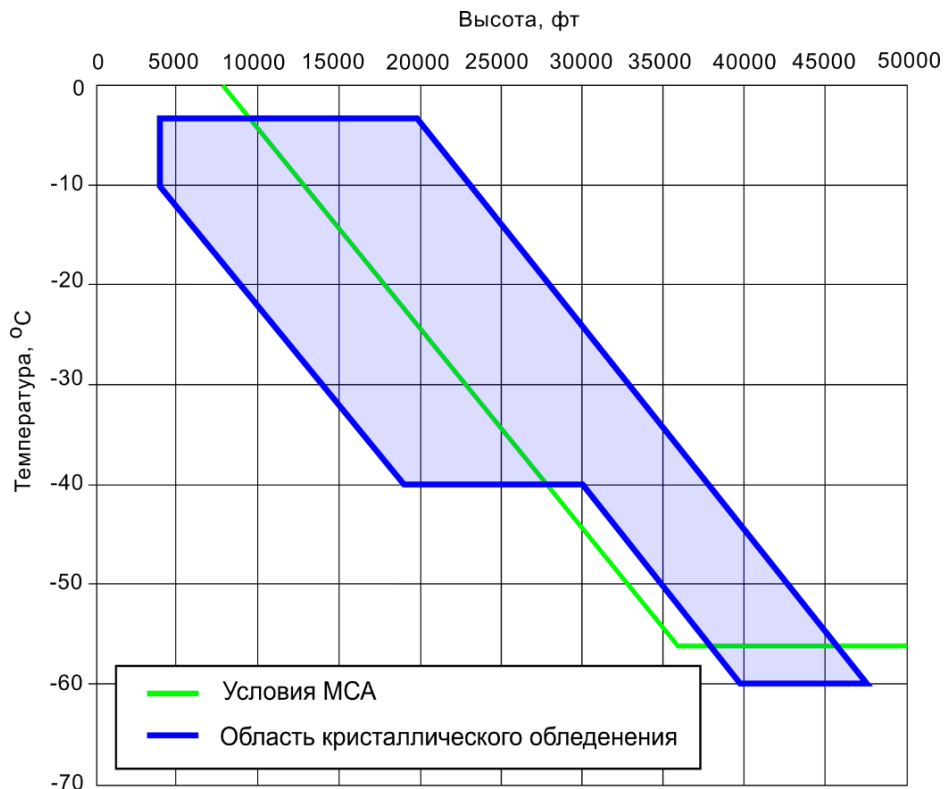


Рисунок 2.4 – Область условий эксплуатации, в которой возможно КО ГТД

Лед в этих условиях образуется на относительно низких, но все же более высоких режимах работы двигателя (вплоть до крейсерского), чем при «классическом» обледенении, и, помимо ухудшения характеристик узлов и основных параметров рабочего процесса, такое воздействие может приводить также к потере управляемости и выключению двигателя в полете вследствие помпажа и погасания камеры сгорания [57].

Кристаллы льда, в отличие от переохлажденных капель воды, характерных для обледенения «классического» типа, отскакивают от холодных поверхностей двигателя (кока, лопаток вентилятора) и формируют наледь на его неподвижных элементах, имеющих более высокую температуру поверхности (выше температуры кристаллизации воды) и расположенных дальше по тракту двигателя (см. рисунок 2.5 [58]).

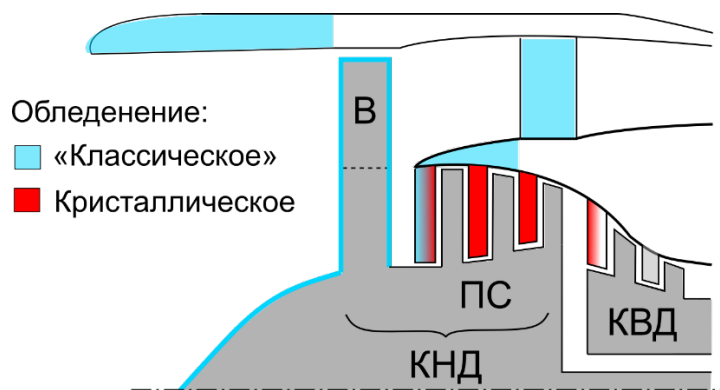


Рисунок 2.5 – Зоны локализации наледи, характерные для различных видов обледенения

Как правило кристаллы льда накапливаются на средних и последних ступенях компрессора низкого давления (КНД), изменяя геометрию лопаток и сужая проходное сечение воздушного тракта двигателя. Это приводит к изменению характеристик лопаточной машины до тех пор, пока наледь не достигнет критической величины и произойдет ее отрыв от поверхности двигателя [59]. Попадание крупных кусков льда при отрыве наледи во внутренний контур двигателя может привести к повреждению компрессора и отказу двигателя.

При таком характере льдообразования традиционные противообледенительные системы, принцип работы которых основан на нагреве элементов двигателя, расположенных на его входе (кока, направляющих аппаратов первой ступени КНД), не позволяют решить проблему [56].

Интенсивность обледенения и глубина формирования наледи по тракту двигателя при попадании в него ледяных кристаллов определяется параметрами атмосферы (температурой, влажностью, концентрацией кристаллов и др.) и условиями полета, а также режимом работы двигателя [57]. Так, на высотах 10000–12000 м при работе двигателя на режимах, близких к крейсерскому, обледенение возникает на входных направляющих аппаратах подпорных ступеней, а при снижении режима работы до полетного малого газа из-за уменьшения температуры по тракту двигателя условия для льдообразования перемещаются глубже по тракту,

и наледь начинает образовываться на последних ступенях КНД [56]. Вместе с тем уменьшение температуры во входном тракте двигателя способствует повышению скорости нарастания льда и прочности его сцепления с поверхностью, увеличению максимального размера наледи [60].

Анализ особенностей возникновения кристаллического обледенения позволяет определить способы борьбы с ним в виде раскрутки роторов двигателя посредством повышения режима его работы или снижения летательного аппарата на высоту с более высокой температурой воздуха, что приводит к смещению зоны обледенения ближе ко входу, вплоть до полной ее ликвидации [56, 61]. Увеличение режима работы двигателя будет снижать интенсивность льдообразования за счет повышения температуры поверхности лопаток и окружающего их воздуха, а также увеличения аэродинамических нагрузок на ледяных наростах, способствующих сбросу наледи и недопущению образования больших кусков льда. При этом даже незначительное повышение частоты вращения ротора низкого давления (на 5 %), приводящее к росту температуры воздуха во входном тракте двигателя, способствует росту температуры поверхности направляющих аппаратов (определяющей возможность образования на них льда) и позволяет устранить условия, необходимые для формирования наледи во внутреннем контуре двигателя [61].

Вместе с тем увеличение частоты вращения ротора вентилятора при обледенении ТРДД с высокой степенью двухконтурности будет способствовать сохранению исходной величины тяги в условиях ухудшения характеристик узлов внутреннего контура, так как в двигателях такого типа расход воздуха через наружный контур в значительной степени определяет величину тяги.

Так как кристаллическое обледенение наблюдается, как правило, на пониженных режимах работы двигателя (крейсерском и ниже), в двигателе еще имеется запас по температуре газа, который может быть использован для компенсации ухудшения характеристик двигателя средствами автоматического управления. Оптимизация управления на начальном этапе льдообразования позволит не только поддерживать основные параметры двигателя на требуемом уровне, но и снизить интенсивность обледенения и тем самым не допустить опасных явлений, связанных с отрывом больших кусков льда и последующим повреждением деталей двигателя.

По результатам проведенного исследования может быть сформулирован следующий критерий оптимизации управления для снижения чувствительности двигателя к кристаллическому обледенению: при ухудшении характеристик узлов двигателя из-за обледенения САУ должна увеличивать частоту вращения вентилятора для поддержания тяги двигателя и повышения температуры во входном тракте, что позволит устранить условия, необходимые для дальнейшего роста льда и достижения наледью критических размеров.

2.2.2 Изменение характеристик двигателя при кристаллическом обледенении

В настоящее время нет отечественных данных о влиянии кристаллического обледенения на характеристики узлов двигателя и параметры его рабочего процесса. Известны результаты зарубежных исследований, которые ограничиваются летными испытаниями фирмы Honeywell совместно с British Aerospace [56, 65], натурными испытаниями на двигателем стенде PSL Исследовательского центра Гленна [61, 65, 66] и математическим моделированием [62–64, 67–70], приблизительно воспроизводящим такое воздействие.

Результаты экспериментальных работ [56, 61, 65], наиболее информативные из известных, содержат данные по изменению характеристик двигателя. В этих работах приводятся результаты летных и стендовых испытаний двигателя ALF502R-5 в термобарокамере при попадании в условия кристаллического обледенения. Двигатель ALF502R-5 представляет собой ТРДД с умеренной степенью двухконтурности ($m = 5,7$), управление которым осуществляется по частоте вращения ротора высокого давления.

По результатам летных испытаний установлено, что через несколько минут после попадания двигателя в облако ледяных кристаллов наблюдается постепенное снижение частоты вращения вентилятора и тяги двигателя при поддержании САУ постоянной частоты вращения ротора высокого давления, что связано с формированием наледи во внутреннем контуре двигателя и соответствующим ухудшением характеристик узлов, подверженных обледенению [56]. Более резкое падение тяги возникает спустя 10 минут, когда наледь достигает значительных размеров и в работу вступают ограничители предельных значений параметров рабочего процесса, что сопровождается снижением частот вращения обоих роторов двигателя (см. рисунок 2.6).

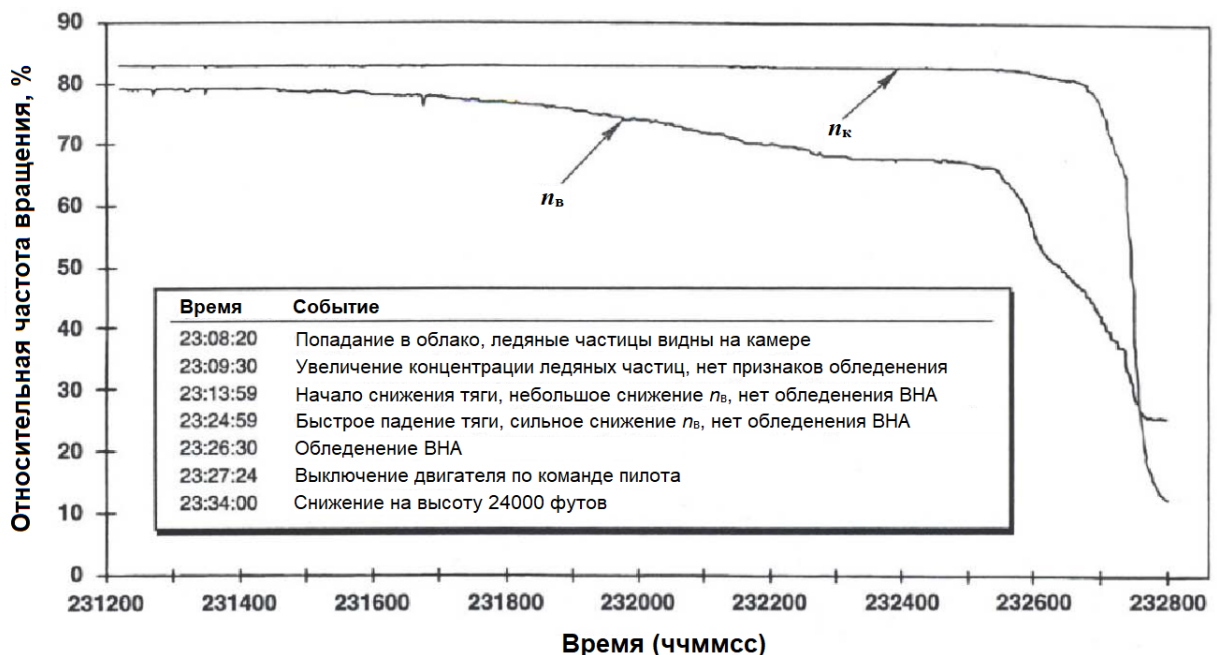


Рисунок 2.6 – Изменение параметров двигателя ALF502R-5 в летных испытаниях [56]

Похожее изменение характеристик этого двигателя было получено в стендовых испытаниях в термобарокамере с забросом ледяных кристаллов на вход в двигатель [61, 65]. Отличия от летных испытаний возникают только в начальный момент времени после начала подачи ледяных кристаллов, что, вероятно, связано с особенностями стендовой имитации воздействия ледяных кристаллов. На рисунке 2.7 приведены результаты этих стендовых испытаний, при этом, согласно материалам работы [64], рост наледи в двигателе начинается примерно через 50 секунд после включения стендового имитатора ледяных кристаллов.

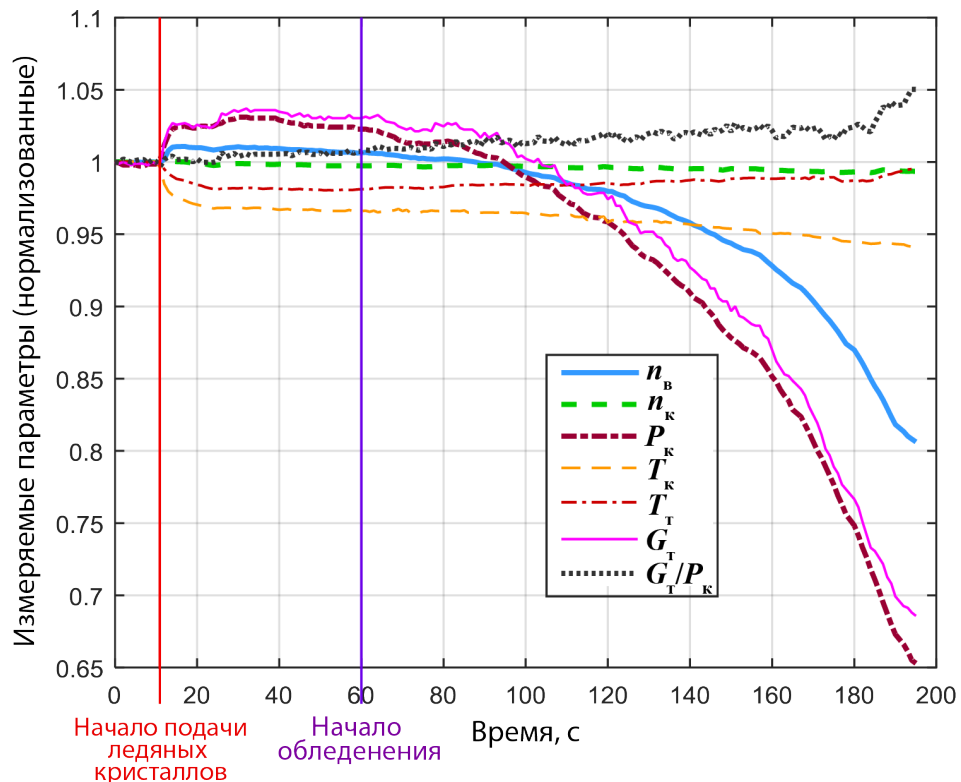


Рисунок 2.7 – Изменение параметров двигателя ALF502R-5 при стендовых испытаниях [67]

Анализ результатов испытаний показывает, что из-за изменения характеристик узлов внутреннего контура вследствие их обледенения САУ формирует команду на снижение расхода топлива для поддержания постоянной частоты вращения ротора высокого давления. Это приводит к уменьшению частоты вращения вентилятора с соответствующим снижением тяги, при этом наблюдается падение температуры и давления за компрессором одновременно с ростом температуры газа за турбиной и увеличением отношения G_T/P_K , характеризующего снижение запасов ГДУ компрессора. Повышение температуры газа при снижении расхода топлива может быть связано с уменьшением расхода воздуха через двигатель из-за роста наледи. Таким образом, изменение параметров двигателя в условиях кристаллического обледенения при таком способе управления определяется, как изменением характеристик подпорных ступеней, подверженных обледенению, так и реакцией САУ на это изменение, которая способствует снижению тяги и температуры во входном тракте двигателя посредством снижения расхода топлива.

Наиболее подробный анализ изменения характеристик узлов двигателя при воздействии кристаллов льда представлен в работах [62-64], где исследуется ТРДД в том же классе тяги, что и в настоящей работе, со схожим размером и параметрами рабочего процесса. Для оценки влияния обледенения на характеристики компрессора низкого давления разработан математический аппарат, состоящий из термогазодинамической модели двигателя, поэлементной модели КНД и математической модели процесса льдообразования. С использованием таких средств определено изменение характеристик КНД в зависимости от уровня обледенения. Под характеристикой КНД здесь и далее понимается суммарная характеристика подпорных ступеней и части вентилятора, осуществляющей предварительное сжатие воздуха для внутреннего контура. Уровень обледенения определяется долей площади, занимаемой наледью во внутреннем контуре двигателя.

Анализ полученных в работе [63] данных по изменению характеристик КНД показывает, что при увеличении обледенения значительно снижаются запасы ГДУ, максимальные величины степени повышения давления и расхода воздуха на напорных кривых, сильнее при высоких частотах вращения. При этом, с увеличением площади, занимаемой наледью по поперечному сечению проточной части двигателя, до 30 % происходит резкое падение величин всех основных параметров КНД (КПД на 4 %, степени повышения давления и расхода воздуха на ~ 20 %). Дальнейший рост наледи может привести к вступлению в работу ограничителей параметров рабочего процесса и резкому падению тяги.

В общем виде изменение характеристик КНД в процессе обледенения приведено на рисунке 2.8.

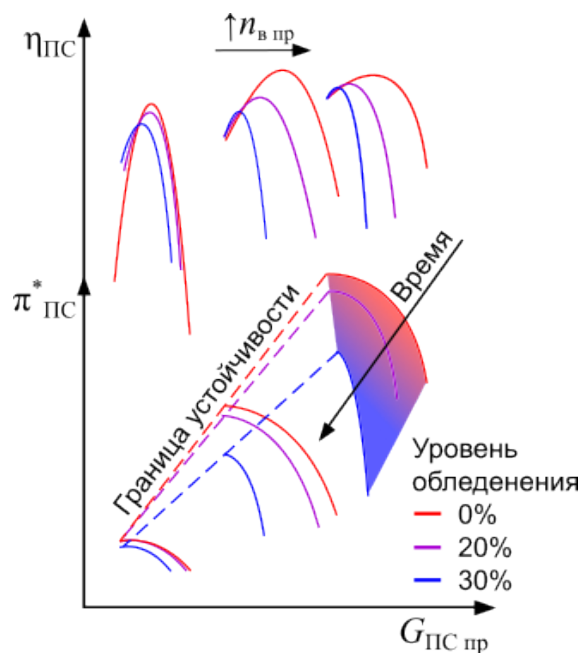


Рисунок 2.8 – Характеристики КНД при различных уровнях обледенения

Такое характерное изменение параметров лопаточной машины (выраженное изменение кривизны напорных линий) при относительно быстром процессе обледенения (загромождение наледью половины проходного сечения проточного тракта двигателя за время порядка 5–10 минут [56, 64]) заметно отличается от ухудшения характеристик лопаточной машины при ее износе и для целей настоящего исследования требует разработки специальных способов имитации обледенения подпорных ступеней, отличных от способов имитации износа.

Выводы по главе 2

1. Исследованы и систематизированы данные о влиянии различных видов износа на характеристики отдельных узлов двигателя и об ухудшении характеристик двигателя при одновременном износе всех узлов в процессе эксплуатации.

2. Выполнен анализ особенностей кристаллического обледенения ГТД и его влияния на характеристики КНД, подверженного этому виду обледенения. Предложен критерий оптимизации управления для снижения чувствительности двигателя к кристаллическому обледенению: при ухудшении характеристик узлов двигателя из-за обледенения САУ должна увеличивать частоту вращения вентилятора для поддержания тяги двигателя и повышения температуры во входном тракте, что позволит устранить условия, необходимые для дальнейшего роста льда и достижения наледью критических размеров.

3. Показано, что ухудшение характеристик узлов при износе и обледенении в зависимости от выбранного способа управления может приводить к снижению тяговых характеристик двигателя, экономичности и ускоренной выработке ресурса. Современные авиационные двигатели проектируются с запасом по температуре газа перед турбиной порядка 100–150 К. Этот запас может быть использован для компенсации ухудшения характеристик двигателя средствами автоматического управления путем оптимального выбора метода управления.

3 Разработка математической модели двигателя, имитирующей износ и обледенение

Для оценки влияния износа и кристаллического обледенения на характеристики двигателя разработана термогазодинамическая математическая модель двигателя, позволяющая воспроизводить ухудшение характеристик его узлов в эксплуатации. Исследования проводились применительно к современному гражданскому ТРДД с высокой степенью двухконтурности ($m \sim 9$) в классе тяги 14 тонн. В данной главе приводятся принципы построения такой математической модели и способы имитации ухудшения характеристик узлов двигателя в эксплуатации.

3.1 Термогазодинамическая математическая модель двигателя

Термогазодинамическая математическая модель двигателя строится по поузловой схеме, в которой к каждому узлу двигателя (вентилятор, КНД, КВД, камера сгорания, турбины и т.д.) относится соответствующая часть программы [2, 71]. Расчетные соотношения, составляющие математическую модель, получены из уравнений механики (уравнение вращающихся масс), термодинамики и газовой динамики (уравнения неразрывности, сохранения энергии, состояния и т.д.). Модель строится на базе статических характеристик лопаточных машин и позволяет осуществлять расчет параметров рабочего процесса в двигателе на всех установившихся и переходных режимах его работы.

Входными параметрами такой модели являются:

- условия полета: высота H , число Маха M и отклонение ΔT_n величины температуры окружающей среды T_n от Международной стандартной атмосферы (МСА);
- регулирующие факторы двигателя: расход топлива в камеру сгорания, положение органов механизации проточной части двигателя (клапана перепуска воздуха за ПС, углов установки направляющих аппаратов компрессора, клапана отбора воздуха на охлаждение турбин и перепуска воздуха за КВД).

Выходными параметрами модели являются термогазодинамические характеристики потока во входных и выходных сечениях основных узлов двигателя (температуры T_i , давления P_i , расходы воздуха и газа G_i), частоты вращения роторов (n_v , n_k) и эксплуатационные характеристики (тяга R , удельный расход топлива C_R , степень двухконтурности m , запасы газодинамической устойчивости компрессоров ΔK_{u_i} и др.).

На рисунке 3.1 показана расчетная схема двигателя, в соответствии с которой построена его математическая модель – основные расчетные узлы двигателя и характерные сечения, в которых осуществляется расчет параметров рабочего процесса.

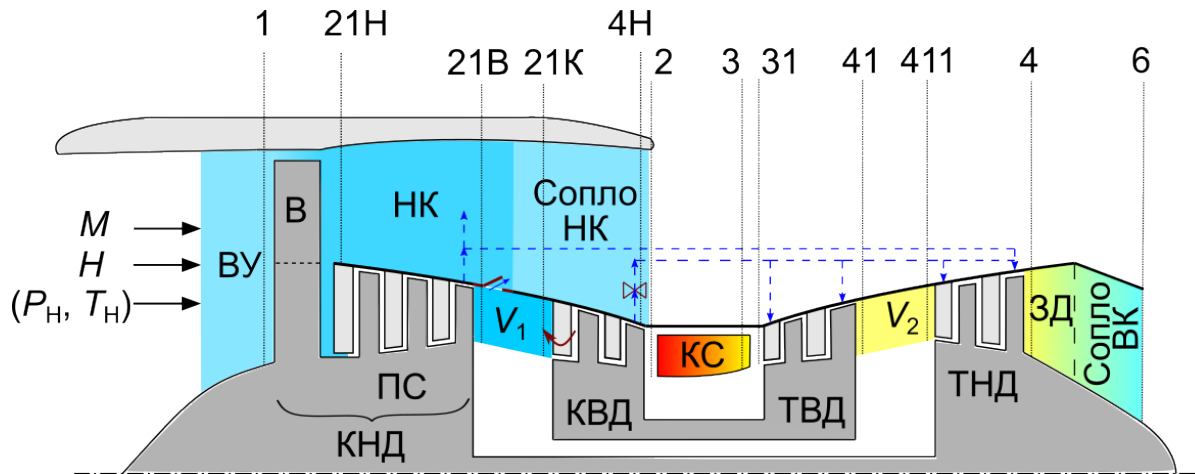


Рисунок 3.1 – Расчетная схема двигателя

На этой схеме выделены следующие основные расчетные узлы и сечения:

- Входное устройство (ВУ), в котором вычисляются параметры потока воздуха на входе в двигатель (сечение 1).
- Вентилятор (В) – блок, в котором определяются параметры потока воздуха за вентилятором (сечение 21Н), а также запасы ГДУ вентилятора.
- Компрессор низкого давления (КНД) включает в себя часть вентилятора, осуществляющего сжатие потока, поступающего во внутренний контур двигателя, и подпорные ступени. В этом блоке вычисляются параметры потока на выходе подпорных ступеней (сечение 21В) и запасы ГДУ ПС с учетом положения клапана перепуска воздуха за подпорными ступенями.
- Компрессор высокого давления (КВД) – блок, в котором вычисляются параметры потока на входе в камеру сгорания (сечение 2) и запасы ГДУ КВД с учетом регулируемого отбора воздуха из различных ступеней компрессора и положения клапана перепуска воздуха за КВД.
- Камера сгорания (КС) – блок, в котором вычисляются параметры потока газа на выходе из камеры сгорания (сечение 3) с учетом подачи и сгорания топлива в КС.
- Турбина высокого давления (ТВД) – блок, в котором вычисляются параметры потока на выходе из ТВД (сечение 41) с учетом подвода охлаждающего воздуха из компрессора.
- Турбина низкого давления (ТНД) – блок, в котором вычисляются параметры потока газа в сечении 4 на входе в затурбинный диффузор (ЗД).
- Сопло наружного контура (НК) – блок, в котором вычисляются параметры потока воздуха на выходе сопла наружного контура (сечение 4Н), а также величина тяги наружного контура.
- Сопло внутреннего контура (ВК) – блок, в котором вычисляется величина тяги внутреннего контура, суммарная тяга двигателя и удельный расход топлива.

В модели учитываются:

- зависимость газодинамических коэффициентов (показателя адиабаты k , удельных теплоемкостей C_p , C_V , газовой постоянной R) и энтальпии газа от температуры и состава газа:

$$k = k(T, \alpha); \quad C_i = C_i(T, \alpha); \quad R = R(\alpha); \quad i = i(T, \alpha) \quad (3.1)$$

- отбор мощности от роторов на привод агрегатов,
- перепуск и утечки воздуха из тракта двигателя,
- отбор воздуха из компрессора на охлаждение турбин и самолетные нужды,
- возврат охлаждающего воздуха в тракте турбин,
- изменение коэффициента полноты сгорания в камере сгорания в зависимости от параметров газа,
- зависимость потерь давления в проточных элементах двигателя от скорости потока воздуха (газа) и ряд других факторов.

Нестационарность процессов изменения параметров двигателя в математической модели определяется:

- инерционностью вращающихся масс (роторов двигателя),
- нестационарностью процессов в газовых и воздушных емкостях (камере сгорания, наружном контуре, объеме между подпорными ступенями и компрессором высокого давления, объеме между турбинами, объеме между выходным сечением турбины низкого давления и выходным сечением сопла внутреннего контура).

При разработке модели принят ряд допущений, основными из которых являются:

- описание газодинамических процессов в тракте двигателя выполняется в одномерной постановке;
- уравнения газовой динамики записываются без учета вязкости и массовых сил;
- термогазодинамические процессы в лопаточных машинах рассматриваются стационарными;
- во всех сечениях, где скорость потока значительно меньше скорости звука, показатель адиабаты и плотность потока рассчитываются по параметрам заторможенного потока;
- статическое давление в потоках газа и воздуха, вытекающих из внутреннего и наружного контуров, принимается одинаковым;
- воздух, охлаждающий турбины и возвращаемый в их тракте, имеет температуру, равную температуре в месте его отбора.

Принятые допущения не препятствуют достаточно точной идентификации модели в широком диапазоне изменения режимов работы двигателя и условий полета.

Основные уравнения, описывающие процессы в двигателе с учетом их нестационарности, имеют следующий вид:

- Уравнения вращающихся масс:

$$\frac{dn_i}{dt} = K_{dn} \cdot \frac{N_{Ti} - N_i - N_{арп i}}{n_i \cdot J_i}, \quad (3.2)$$

где t – время; n_i – частота вращения ротора; N_{Ti} – мощность, соответствующей турбины; N_i – мощность, потребляемая компрессором; $N_{арп i}$ – мощность, отбираемая на привод агрегатов; J_i – момент инерции ротора; K_{dn} – размерный коэффициент. Величины N_{Ti} , N_i определяются на каждом шаге расчета модели, а значения $N_{арп i}$ и J_i задаются в исходных данных.

- Уравнения нестационарности процессов в газовых объемах представляют собой обыкновенные нелинейные дифференциальные уравнения относительно температуры и давления в сечении на выходе воздушного (газового) объема. Они получены путем преобразования следующих основных уравнений газовой динамики для сжимаемой сплошной среды:

а) уравнения сохранения энергии в объеме:

$$\frac{\partial(\rho \cdot C_v \cdot T^*)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot W \cdot i^*)}{\partial x} = 0, \quad (3.3)$$

где ρ – плотность газа; C_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме; T^* – температура заторможенного потока; W – скорость потока; i^* – удельная энтальпия; t – время; x – координата вдоль оси двигателя.

б) уравнения неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot W)}{\partial x} = 0. \quad (3.4)$$

в) уравнения состояния:

$$\rho = \frac{P^*}{R \cdot T^*}, \quad (3.5)$$

где P^* – давление заторможенного потока газа; R – газовая постоянная.

В математической модели уравнения, описывающие процессы в воздушных и газовых объемах (3.3)–(3.5), записываются в форме дифференциальных уравнений в сосредоточенных параметрах – вместо распределенных по длине термогазодинамических параметров потока их значения сосредотачиваются путем осреднения в одной точке, соответствующей выходному сечению газоздушного объема. Это позволяет исключить необходимость решения дифференциальных уравнений в частных производных $\partial/\partial t$ и $\partial/\partial x$ путем замены этих уравнений обыкновенными дифференциальными уравнениями одной переменной t с производными d/dt [71].

Преобразованные уравнения в сосредоточенных параметрах для расчета температуры и давления газа в камере сгорания имеют вид [2]:

$$\frac{dT_{\Gamma}^*}{dt} = \frac{R_{\Gamma}(\alpha_{\Gamma})T_{\Gamma}^*}{V_{\text{КС}}P_{\Gamma}^*D_{\Gamma}} \left\{ G_{\text{T}} \left[\eta_{\text{КС}}H_u + i_c - \frac{i_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma})}{k_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma})} \right] + G_{\text{КС}} \left[i_{\text{в}}(T_{\text{К}}^*) - \frac{i_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma})}{k_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma})} \right] - G_{\Gamma} \frac{k_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma}) - 1}{k_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma})} i_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma}) \right\}, \quad (3.6)$$

$$D_{\Gamma} = d \left(\frac{i_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma})}{k_{\Gamma}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\Gamma})} \right) / dT_{\Gamma}^*, \quad (3.7)$$

$$i_c = i_{\text{п}}(T_0) + i_{\text{T}}(T_{\text{вх}}^*) - i_{\text{T}}(T_0), \quad (3.8)$$

$$\frac{dP_{\Gamma}^*}{dt} = \frac{R_{\Gamma}(\alpha_{\Gamma})T_{\Gamma}^*}{V_{\text{КС}}} (G_{\text{КС}} + G_{\text{T}} - G_{\Gamma}) + \frac{P_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}^*} \frac{dT_{\Gamma}^*}{dt}, \quad (3.9)$$

где $G_{\text{КС}}$ – расход воздуха на входе в КС; G_{Γ} – расход газа на выходе из КС; $i_{\text{в}}$ – энтальпия воздуха; $i_{\text{п}}$ – энтальпия чистых продуктов сгорания; i_{T} – энтальпия жидкого топлива; T_0 – стандартная температура определения теплоты сгорания топлива; $\eta_{\text{КС}}$ – коэффициент полноты сгорания; H_u – теплота сгорания топлива; α – коэффициент избытка воздуха; V – объем камеры сгорания; R – газовая постоянная; k – показатель адиабаты.

В других воздушных (газовых) объемах уравнения нестационарности имеют аналогичный вид для соответствующих сечений при $G_{\text{T}} = 0$.

Остальные уравнения, по которым строится математическая модель двигателя, детально описаны в [71].

Решение комплекса уравнений в модели осуществляется без применения итераций, путем однократного численного интегрирования всей системы уравнений на каждом шаге по времени. Это оказывается возможным из-за наличия достаточного числа дифференциальных уравнений, описывающих процессы в газоздушных объемах и динамику роторов.

3.1.1 Методика математического моделирования износа

Как было отмечено выше термогазодинамическая математическая модель двигателя строится на базе статических характеристик лопаточных машин, которые вводятся в модель в виде таблиц:

$$\begin{aligned} G_{ki \text{ пр}} &= G_{ki \text{ пр}}(n_{i \text{ пр}}, \pi_{ki}^*, \varphi_{\text{НА}}); \quad \eta_{ki}^* = \eta_{ki}^*(n_{i \text{ пр}}, \pi_{ki}^*, \varphi_{\text{НА}}) \\ G_{ti \text{ пр}} &= G_{ti \text{ пр}}(n_{i \text{ пр}}, \pi_{ti}^*); \quad \eta_{ti}^* = \eta_{ti}^*(n_{i \text{ пр}}, \pi_{ti}^*) \end{aligned} \quad (3.10)$$

Для учета влияния ухудшения характеристик узлов двигателя при износе в математическую модель двигателя добавлена возможность изменения положения напорных ветвей на характеристиках лопаточных машин посредством ухудшения всех основных параметров машины π^* , $G_{\text{пр}}$ и η .

С учетом достаточно близкого изменения характеристик лопаточных машин при некоторых типовых воздействиях (см. таблицу 2.1) рассматриваются следующие виды износа:

- эрозия, загрязнение или повреждение вентилятора;
- эрозия, коррозия или загрязнение ПС и КВД;
- эрозия или коррозия ТВД;
- появление отложений на сопловых аппаратах (СА) ТВД;
- перегрев лопаток ТВД.

Износ ТНД, как правило, наименее выражен и, в основном, характеризуется ухудшением ее параметров из-за изменения радиальных зазоров вследствие выработки прирабатываемого покрытия. Ввиду незначительного изменения характеристик ТНД в эксплуатации, при исследовании влияния износа отдельных узлов двигателя ухудшение характеристик ТНД не рассматривалось.

С использованием результатов анализа, проведенного в главе 2, выбраны следующие показатели деградации характеристик отдельных лопаточных машин для каждого вида износа (см. таблицу 3.1).

Таблица 3.1 – Показатели деградации характеристик лопаточных машин при имитации износа отдельных узлов

Вид износа	Изменение характеристик узла, %		
	$\delta G_{пр}$	$\delta \pi^*$	$\delta \eta$
Эрозия, загрязнение или повреждение вентилятора	-4,8	-4,8	-3
Эрозия, коррозия или загрязнение ПС	-4,5	-4,5	-3
Эрозия, коррозия или загрязнение КВД	-4,5	-4,5	-3
Эрозия или коррозия ТВД	3	-3	-2
Отложения на СА ТВД	-3	-3	-2
Перегрев лопаток ТВД	1,5	-1,5	-3

В процессе эксплуатации износу подвержены в разной степени все узлы двигателя одновременно. В предположении, что связь наработки и ухудшения характеристик узлов, приведенная в таблице 2.2, может быть отнесена к рассматриваемому в настоящей работе двигателю, приняты следующие взаимозависимости между ухудшением параметров различных узлов двигателя: изменение параметров КВД в эксплуатации превышает изменение характеристик ПС и вентилятора более чем в 2–3 раза, относительное ухудшение характеристик ТВД незначительно отличается от вентилятора, а ТНД наименее подвержена износу, и, в среднем, снижение уровня ее параметров в 3 раза меньше, чем у вентилятора и ПС. Одновременно с этим при имитации износа каждого узла соблюдалось правило большего в 1,4–1,6 раз снижения расхода воздуха и степени повышения давления по сравнению с КПД в компрессорах и прямо противоположного большего ухудшения КПД по сравнению с изменением $G_{пр}$ и π^* в турбинах. Задаваемое в модели совместное изменение характеристик всех узлов двигателя в зависимости от имитируемой величины наработки представлено в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Одновременное ухудшение характеристик всех узлов при имитации выработки ресурса двигателя в эксплуатации

Эквивалентная наработка, ч	Изменение характеристик узла, %									
	Вентилятор		ПС		КВД		ТВД		ТНД	
	$\delta\eta$	$\delta G, \delta\pi$	$\delta\eta$	$\delta G, \delta\pi$	$\delta\eta$	$\delta G, \delta\pi$	$\delta\eta$	$\delta G, -\delta\pi$	$\delta\eta$	$\delta G, -\delta\pi$
10000	-1,5	-2	-1,5	-2	-3	-4	-2	1,5	-0,5	0,3
15000	-2	-3	-2	-3	-6	-9	-3	2	-0,7	0,4
20000	-3	-4	-3	-4	-9	-13,5	-4	3	-1	0,6

3.1.2 Методика математического моделирования кристаллического обледенения

Для имитации кристаллического обледенения в математическую модель рассматриваемого двигателя вводится коррекция характеристик КНД для уровней обледенения 20 % и 30 % в соответствии с данными работы [63]. Предельный уровень обледенения (30 %) выбирался из условия сохранения достаточных запасов по температуре газа и газодинамической устойчивости, которые могут быть использованы для оптимизации управления. Согласно имеющимся данным [64] дальнейший рост наледи приводит к быстрому достижению предельных параметров рабочего процесса, при которых возможно вступление в работу ограничителей параметров двигателя.

Такая коррекция характеристик КНД, включающая в себя не только смещение напорных ветвей в направлении ухудшения основных параметров, но и изменение их формы (отдельно для каждой приведенной частоты вращения), проводилась посредством формирования зависимостей, позволяющих осуществить подобное преобразование параметров для рассматриваемых уровней обледенения, аналогичное работам [63] и [64]. Изменение характеристик КНД в зависимости от уровня обледенения вводится в виде функций:

$$\pi_{n,i,k}^* = f(\pi_{n,i,0}^*), \quad (3.11)$$

$$G_{пр n,i,k} = f(G_{пр n,i,0}, \pi_{n,i,k}^*), \quad (3.12)$$

$$\eta_{n,i,k} = f(\eta_{n,i,0}), \quad (3.13)$$

где π^* – степень повышения давления КНД; $G_{пр}$ – приведенный расход воздуха КНД; η – коэффициент полезного действия КНД; n – приведенная частота вращения ротора низкого давления; i – характерная точка на напорной ветви; последний индекс переменных (k или 0) характеризует уровень обледенения (нулю соответствует номинальная характеристика КНД, неподверженного обледенению).

Полученный в результате таких преобразований набор характеристик КНД представлен на рисунке 3.2.

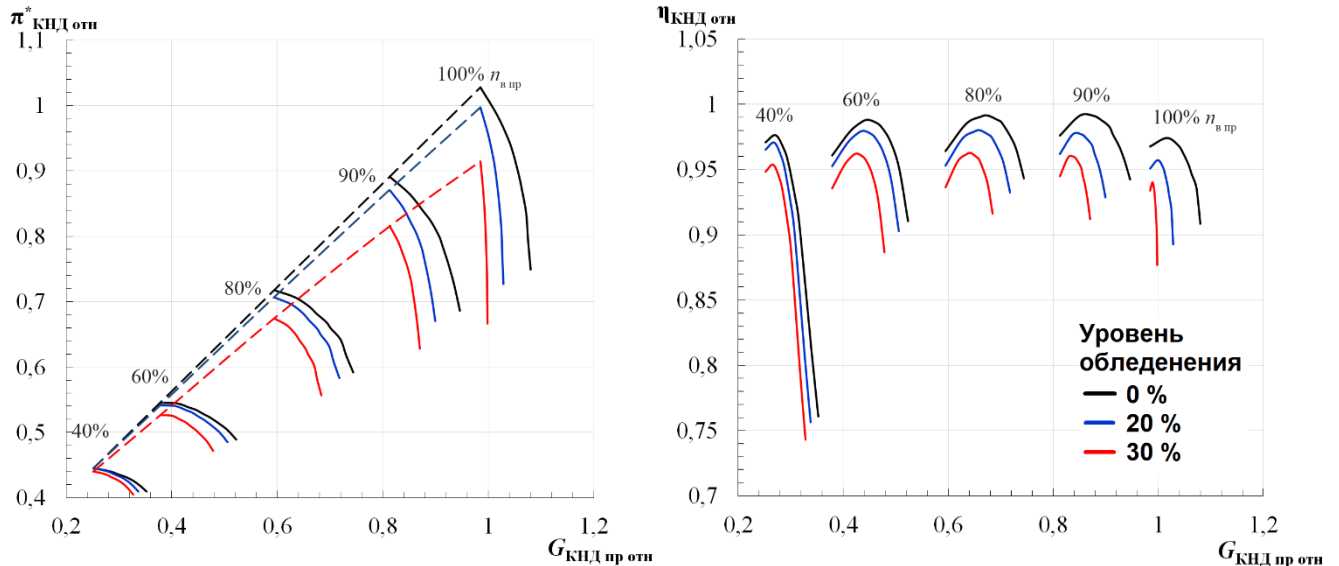


Рисунок 3.2 – Характеристики КНД для разных уровней обледенения

После соответствующей модификации математической модели двигателя введена возможность имитации непрерывного квазистационарного процесса обледенения путем интерполяции сформированных характеристик КНД. Это позволяет получать характеристики для промежуточных уровней обледенения и воспроизводить непрерывное изменение параметров двигателя с течением времени, соответствующее постепенному росту наледи на элементах его конструкции [59].

3.2 Математическая модель САУ

Математическая модель системы автоматического управления позволяет воспроизводить все основные функции управления, которые должна выполнять САУ ТРДД. К ним относятся:

- управление расходом топлива в камере сгорания на установившихся и переходных режимах работы двигателя;
- ограничение предельных значений параметров рабочего процесса (n_b, n_k, T_t^*, P_k^*);
- управление углами установки направляющих аппаратов компрессора;
- управление отбором воздуха, используемого для охлаждения турбин;
- управление положением клапанов перепуска воздуха за ПС и за КВД.

Входными параметрами такой модели являются:

- регулируемые параметры двигателя (n_b, n_k, T_t^*, P_k^* , и т. д.);
- параметры потока на входе в двигатель ($T_{вх}^*, P_{вх}^*$);
- угол установки РУД ($\alpha_{РУД}$);
- сигналы из внешних (самолетных) систем.

Выходными параметрами математической модели САУ являются значения регулирующих факторов двигателя:

- расхода топлива в камере сгорания G_T ;
- углов установки направляющих аппаратов компрессора фна;
- положения клапанов отбора и перепуска воздуха из тракта двигателя.

Структурная схема контура управления расходом топлива на основных режимах работы двигателя представлена на рисунке 3.3.

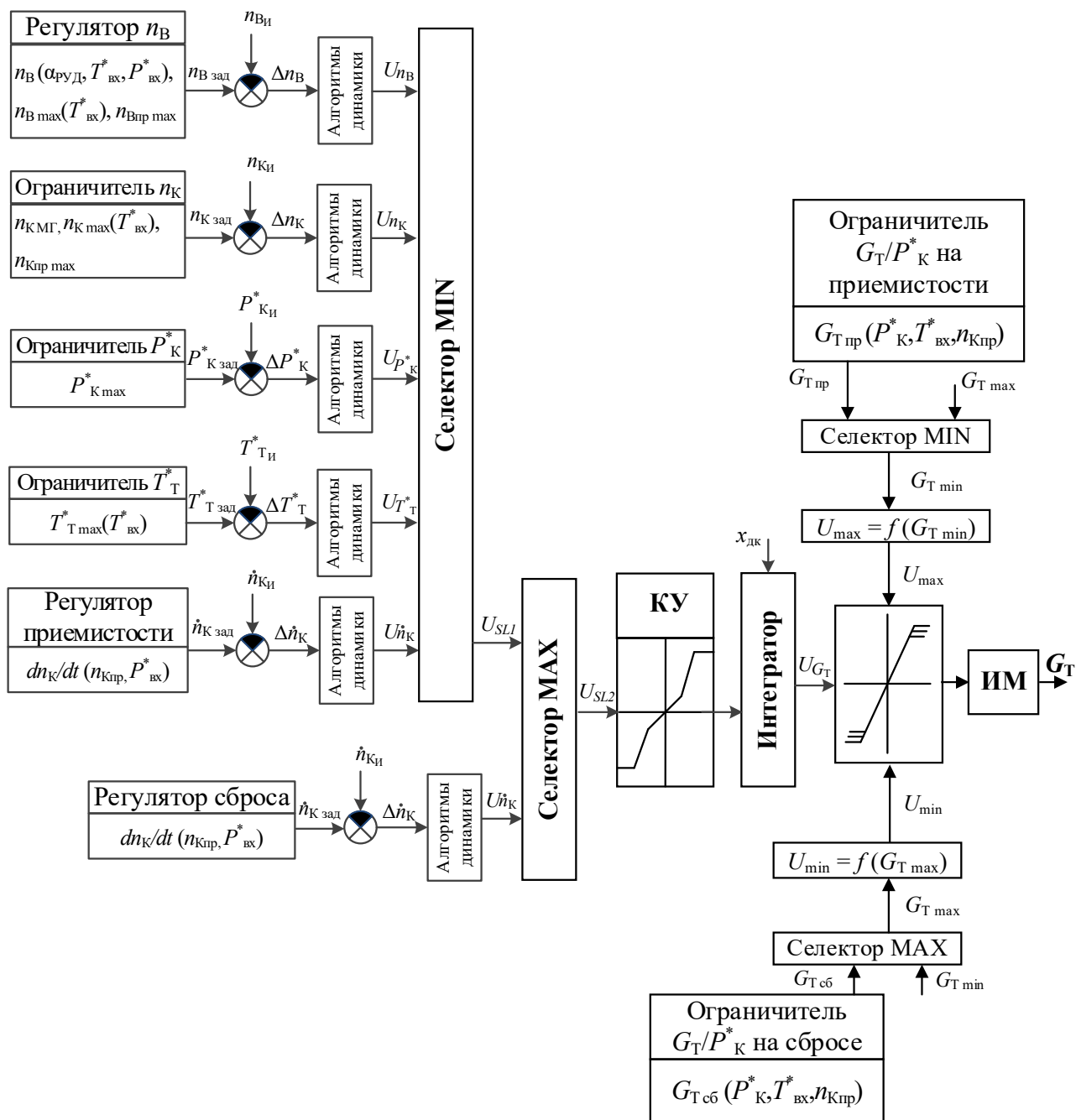


Рисунок 3.3 – Структурная схема основного контура управления расходом топлива для режимов выше МГ

В астатических контурах регулирования параметров двигателя алгоритмы динамики выбраны в классе пропорционально-интегрально-дифференциальных (ПИД) регуляторов с передаточной функцией вида:

$$W_{\text{ПИД}}(p) = \frac{k_i(T_i \cdot p + 1)}{p(T_j \cdot p + 1)}, \quad (3.14)$$

где k_i – коэффициент усиления; $T_{i,j}$ – постоянные времени; p – оператор Лапласа.

Величины коэффициентов усиления и постоянных времени в этих алгоритмах выбраны так, чтобы обеспечить устойчивость регулирования и необходимое качество переходных процессов во всем заданном диапазоне изменения режимов работы двигателя и условий полета.

Согласование каналов регулирования и ограничения параметров двигателя осуществляется путем последовательного селектирования сигналов управления по минимальному и максимальному уровню скорости изменения расхода топлива, определяемой на выходе каждого регулятора. Для обеспечения устойчивости и качества регулирования после селекторов MIN и MAX введен коэффициент усиления, изменяющийся по скорости изменения расхода топлива. Переменный коэффициент усиления имеет также и интегратор. После интегратора сигнал управления расходом топлива ограничивается максимальной и минимальной величинами, определяемыми программами ограничения расхода топлива на режимах приемистости и сброса или величинами максимально и минимально допустимого расхода топлива в КС.

В расчетной схеме контуров управления органами механизации проточной части двигателя (рисунок 3.4) содержатся алгоритмы следящих систем, выбранные из условия обеспечения требуемого качества регулирования с учетом динамики приводов.

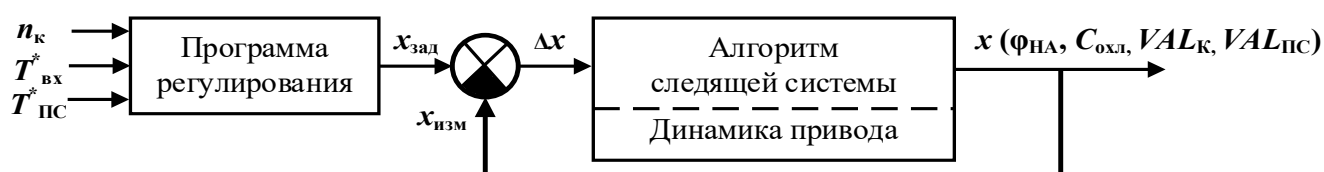


Рисунок 3.4 – Структурная схема контуров управления органами механизации

Такая математическая модель САУ совместно с моделью двигателя позволяет производить расчет параметров рабочего процесса на основных режимах его работы путем задания положения РУД и условий полета.

Выводы по главе 3

1. Разработана математическая модель двигателя, позволяющая воспроизводить изменение характеристик его узлов при износе и обледенении.
2. Выполнена классификация видов износа, приводящих к однотипному изменению характеристик узлов.
3. Определены показатели деградации характеристик лопаточных машин для имитации повреждения (износа) отдельных узлов и совместного ухудшения характеристик всех узлов двигателя в процессе выработки ресурса.
4. Определено влияние уровня обледенения на характеристики КНД при кристаллическом обледенении. Разработана математическая модель изменения параметров двигателя в процессе кристаллического обледенения, соответствующая постепенному росту во времени наледи на его элементах.

4 Исследование влияния износа и кристаллического обледенения на характеристики двигателя

Для оценки изменения в эксплуатации основных параметров двигателя (тяги, удельного расхода топлива) и величин запасов по температуре газа и ГДУ компрессоров выполнено математическое моделирование работы двигателя при износе и кристаллическом обледенении. Расчеты выполнены применительно к рассматриваемому ТРДД, основной закон управления которого выбран из условия поддержания заданной частоты вращения вентилятора. Такой способ управления двигателем используется практически на всех современных ТРДД с высокой степенью двухконтурности, т.к. в двигателях такого типа большая часть тяги создается внешним контуром и в значительной мере определяется частотой вращения вентилятора.

4.1 Исследование влияния износа

4.1.1 Износ отдельных узлов двигателя

Для подтверждения выводов главы 1 о существенном влиянии способа имитации износа на результаты оценки эффективности применяемого метода управления при выработке ресурса двигателя выполнены расчеты изменения параметров рабочего процесса вдоль дроссельной линии для двух случаев: при ухудшении только КПД вентилятора на 3 % и при комплексном ухудшении всех характеристик вентилятора в соответствии с таблицей 3.1. Моделирование проводилось для условий $H = 0$, $M = 0$ с параметрами окружающей среды, соответствующими МСА.

Результаты расчетов показывают, что при имитации износа посредством снижения КПД вентилятора регулятор частоты вращения ротора низкого давления позволяет поддерживать тягу на исходном уровне за счет увеличения расхода топлива и соответствующего роста температуры газа на входе в турбину (на ~ 25 К). Другой характер изменения параметров двигателя наблюдается при комплексном ухудшении всех характеристик лопаточной машины (см. рисунок 4.1). В этом случае из-за нарушения зависимости тяги от частоты вращения вентилятора при поддержании САУ заданной величины n_b тяга двигателя падает более чем на 10 %, при этом система управления формирует команду на уменьшение расхода топлива из-за снижения потребной мощности на вентиляторе, вызванного уменьшением расхода воздуха через него. Таким образом, при допущении, что износ приводит только к снижению КПД лопаточной машины, может быть получена некорректная оценка эффективности рассматриваемого способа управления.

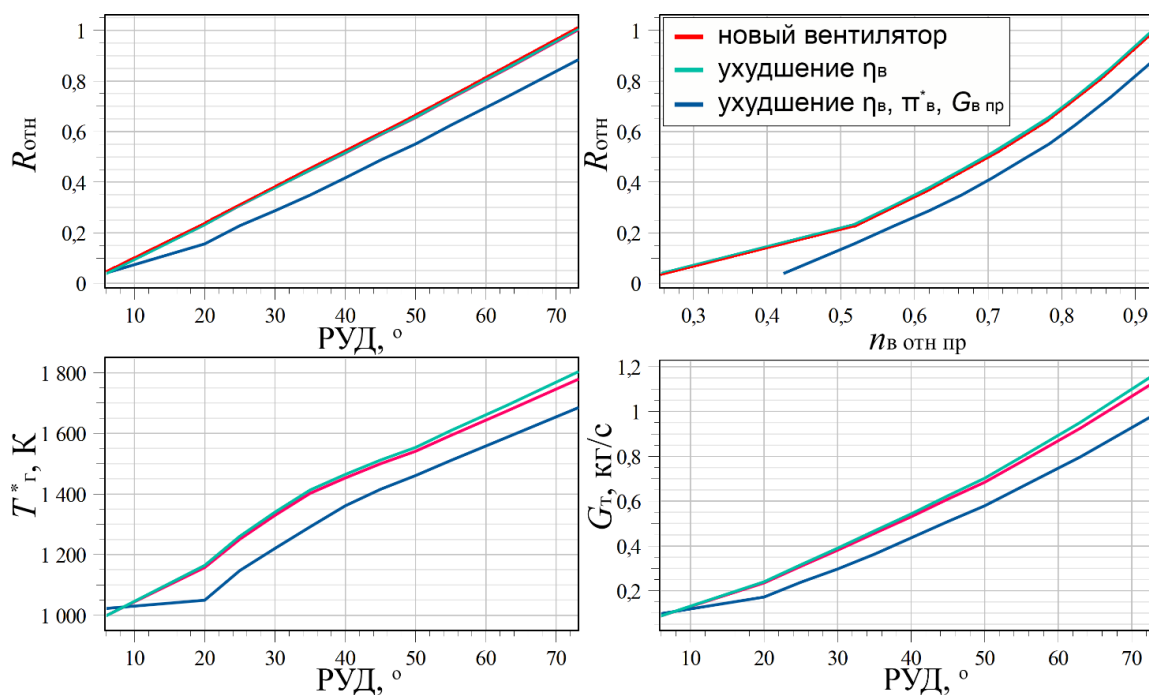


Рисунок 4.1 – Изменение характеристик двигателя вдоль дроссельной линии при разных способах имитации износа вентилятора ($H = 0$, $M = 0$, МСА)

Результаты моделирования типовых случаев износа отдельных лопаточных машин при ухудшении всех характеристик вентилятора, ПС и КВД в соответствии с таблицей 3.1 приведены на рисунке 4.2. На нем показано изменение параметров двигателя на установившихся режимах от малого газа ($\alpha_{РУД} = 6$) до взлетного ($\alpha_{РУД} = 73$) в условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА.

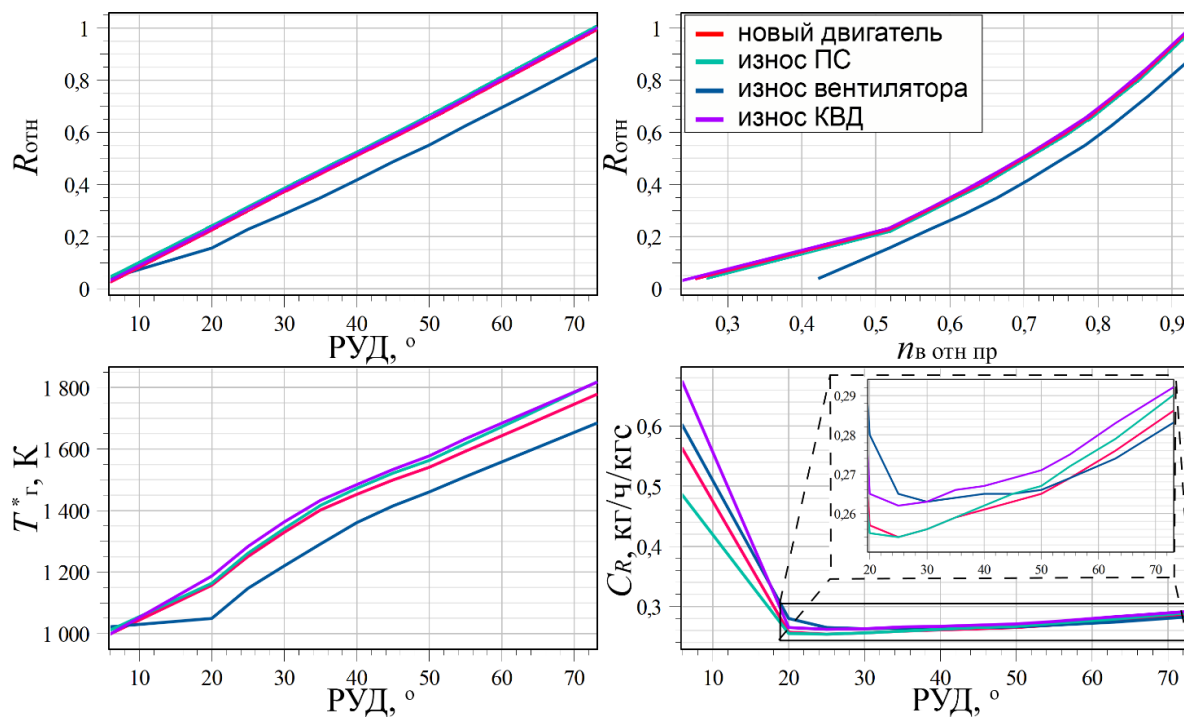


Рисунок 4.2 – Изменение характеристик двигателя вдоль дроссельной линии при износе вентилятора, ПС и КВД ($H = 0$, $M = 0$, МСА)

Из полученных графиков видно, что при традиционном законе управления частотой вращения n_b наибольшее влияние на величину тяги оказывает износ вентилятора. Падение тяги в этом случае достигает 12 % на взлетном режиме работы двигателя.

В случае ухудшения характеристик ПС и КВД величина тяги сохраняется на практически прежнем уровне (погрешность поддержания тяги – не более 0,4 %) из-за увеличения расхода топлива системой управления для поддержания заданного значения частоты вращения вентилятора, что, в свою очередь, приводит к росту температуры газа в КС на величину до 40 К.

Износ узлов приводит к существенному изменению удельного расхода топлива на режиме малого газа, управление на котором осуществляется регулятором минимальной частоты вращения ротора высокого давления. При ухудшении характеристик вентилятора и КВД удельный расход топлива на режиме МГ повышается на 7–20 %, а при износе ПС снижается на 14 % из-за изменения скольжения роторов и некоторого увеличения частоты вращения вентилятора. На режимах работы двигателя выше МГ при износе лопаточных машин удельный расход топлива увеличивается на 1–2 % (наибольшее увеличение C_R наблюдается в случае износа КВД), а на режимах близких к взлетному в случае ухудшения характеристик вентилятора C_R снижается на 1 % при отмеченном значительном снижении тяги и абсолютной величины расхода топлива.

Изменение положения линии рабочих режимов на характеристиках ПС и КВД при износе отдельных узлов показано на рисунках 4.3, 4.4. Из-за отсутствия данных о положении границы устойчивости на характеристиках лопаточных машин для оценки изменения запасов ГДУ рассматривается величина запасов, расходуемых относительно ЛРР нового двигателя.

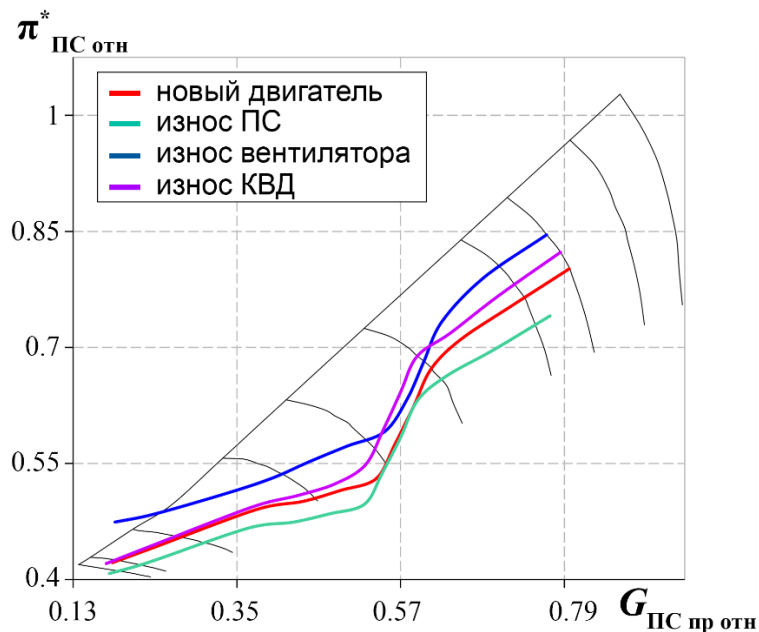


Рисунок 4.3 – Изменение положения линии рабочих режимов на характеристике ПС при износе вентилятора, ПС и КВД

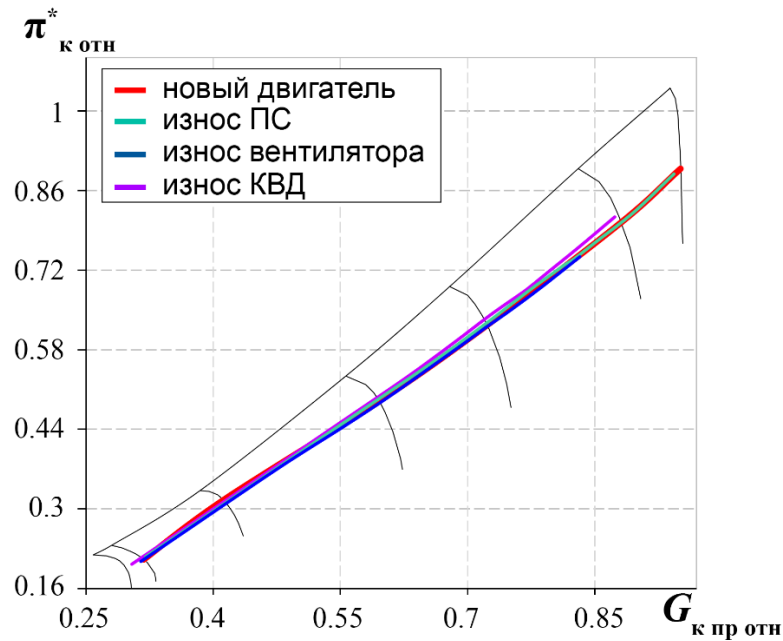


Рисунок 4.4 – Изменение положения линии рабочих режимов на характеристике КВД при износе вентилятора, ПС и КВД

Из полученных графиков видно, что при износе КВД и вентилятора ЛРР на характеристике подпорных ступеней смещается ближе к границе устойчивости со снижением запасов ГДУ ПС на повышенных режимах на 5 и 10 % соответственно. При этом износ вентилятора приводит к критическому (на 30 %) снижению запасов $\Delta K_{упс}$ на режимах близких к малому газу. Такое снижение запасов ГДУ ПС может приводить к увеличению времени сброса для обеспечения устойчивой работы двигателя. Износ подпорных ступеней, напротив, способствует перемещению ЛРР в сторону границы запираения, что приводит к увеличению $\Delta K_{упс}$ на 6–10 %.

Положение ЛРР на характеристике КВД при имитации износа отдельных узлов практически не изменяется. Небольшое снижение запасов ГДУ КВД на величину порядка 1 % наблюдается при износе КВД.

Линия рабочих режимов на характеристике вентилятора определяется площадью сопла наружного контура и при изменении характеристик узлов не меняет своего положения.

Результаты моделирования различных видов износа ТВД в соответствии с таблицей 3.1 приведены на рисунке 4.5. На нем показано изменение параметров двигателя вдоль дроссельной линии в условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА.

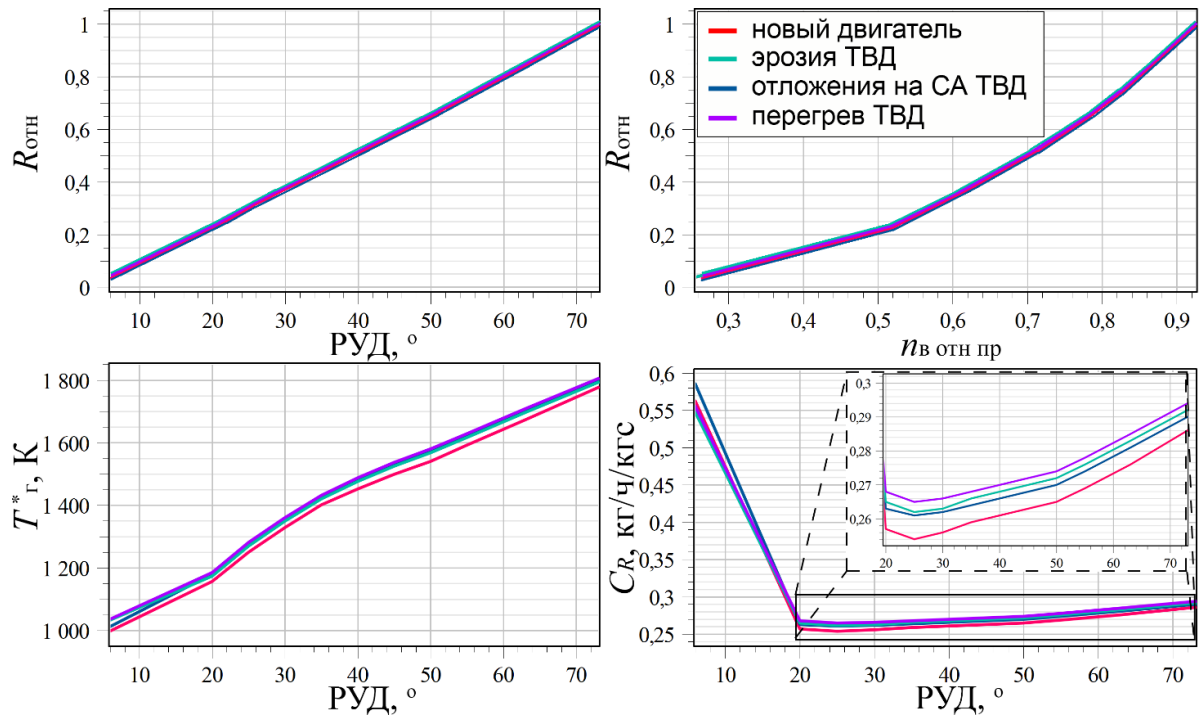


Рисунок 4.5 – Изменение характеристик двигателя вдоль дроссельной линии при различных вариантах износа ТВД ($H = 0$, $M = 0$, МСА)

Результаты расчета показывают, что вне зависимости от имитируемого вида износа ТВД, наблюдается похожее изменение параметров рабочего процесса в двигателе. Ухудшение характеристик турбины не оказывает влияния на зависимость тяги от регулируемого параметра (частоты вращения вентилятора), что позволяет системе управления поддерживать требуемую величину тяги за счет увеличения расхода топлива. Рост температуры газа в камере сгорания в этом случае составляет от 16 до 30 К (больше при перегреве лопаток и меньше при эрозии). Износ турбины оказывает более выраженное влияние на удельный расход топлива на повышенных режимах работы двигателя, чем износ компрессоров. Увеличение C_R на этих режимах достигает 2 % при возникновении отложений, 3 % – при эрозионном износе и 4 % – при повреждении лопаток турбины из-за перегрева.

Изменение положения ЛРР на характеристиках ПС и КВД при износе ТВД показано на рисунках 4.6, 4.7. При этом ЛРР на характеристиках вентилятора не меняет своего положения так же, как в случае износа компрессоров.

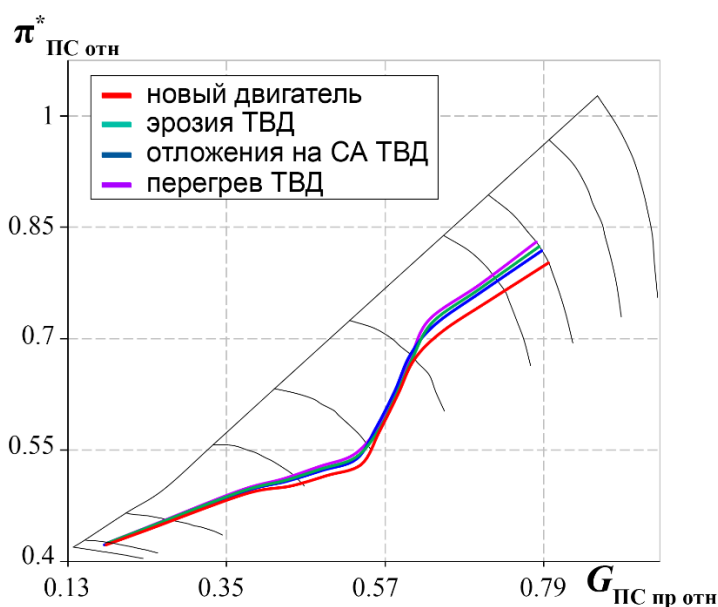


Рисунок 4.6 – Изменение положения линии рабочих режимов на характеристике ПС при износе ТВД

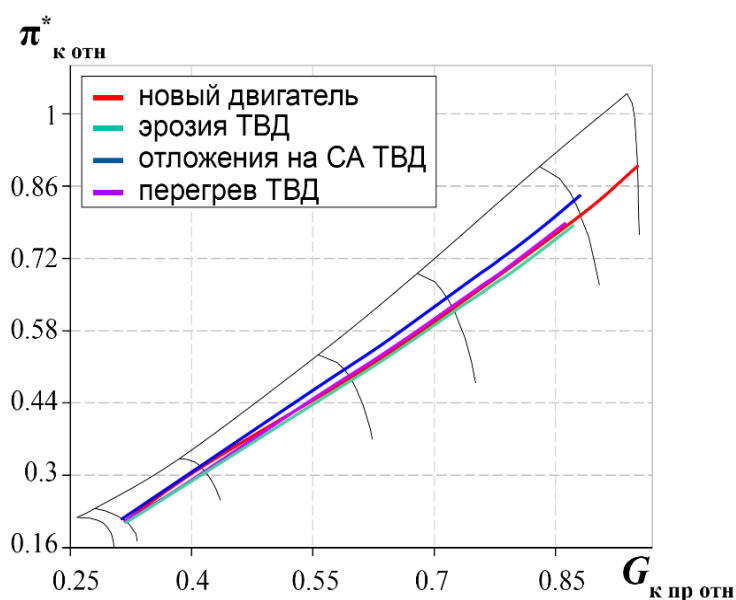


Рисунок 4.7 – Изменение положения линии рабочих режимов на характеристике КВД при износе ТВД

Анализ полученных данных показывает, что линия рабочих режимов на характеристике ПС перемещается в сторону снижения запасов устойчивости. Уменьшение запасов ГДУ ПС менее выражено, чем при износе вентилятора и КВД и составляет 2–6 % (наибольшее снижение запасов ГДУ наблюдается при перегреве лопаток ТВД). На характеристике КВД, в зависимости от имитируемого вида износа, ЛРР может как подниматься со снижением $\Delta K_{у_к}$ на 5 % (при появлении отложений), так и опускаться с повышением $\Delta K_{у_к}$ на 1–1,5 % (при эрозии). Стоит отметить, что снижение линии рабочих режимов при эрозии ТВД, приводящей к увеличению расхода воздуха через турбину, меньше ожидаемого из-за противоположного влияния

ухудшения КПД турбины, которое способствует перемещению ЛРР в сторону снижения запасов ГДУ КВД. Эти выводы подтверждаются материалами исследований, рассмотренных в главе 2.

Моделирование работы двигателя в условиях крейсерского полета ($H = 11000$, $M = 0,8$, МСА) демонстрирует аналогичные тренды параметров двигателя при износе отдельных узлов, как и в наземных условиях.

4.1.2 Износ двигателя в целом

Оценка влияния ухудшения характеристик всех узлов двигателя на параметры рабочего процесса при выработке ресурса двигателя в эксплуатации выполнена для трех имитируемых вариантов наработки 10000, 15000 и 20000 ч в соответствии с таблицей 3.2. В таблице 4.1 представлены результаты расчетов изменения параметров двигателя (тяги и температуры газа на входе в ТВД) на взлетном режиме работы в условиях $H = 0$, $M = 0$, $t_n = 15$ °С (МСА) и $H = 0$, $M = 0$, $t_n = 30$ °С, а также изменения удельного расхода топлива на крейсерском режиме работы в условиях $H = 11$, $M = 0,8$, МСА при имитации различных величин наработки. Остаточный запас по температуре газа на входе в турбину определен относительно проектного запаса по T_g^* нового двигателя, принятого равным 150 К.

Таблица 4.1 – Изменение параметров рабочего процесса в двигателе при одновременном износе всех узлов

Эквивалентная наработка, ч	$R_{опн}$	T_g^* , К		Запас ΔT_g^* , К		C_R , кг/(кгс·ч)
		$t_n = 15$ °С	$t_n = 30$ °С	$t_n = 15$ °С	$t_n = 30$ °С	
0	1	1776,8	1856	150	70,8	0,54
10000	0,95	1814	1893	112,8	33,2	0,565
15000	0,925	1856	1937,5	70,8	-10,5	0,585
20000	0,905	1912,5	1996	14,3	-69,2	0,607

Проведенные расчеты показывают, что применение регулятора частоты вращения n_b при наработке в эксплуатации 10000 ч приводит к снижению тяги R на взлетном режиме на 5 % и увеличению удельного расхода топлива C_R на 4,4 % при сохранении значительного (около 110 К) запаса по температуре газа T_g^* в условиях МСА (увеличение температуры T_g^* составляет ~40 К, что примерно соответствует данным, приведенным в работе [34]). Даже при наработке 15000 часов в условиях МСА в двигателе остается запас по температуре газа на входе в ТВД ~70 К, который может быть использован для оптимизации управления с целью компенсации возникающего снижения тяги на 7,5 %. Двигатель в стандартных атмосферных условиях практически полностью вырабатывает проектный запас по температуре газа после достижения наработки 20000 ч, а при повышении температуры атмосферы до 30 °С уже после 15000 часов эксплуатации в работу вступает ограничитель температуры T_g^* .

Таким образом, в процессе эксплуатации двигатель длительное время (более 15000 ч при $t_{\text{н}} \leq 15^\circ\text{C}$) сохраняет возможность для компенсации падения тяги методами управления с использованием имеющегося запаса по $T^*_\text{г}$.

Для оценки изменения запасов ГДУ при износе двигателя в эксплуатации построены ЛРР на характеристиках ПС и КВД, а также проведены расчеты изменения положения рабочей точки в переходных процессах (показаны штриховыми линиями на рисунках 4.8 и 4.9) приемистости (на характеристике КВД) и сброса (на характеристике ПС). Полученные графики представлены на рисунках 4.8, 4.9.

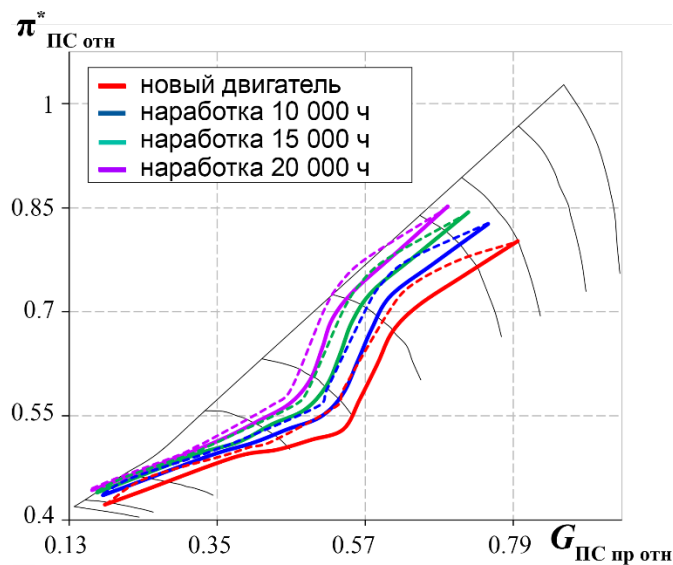


Рисунок 4.8 – Изменение положения линии рабочих режимов на характеристике ПС при выработке ресурса двигателя в эксплуатации

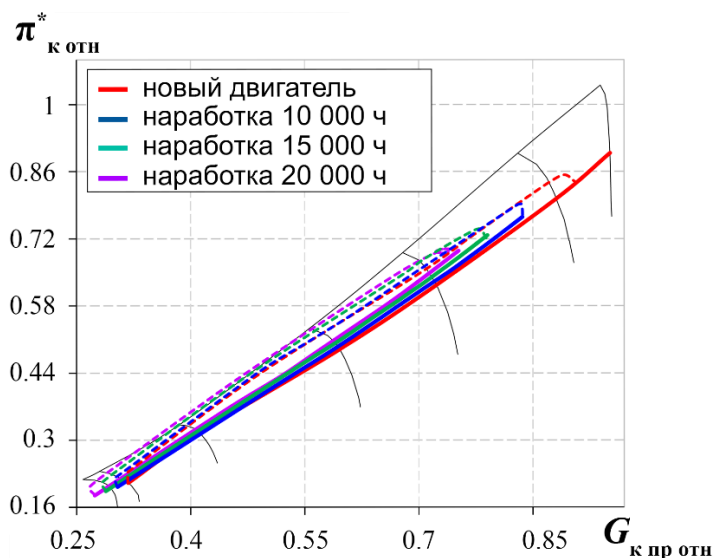


Рисунок 4.9 – Изменение положения линии рабочих режимов на характеристике КВД при выработке ресурса двигателя в эксплуатации

Видно, что при совместном ухудшении характеристик всех узлов двигателя линии рабочих режимов перемещаются вверх ближе к границе газодинамической устойчивости ПС и

КВД. При этом без учета изменения положения границы помпажа запасы ΔK_{y_k} с увеличением наработки снижаются на 1–2 %, тогда как запасы ГДУ ПС сокращаются на 10–30 %, вплотную приближаясь к границе устойчивости при наработке 20000 ч. Дополнительное расходование запасов ГДУ компрессоров в переходных процессах приемистости и сброса при износе практически не изменяется и составляет ~13 %. С учетом того, что запасы устойчивости компрессоров современных ТРДД составляют, как правило, не менее 25 %, то, даже принимая во внимание возможное снижение границы устойчивости, можно говорить о сохранении достаточных запасов ГДУ КВД, позволяющих выполнить требования к режиму приемистости, до наработки 20000 ч в эксплуатации. При этом существенное снижение запасов ГДУ ПС может способствовать увеличению времени сброса из-за вступления в работу ограничителя G_T/P_k^* , обеспечивающего устойчивую работу двигателя.

Таким образом результаты всех проведенных расчетов позволяют сделать вывод о сохранении в двигателе достаточных запасов по температуре газа и газодинамической устойчивости компрессоров при ухудшении характеристик узлов двигателя в эксплуатации, которые могут быть использованы для компенсации снижения тяги средствами САУ.

4.2 Исследование влияния кристаллического обледенения

Для оценки достоверности разработанного способа имитации кристаллического обледенения выполнена верификация математической модели с результатами исследований, представленными в работе [62]. Для этого проведены расчеты изменения параметров двигателя в аналогичных условиях при поддержании системой управления заданной степени повышения давления в двигателе [72].

В таблице 4.2 представлено сравнение результатов моделирования работы двигателя на крейсерском режиме в условиях полета $H = 7500$ м, $M = 0,75$, $t_H = MCA + 10$ °С, в которых имитируется кристаллическое обледенение КНД (с уровнем обледенения, равным 20 %). В ней приведено отклонение параметров рабочего процесса в двигателе относительно их установившихся значений до начала процесса обледенения.

Таблица 4.2 – Сравнение результатов моделирования кристаллического обледенения

Параметр рабочего процесса	Отклонение от исходного значения, %	
	Результаты расчета	Данные работы [62]
R	6	4,6
G_T	7,2	9
n_B	1,8	1,5
n_K	3,8	3,5

Как видно из таблицы, разработанная модель позволяет с высокой точностью воспроизвести изменение параметров двигателя, полученное в работе [62], с учетом некоторого различия в характеристиках рассматриваемых двигателей.

Сравнение результатов расчета в модели параметров рабочего процесса (частот вращения вентилятора n_v и компрессора n_k , расхода топлива G_T , температуры T_k^* и давления P_k^* заторможенного потока за КВД) при кристаллическом обледенении с данными натурных испытаний двигателя ALF502R-5 [67] приведено на рисунке 4.10. На нем сплошными линиями показаны расчетные данные, а пунктирными – результаты эксперимента.

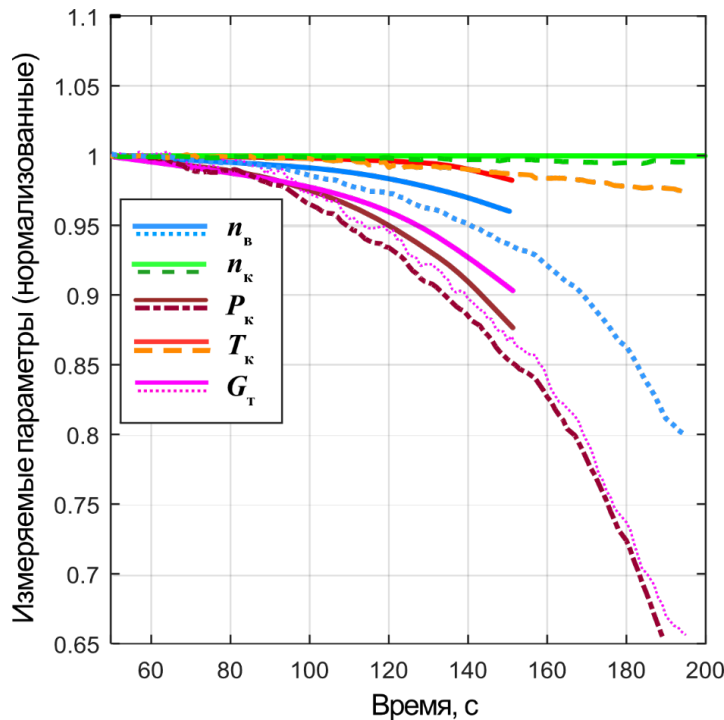


Рисунок 4.10 – Сравнение результатов расчета изменения характеристик двигателя при кристаллическом обледенении с данными стендовых испытаний

В условиях крейсерского полета при управлении двигателем по частоте вращения ротора высокого давления модель воспроизводит аналогичные тренды параметров (наблюдается снижение расхода топлива, которое сопровождается уменьшением частоты вращения вентилятора и соответствующим падением тяги), как и в стендовых испытаниях двигателя ALF502R-5. Отклонения в абсолютных величинах изменения параметров связаны с имеющимся различием характеристик исследуемого ТРДД с прямым приводом вентилятора ($R = 14000$ кгс, $m \sim 9$) и редукторного ТРДД ALF502R-5 ($R = 3400$ кгс, $m = 5,7$).

Для оценки влияния кристаллического обледенения на параметры рабочего процесса ТРДД при работе традиционного регулятора частоты вращения вентилятора выполнено моделирование работы двигателя на крейсерском режиме в условиях $H = 11000$ м, $M = 0,8$, $t_n = \text{МСА} + 15^\circ\text{С}$, в которых в последние годы зафиксировано наибольшее число случаев КО [73].

Процесс обледенения воспроизводился посредством изменения характеристик КНД во времени, в соответствии со скоростью нарастания льда, определенной в работах [64, 69]. Линейная аппроксимация полученной в этих работах зависимости величины наледи от времени соответствует уменьшению проходного сечения проточной части двигателя со скоростью 0,2 %/с. Результаты расчета изменения тяги R , частот вращения роторов двигателя n_B , n_K , расхода топлива G_T , температур $T_{ПС}^*$, $T_{г}^*$ и давлений $P_{ПС}^*$, P_K^* по тракту при кристаллическом обледенении двигателя представлены на рисунке 4.11.

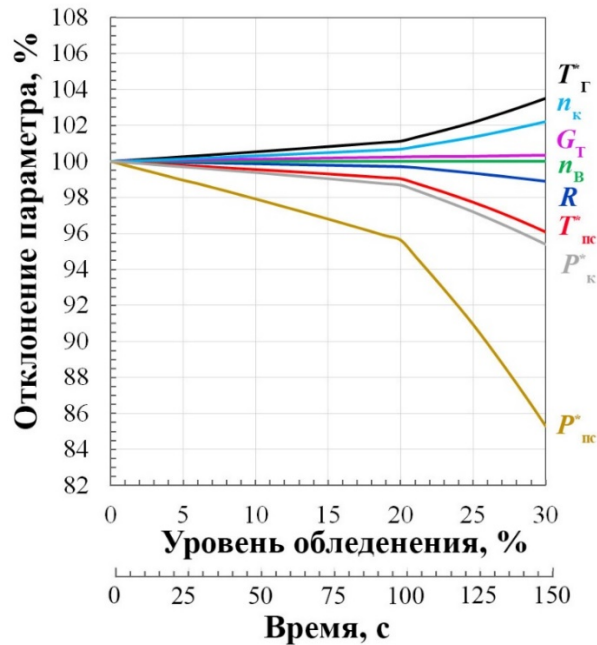


Рисунок 4.11 – Изменение параметров рабочего процесса в двигателе при работе регулятора частоты вращения n_B в условиях кристаллического обледенения

Анализ полученных данных показывает, что при выбранном способе управления частотой вращения вентилятора загромождение наледью до 30 % площади проходного сечения внутреннего контура двигателя приводит к некоторому увеличению расхода топлива с одновременным снижением тяги на 1,5 %. Наиболее чувствительными к кристаллическому обледенению параметрами рабочего процесса являются давления по тракту двигателя (за ПС и за КВД) и температура воздуха за подпорными ступенями $T_{ПС}^*$. Вместе с незначительным изменением расхода топлива наблюдается существенный рост температуры газа (более чем на 50 К перед турбиной) из-за снижения расхода воздуха через внутренний контур двигателя и ухудшения характеристик КНД. При поддержании постоянной частоты вращения вентилятора происходит раскрутка ротора высокого давления за счет снижения потребной работы на КВД при уменьшении расхода воздуха через него.

Разные направления изменения параметров двигателя в зависимости от выбранного способа управления (см. таблицу 4.2 и рисунки 4.10, 4.11,) подтверждаются результатами других

исследований [63, 64, 67] и свидетельствуют о существенном влиянии САУ на работу двигателя в условиях кристаллического обледенения и его чувствительность к воздействию ледяных кристаллов. При этом длительность процесса обледенения и сохранение достаточных запасов по температуре газа при загромождении наледью более 30 % проходного сечения проточной части двигателя определяют наличие возможности компенсации ухудшения характеристик двигателя в условиях КО средствами САУ.

Выводы по главе 4

1. Выполнено математическое моделирование влияния износа отдельных узлов двигателя на его основные параметры рабочего процесса при традиционном способе управления частотой вращения вентилятора. Показано, что при ухудшении характеристик вентилятора такой способ управления не позволяет сохранить требуемую величину тяги.

2. Проведены расчеты изменения параметров рабочего процесса в двигателе при совместном износе всех его узлов в процессе выработки ресурса. Анализ результатов моделирования показывает, что при наработке более 15000 ч в двигателе сохраняются достаточные запасы по температуре газа и газодинамической устойчивости компрессоров, которые могут быть использованы для компенсации ухудшения его характеристик в эксплуатации.

3. Выполнена верификация математической модели кристаллического обледенения двигателя, по результатам которой продемонстрирована удовлетворительная сходимость с имеющимися расчетно-экспериментальными данными.

4. Оценка изменения характеристик двигателя при кристаллическом обледенении свидетельствует о существенном влиянии САУ на работу двигателя в этих условиях и его чувствительность к воздействию ледяных кристаллов. При этом длительность процесса обледенения и сохранение достаточных запасов по температуре газа при загромождении наледью более 30 % проходного сечения проточной части двигателя определяют наличие возможности защиты от кристаллического обледенения средствами управления.

5 Методы управления для компенсации ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации

С целью определения наиболее эффективного способа управления, позволяющего поддерживать требуемые параметры рабочего процесса при ухудшении характеристик узлов двигателя в эксплуатации, рассматриваются применяемые в ТРДД регуляторы дроссельных режимов: частоты вращения вентилятора n_v , частоты вращения ротора высокого давления n_k , степени повышения давления в двигателе $\pi_{дв}^*$, коэффициента мощности ТРДД $\pi_{компл}^*$, а также перспективный регулятор рассчитываемой в БММД величины тяги $R_{расч}$.

5.1 Синтез регуляторов измеряемых параметров

Для выполнения сравнительной оценки эффективности рассматриваемых регуляторов в основной контур управления расходом топлива математической модели САУ, структурная схема которого приведена на рисунке 3.3, введены соответствующие алгоритмы регулирования.

Алгоритмы регулирования в каналах управления параметрами n_k , $\pi_{дв}^*$, $\pi_{компл}^*$ выбирались в классе ПИД-регуляторов аналогично традиционному регулятору частоты вращения вентилятора. Для выполнения требований к качеству управления во всем диапазоне изменения режимов работы двигателя и внешних условий для каждого регулятора подобраны оптимальные коэффициенты усиления и постоянные времени. Применение термогазодинамической математической модели позволило выполнить синтез регуляторов посредством проведения комплекса расчетов для разных комбинаций коэффициентов передаточных функций с определением границы устойчивости регулирования. Коэффициенты в алгоритмах регулирования выбирались из условия обеспечения двукратного запаса устойчивости относительно границы устойчивой работы регулятора и наименьшего времени переходного процесса, вызванного ступенчатым воздействием, при отсутствии перерегулирования.

Для всех рассматриваемых регуляторов сформированы программы управления, позволяющие поддерживать требуемую величину тяги во всем диапазоне режимов работы двигателя посредством изменения заданного значения регулируемого параметра (уставки регулятора).

5.2 Регулятор величины тяги, рассчитываемой в бортовой математической модели двигателя

Как показано в главе 1 одним из наиболее перспективных направлений развития методов управления ГТД является прямое управление основными параметрами рабочего процесса в двигателе (тягой, запасами ГДУ компрессоров и др.), недоступными для измерения. Для реализации такого управления может использоваться бортовая математическая модель двигателя, введенная в программное обеспечение (ПО) электронного регулятора и позволяющая осуществлять расчет неизмеряемых параметров в реальном масштабе времени.

5.2.1 Принципы построения бортовой математической модели двигателя

Рассматриваемая в работе бортовая математическая модель двигателя представляет собой термогазодинамическую поузловую модель, особенности построения которой приводятся в главе 3. Применение математической модели такого типа позволяет выполнить требования к высокой точности расчета величины тяги на установившихся и переходных режимах работы двигателя.

Для обеспечения возможности проведения расчетов в реальном времени в условиях ограниченной вычислительной мощности электронного регулятора:

- применяются специальные методы численного решения уравнений модели и программы расчета (преобразование уравнений в частных производных в обыкновенные дифференциальные уравнения, решение системы алгебраических уравнений без применения итераций и т.п.);
- вычисления с двойной точностью заменяются вычислениями с одинарной точностью (проведенные сравнительные исследования показали, что такая замена не приводит к существенному снижению точности расчета);
- увеличивается шаг интегрирования Δt уравнений модели по времени (Δt выбирается в интервале 0,002–0,007с).

В такой математической модели максимальная величина шага интегрирования уравнений Δt зависит от величины воздушных и газовых объемов $V_{i \min}$, динамика заполнения которых воздухом (газом) учитывается в модели. При этом влияние величины V_i на динамику процессов в двигателе зависит от режима работы двигателя и условий полета. Так, на режимах, близких к максимальному значению $V_{i \min}$ может быть увеличено в 5–10 раз по сравнению с режимами малого газа. По результатам проведенных в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» исследований определены зависимости между величинами минимальных возможных значений Δt и объемов V_i

на разных режимах работы двигателя в различных условиях полета. Это позволило ввести в программу расчета БММД переменный шаг интегрирования для сокращения времени счета при сохранении необходимой точности.

Выполненные оценки времени расчета процессов в двигателе с помощью разработанной в ЦИАМ программы расчета бортовой математической модели показывают, что по результатам тестирования программы при введении ее в функциональный модуль на базе 32-разрядного микроконтроллера STM32F103 (аналог отечественного микроконтроллера 1986BE91T, используемого в электронных регуляторах САУ ГТД) с интервалом обмена информацией с цифровой САУ, равным 28 мс, величина загрузочного модуля программы во флеш-память микроконтроллера составила ~59000 байт, величина потребляемой оперативной памяти – 2450 байт, а время расчета всех уравнений модели на одном шаге интегрирования составило 3,75 мс, что позволяет осуществлять расчет примерно в 2 раза быстрее реального времени.

Важным требованием к БММД является ее идентификация с реальным двигателем, характеристики которого изменяются в процессе его эксплуатации.

Применение термогазодинамической модели двигателя в качестве бортовой позволяет существенно упростить процедуру ее идентификации по сравнению с кусочно-линейными моделями. При этом предъявляются более низкие требования к необходимой для этого вычислительной мощности электронного регулятора.

Идентификация БММД по расчетным параметрам, используемым для управления, осуществляется путем коррекции введенных в БММД статических характеристик узлов двигателя. Процедура идентификации строится таким образом, чтобы воздействием на эти характеристики сокращать разницу между измеренными значениями параметров двигателя и значениями этих параметров, определяемыми расчетом с помощью БММД.

Реализуемая процедура идентификации базируется на принципах построения замкнутых контуров управления с отрицательной обратной связью, в которых воздействием на характеристики узлов двигателя сводится к нулю рассогласование между расчетными и измеренными значениями регулируемых параметров двигателя [14].

Структурная схема такого модуля идентификации БММД приведена на рисунке 5.1 [74]. Алгоритмы идентификации аналогичны используемым в ПИД-регуляторах систем управления. При этом коэффициенты в алгоритме каждого ПИД-регулятора выбираются из условий обеспечения устойчивости и качества протекания процессов идентификации.

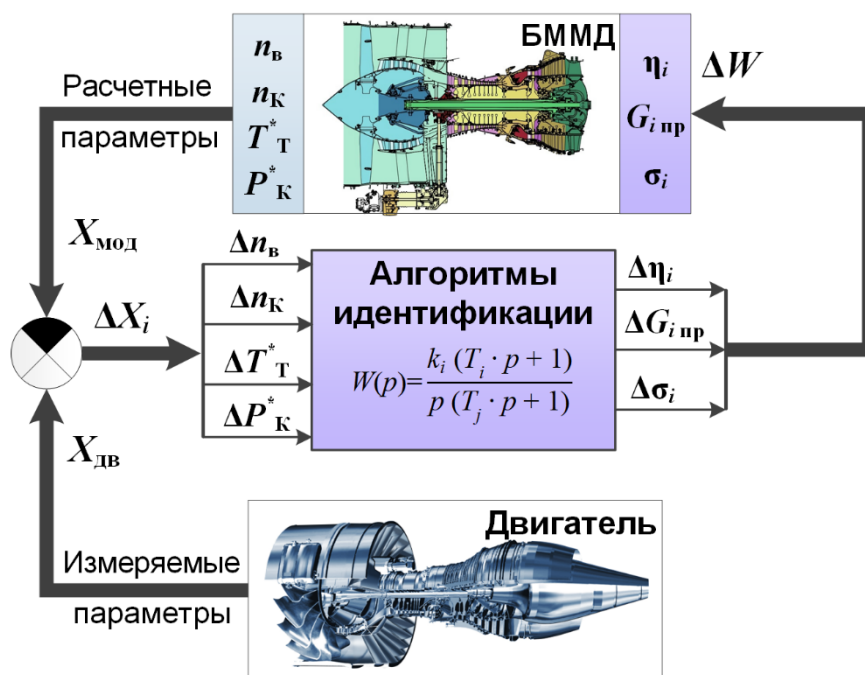


Рисунок 5.1 – Структурная схема модуля идентификации БММД

Для реализации такой методики применительно к конкретному двигателю необходимо определить оптимальные соотношения между его регулируемыми параметрами (X_i) и регулируемыми факторами (ΔW), обеспечивающие наилучшую точность идентификации по рассчитываемым параметрам. Для этого предварительно на этапе разработки бортовой математической модели определяются коэффициенты влияния регулируемых (измеряемых) параметров на идентифицируемые неизмеряемые параметры при воздействии на различные регулирующие факторы (характеристики узлов двигателя). После этого они вводятся в модуль идентификации в виде констант, что позволяет выполнять идентификацию модели в режиме реального времени.

Оценка эффективности синтезированных алгоритмов идентификации, проведенная с использованием статистических методов обработки расчетных экспериментов в разных условиях эксплуатации при различных отклонениях характеристик узлов двигателя от номинальных (на величину до $\pm 5\%$), продемонстрировала возможность сохранения высокой точности расчета величины тяги (до 1–3 %) в бортовой математической модели двигателя [75].

5.2.2 Синтез регулятора тяги

Применение БММД в составе САУ ГТД позволяет осуществлять управление величиной тяги, получаемой расчетом в бортовой модели, с учетом ее изменения в процессе эксплуатации. Структурная схема САУ с БММД представлена на рисунке 5.2 [76].

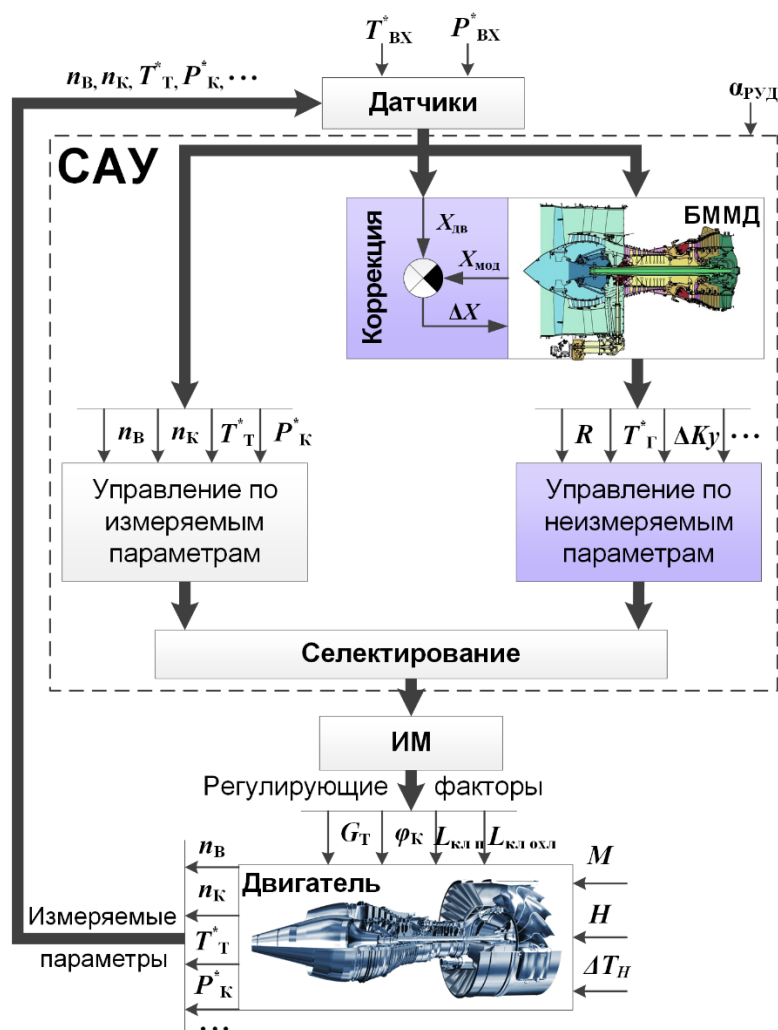


Рисунок 5.2 – Структурная схема САУ с БММД

В САУ, построенной по такой схеме, алгоритмы регулирования расчетных параметров, определяемых с помощью БММД, аналогичны применяемым в традиционных регуляторах измеряемых параметров. Традиционные регуляторы остаются в составе САУ, но имеют повышенные настройки и выступают в качестве ограничителей.

В настоящей работе для определения оптимального способа управления, позволяющего компенсировать ухудшение характеристик двигателя в эксплуатации, выполнен синтез регулятора рассчитываемой в БММД величины тяги. На рисунке 5.3 приведена структурная схема основного контура управления расходом топлива с введенным в него регулятором тяги.

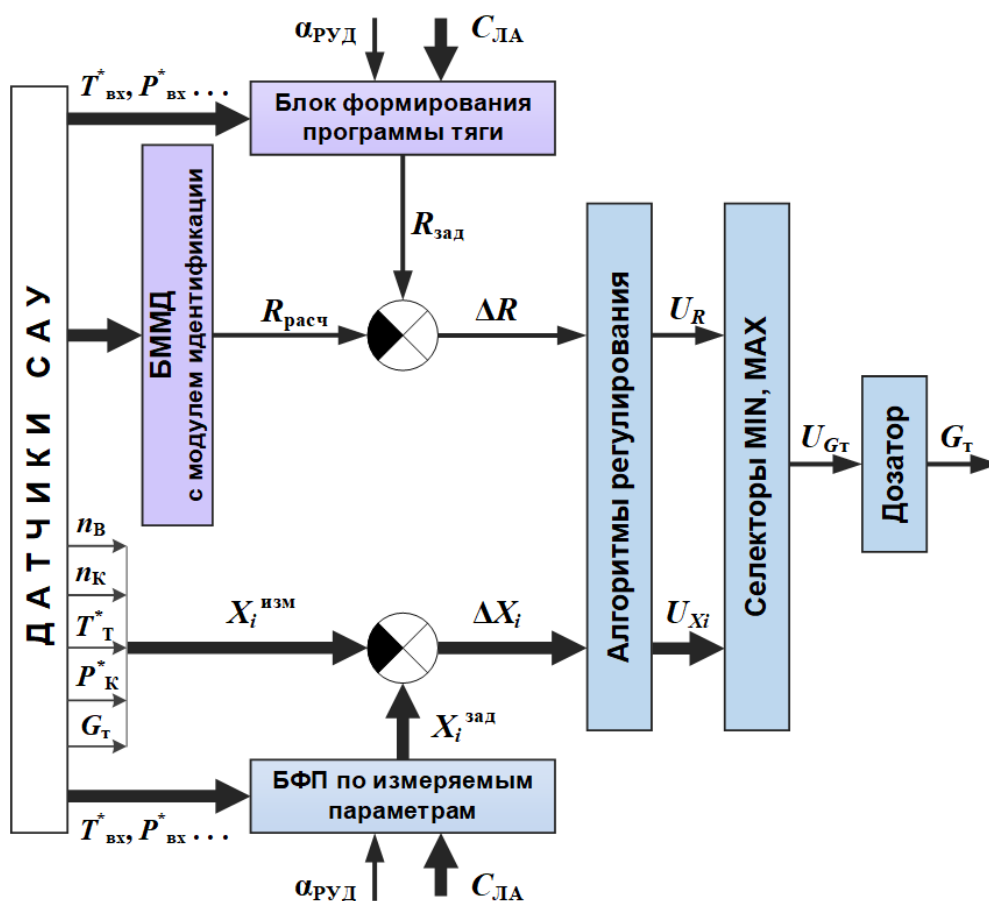


Рисунок 5.3 – Структурная схема основного контура управления расходом топлива с регулятором тяги

В этой схеме содержится БММД с модулем идентификации, блоки формирования программ управления (БФП) по измеряемым параметрам и величине тяги, алгоритмы регулирования, селекторы минимальных и максимальных сигналов, а также дозатор топлива. В БФП формируются заданные значения $X_i^{\text{зад}}$, $R_{\text{зад}}$ регулируемых параметров. Величины разностей $\Delta R = R_{\text{зад}} - R_{\text{расч}}$ и $\Delta X_i = X_i^{\text{зад}} - X_i^{\text{изм}}$, определяемые по расчетным $R_{\text{расч}}$ и измеренным $X_i^{\text{изм}}$ параметрам, после преобразования с помощью типовых алгоритмов регулирования селектируются из условия минимального (программы управления на установившихся режимах работы и на режимах приемистости) или максимального (программы управления на режимах сброса) потребного расхода топлива. Выходной сигнал U_G выбранного в данный момент времени канала управления воздействует на дозатор топлива.

Для обеспечения устойчивости регулирования и требуемого качества управления выполнен синтез регулятора тяги по процедуре, аналогичной применяемой для традиционных регуляторов (см. раздел 5.1). Определена программа управления тягой, которая при номинальных характеристиках узлов двигателя позволяет получать такую же величину тяги для заданного положения РУД, как и при работе типового регулятора частоты вращения n_B .

5.3 Исследование влияния метода управления при ухудшении характеристик узлов двигателя в эксплуатации

С использованием разработанной математической модели ТРДД с системой автоматического управления изменяемой структуры выполнена сравнительная оценка эффективности традиционных и интеллектуальных способов управления при износе и обледенении.

5.3.1 Сравнительная оценка эффективности традиционных и интеллектуальных методов управления при износе

Для оценки эффективности разных способов управления при износе двигателя в эксплуатации рассматривается ухудшение характеристик как отдельных узлов двигателя, так и всего двигателя в целом в соответствии с таблицами 3.1 и 3.2. Выраженное ухудшение характеристик отдельных узлов двигателя может происходить при попадании посторонних предметов (птиц, мусора с взлетно-посадочной полосы и т.п.) или при критическом воздействии внешних факторов (песка, пыли, морской соли, вулканического пепла и т.п.). Одновременное ухудшение характеристик всех узлов, как правило, происходит при выработке двигателем своего ресурса в условиях комплексного воздействия различных внешних факторов. Расчеты проводились применительно к взлетному режиму работы двигателя в наземных условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА. Обеспечение требуемой величины тяги на взлетном режиме является необходимым условием для поддержания летной годности воздушного судна и безопасности эксплуатации.

5.3.1.1 Износ вентилятора

Значительное ухудшение характеристик вентилятора при несущественном изменении характеристик других узлов двигателя может возникать при попадании птицы или посторонних предметов на вход в двигатель. Результаты расчета изменения характеристик двигателя при имитации износа вентилятора для разных способов управления показаны на рисунке 5.4. На нем приведены отклонения параметров рабочего процесса в двигателе (тяги R , частот вращения роторов n_v и n_k , расхода топлива G_T , и температуры газа на входе в турбину T_{T1}^*) от их номинальных значений (для нового двигателя) в зависимости от выбранного способа управления (каждому способу управления соответствует свой цвет).

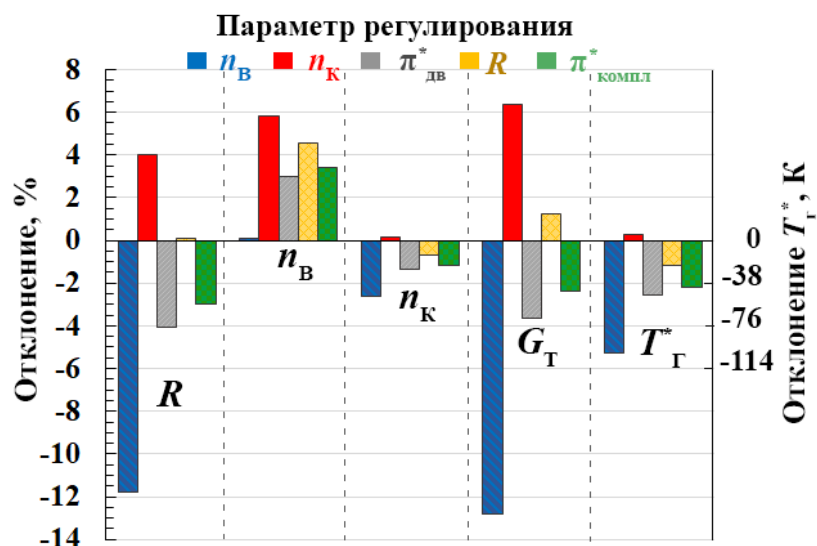


Рисунок 5.4 – Изменение параметров рабочего процесса при повреждении вентилятора для разных способов управления

При повреждении вентилятора наиболее сильное снижение тяги наблюдается при управлении двигателем по частоте вращения ротора низкого давления n_B . Помимо прямого влияния ухудшения характеристик вентилятора на величину тяги из-за снижения расхода воздуха через внешний контур, при управлении по частоте вращения n_B САУ формирует команду на снижение расхода топлива и, тем самым, способствует еще большему падению тяги (в совокупности, более чем на 11 %).

Менее чувствительными к износу вентилятора являются регуляторы измеряемых параметров n_K , $\pi_{дв}^*$ и $\pi_{компл}^*$. Отклонение тяги при их применении составляет от 4 до минус 4 %. При этом управление частотой вращения n_K способствует раскрутке ротора низкого давления с соответствующим увеличением тяги двигателя.

Управление по рассчитываемой в БММД величине тяги $R_{расч}$ позволяет поддерживать тягу двигателя на исходном уровне при обеспечении высокой точности расчета математической модели и возможности ее идентификации к текущему состоянию двигателя.

5.3.1.2 Износ подпорных ступеней и КВД

Повышенный износ ПС или КВД возможен при эксплуатации двигателей в запыленной атмосфере, в условиях пустыни или при морском применении (воздействии пыли, песка, морской соли), в результате чего может возникать эрозия лопаток компрессора, загрязнение и появление на них отложений. На рисунке 5.5 представлены результаты расчета изменения параметров рабочего процесса в двигателе при ухудшении характеристик подпорных ступеней для разных способов управления.

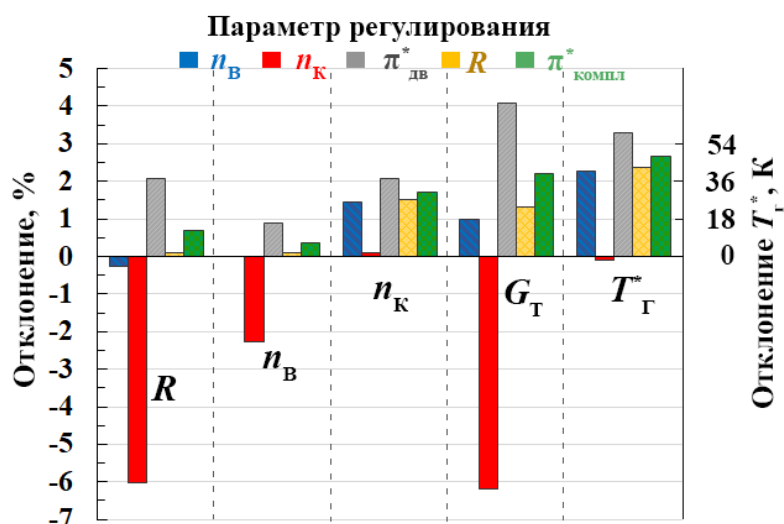


Рисунок 5.5 – Изменение параметров рабочего процесса при износе ПС для разных способов управления

Как видно из полученных данных наилучшими способами управления в этом случае являются регулирование частоты вращения n_B , параметров $\pi_{компл}^*$ и $R_{расч}$. Они позволяют поддерживать тягу с погрешностью менее 1 % за счет увеличения расхода топлива и повышения температуры газа в камере сгорания T_G^* на ~40 К.

При применении регулятора параметра $\pi_{дв}^*$ из-за изменения зависимости тяги от степени повышения давления в двигателе наблюдается рост тяги двигателя на 2 % при наибольшем повышении температуры газа T_G^* на ~55 К, что способствует ускоренной выработке ресурса двигателя. Наибольшее падение тяги на 6 % возникает при управлении частотой вращения n_K .

Изменение параметров двигателя при имитации износа КВД показано на рисунке 5.6.

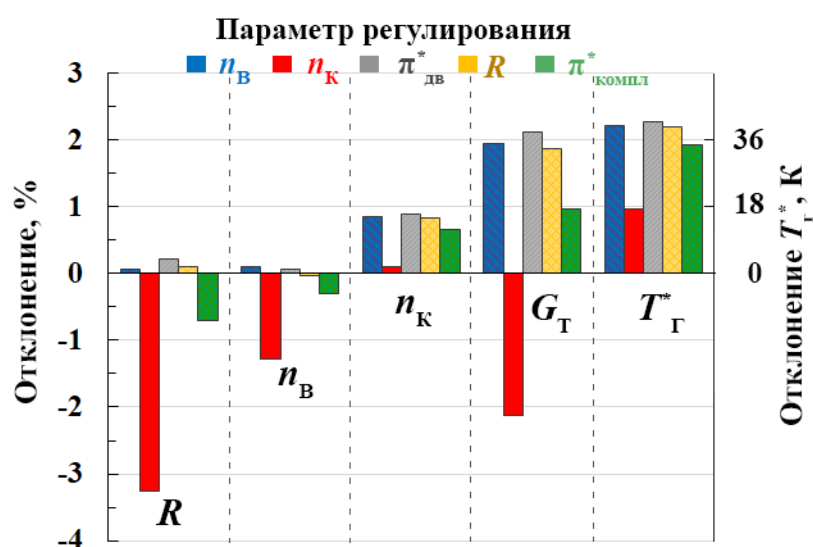


Рисунок 5.6 – Изменение параметров рабочего процесса при износе КВД для разных способов управления

В этом случае наименее эффективными способами управления для поддержания требуемой величины тяги являются регулирование частоты вращения ротора высокого давления n_K и параметра $\pi_{\text{компл}}^*$. Изменение тяги составляет около минус 3 % при применении регулятора частоты вращения n_K и минус 0,5 % при применении регулятора параметра $\pi_{\text{компл}}^*$.

Применение регуляторов параметров n_B , $\pi_{\text{дв}}^*$ и $R_{\text{расч}}$ позволяет сохранить тягу на практически базовом уровне посредством увеличения расхода топлива, приводящего к росту температуры газа в камере сгорания на ~ 40 К.

5.3.1.3 Износ ТВД

Выраженное ухудшение характеристик турбины высокого давления может возникать вследствие повреждения ее лопаток из-за высокотемпературной коррозии или прогара (при блокировании охлаждающих каналов или изменении поля температур на выходе из КС), при появлении отложений на сопловых аппаратах из-за использования некачественного топлива, а также при попадании вулканического пепла.

При этом разные воздействия могут оказывать различное влияние на характеристики турбины (см. таблицу 2.1). Результаты расчетов изменения параметров рабочего процесса в двигателе при имитации разных видов износа ТВД представлены на рисунках 5.7–5.9.

Имитация эрозии (коррозии), перегрева и появления отложений на лопатках ТВД показывает, что регуляторы параметров n_B , $\pi_{\text{дв}}^*$ и $R_{\text{расч}}$ позволяют поддерживать требуемую величину тяги двигателя за счет увеличения расхода топлива, приводящего к росту температуры газа на 15–35 К.

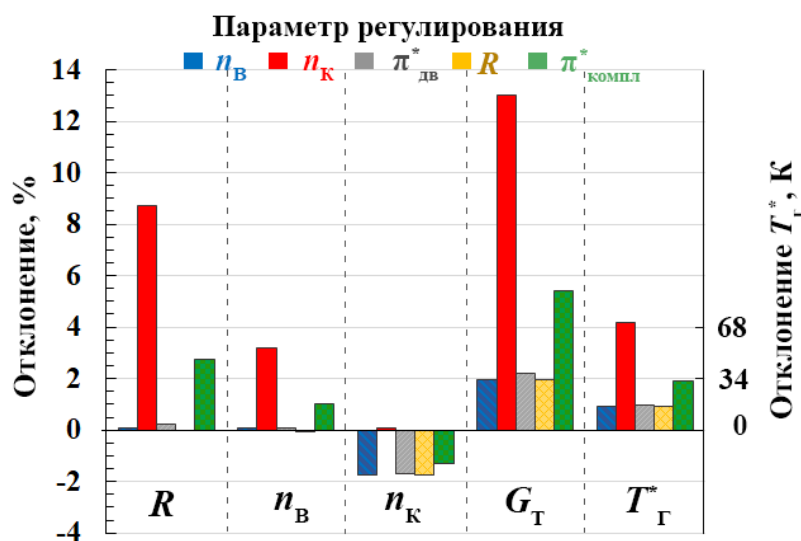


Рисунок 5.7 – Изменение параметров рабочего процесса при эрозии или коррозии ТВД для разных способов управления

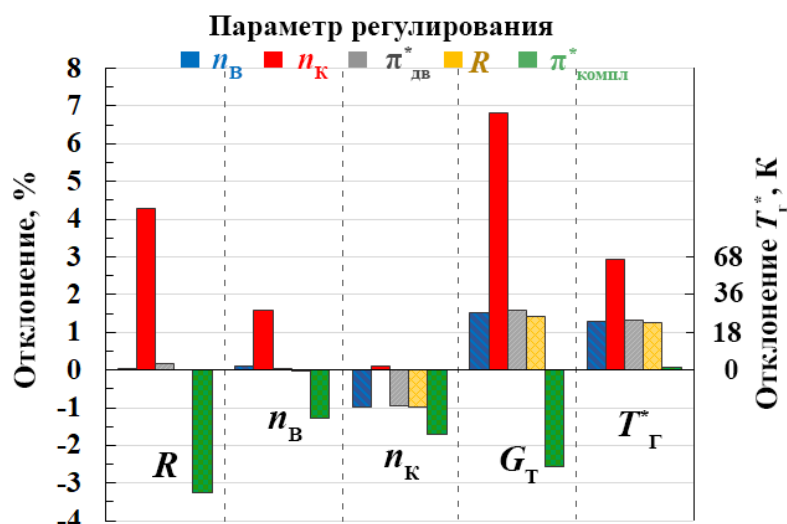


Рисунок 5.8 – Изменение параметров рабочего процесса при появлении отложений на ТВД для разных способов управления

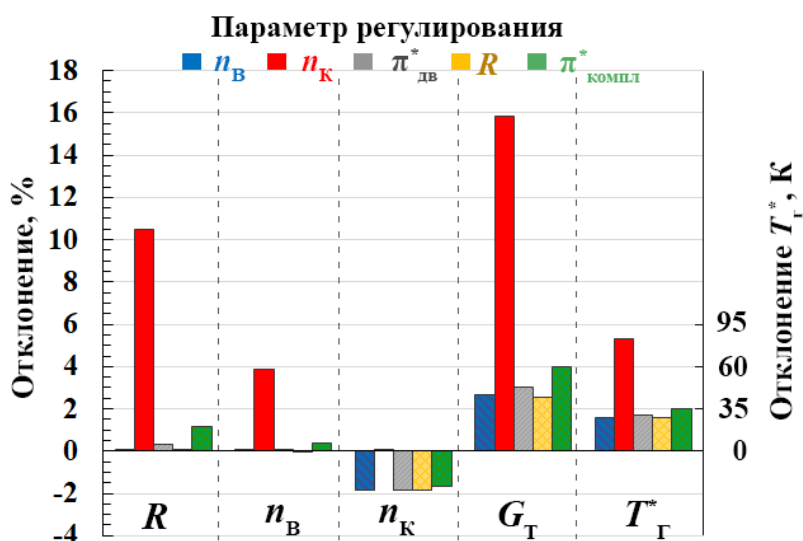


Рисунок 5.9 – Изменение параметров рабочего процесса при перегреве лопаток ТВД для разных способов управления

Наиболее чувствительными к изменению характеристик турбины являются регуляторы параметров n_K и $\pi_{компл}^*$. При работе регулятора частоты вращения n_K наблюдается существенное увеличение тяги на 4–10 % (меньше при появлении отложений и больше при перегреве лопаток) вместе с критичным повышением температуры газа на входе в турбину на 70–80 К. Регулятор параметра $\pi_{компл}^*$ может приводить как к росту тяги на ~3 % с увеличением T_g^* на 34 К (в случае эрозии ТВД), так и к ее падению более чем на 3 % (при появлении отложений на лопатках ТВД).

5.3.1.4 Износ двигателя в целом

В процессе эксплуатации при выработке двигателем своего ресурса, длительном воздействии различных внешних факторов, изменении радиальных зазоров вследствие

выработки прирабатываемых покрытий и т.п., как правило, изменяются характеристики сразу всех узлов двигателя. На рисунке 5.10 представлены результаты расчета изменения параметров рабочего процесса в двигателе на взлетном режиме работы в условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА при имитации износа всех лопаточных машин, соответствующего наработке в эксплуатации 10000, 15000 и 20000 часов (согласно таблице 3.2).

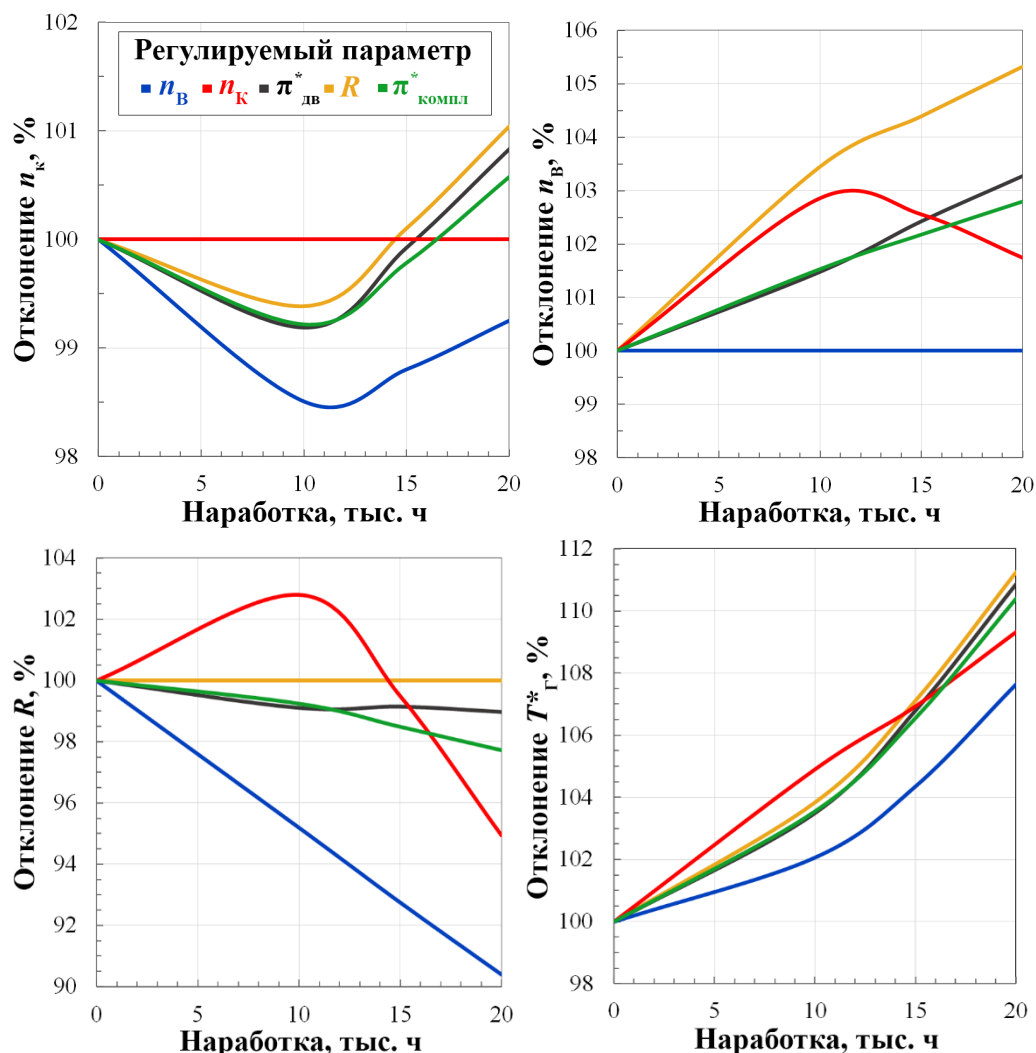


Рисунок 5.10 – Изменение параметров двигателя при выработке ресурса для разных способов управления

Как видно из графиков, применение регулятора тяги позволяет поддерживать исходную взлетную тягу двигателя за счет увеличения расхода топлива и повышения температуры газа на входе в турбину. Расчеты показывают, что для поддержания тяги двигателя в условиях МСА полное расходование запаса по температуре газа (из расчета выбранного запаса для нового двигателя на уровне 150 К) наступает после 17000 часов эксплуатации (при принятом допущении о связи наработки и ухудшения характеристик узлов). Таким образом, управление непосредственно величиной тяги позволит обеспечивать требуемое значение этого параметра при $t_H \leq 15$ °С практически в течение всего жизненного цикла двигателя.

Среди применяемых в ТРДД регуляторов измеряемых параметров лучшим для компенсации влияния износа узлов двигателя в эксплуатации, является регулятор степени повышения давления в двигателе, позволяющий поддерживать тягу с погрешностью до 1 %.

Применение регуляторов частот вращения роторов двигателя n_v и n_k и комплексного параметра $\pi^*_{\text{компл}}$ при выработке ресурса двигателя в течение 20000 часов эксплуатации приводит к изменению тяги на минус 9,5 %, 5 % и 2,5 % соответственно. При управлении по частоте вращения n_k в случае имитации ухудшения характеристик узлов, соответствующего 10000 ч наработки, происходит увеличение тяги, сопровождающееся значительным ростом T^*_g (на ~ 90 К), что способствует ускоренной выработке ресурса и быстрому выходу двигателя на ограничение по температуре газа T^*_g .

Анализ полученных данных по изменению параметров рабочего процесса при имитации износа отдельных узлов двигателя и при совместном ухудшении их характеристик показывает, что оптимальным способом управления во всех рассмотренных случаях является поддержание рассчитываемой в БММД величины тяги. При управлении по параметру $R_{\text{расч}}$ тяга двигателя может сохраняться на требуемом уровне в течение жизненного цикла до выработки двигателем запасов по температуре газа и ГДУ компрессоров. Погрешность в поддержании тяги будет определяться точностью расчета ее величины в модели и совершенством алгоритмов идентификации БММД.

При традиционном косвенном управлении тягой по измеряемым параметрам в большинстве случаев наилучшим является регулятор степени повышения давления в двигателе. При выраженном ухудшении характеристик отдельных узлов он не допускает снижения тяги более чем на 4 %, а при совместном ухудшении характеристик узлов вследствие выработки ресурса двигателя его эффективность сравнима с регулятором параметра $R_{\text{расч}}$ (погрешность в поддержании тяги менее 1 %). Однако применение такого способа управления ограничивается проблемами измерения давления в проточной части двигателя, связанными с точностью имеющихся датчиков и неоднородностью потока в двигателе.

Компромиссным вариантом является применение регулятора частоты вращения n_v , который не имеет проблем с точностью измерения регулируемого параметра и чувствителен только к ухудшению характеристик вентилятора, состояние которого должно тщательно контролироваться в эксплуатации при выборе этого способа управления. Управление по параметру $\pi^*_{\text{компл}}$, как показывают расчеты, позволяет несколько снизить чувствительность двигателя к износу КНД, но в большинстве других случаев проигрывает регуляторам частоты вращения вентилятора и $\pi^*_{\text{дв}}$ в точности поддержания тяги.

Регулирование частоты вращения n_k является наихудшим способом управления в ТРДД с высокой степенью двухконтурности и не обеспечивает сохранения требуемых параметров рабочего процесса при износе.

5.3.2 Определение оптимального способа управления при кристаллическом обледенении

Моделирование кристаллического обледенения при разных способах управления двигателем выполнено в характерных для него условиях крейсерского полета (КР, $H = 11000$, $M = 0,8$, $t_H = MCA + 15^\circ C$). На рисунке 5.11 представлены результаты расчетов изменения параметров двигателя в процессе обледенения (до загромождения наледью 30 % проходного сечения проточной части двигателя) при применении регуляторов параметров n_B , n_K , $\pi_{дв}^*$ и $R_{расч}$.

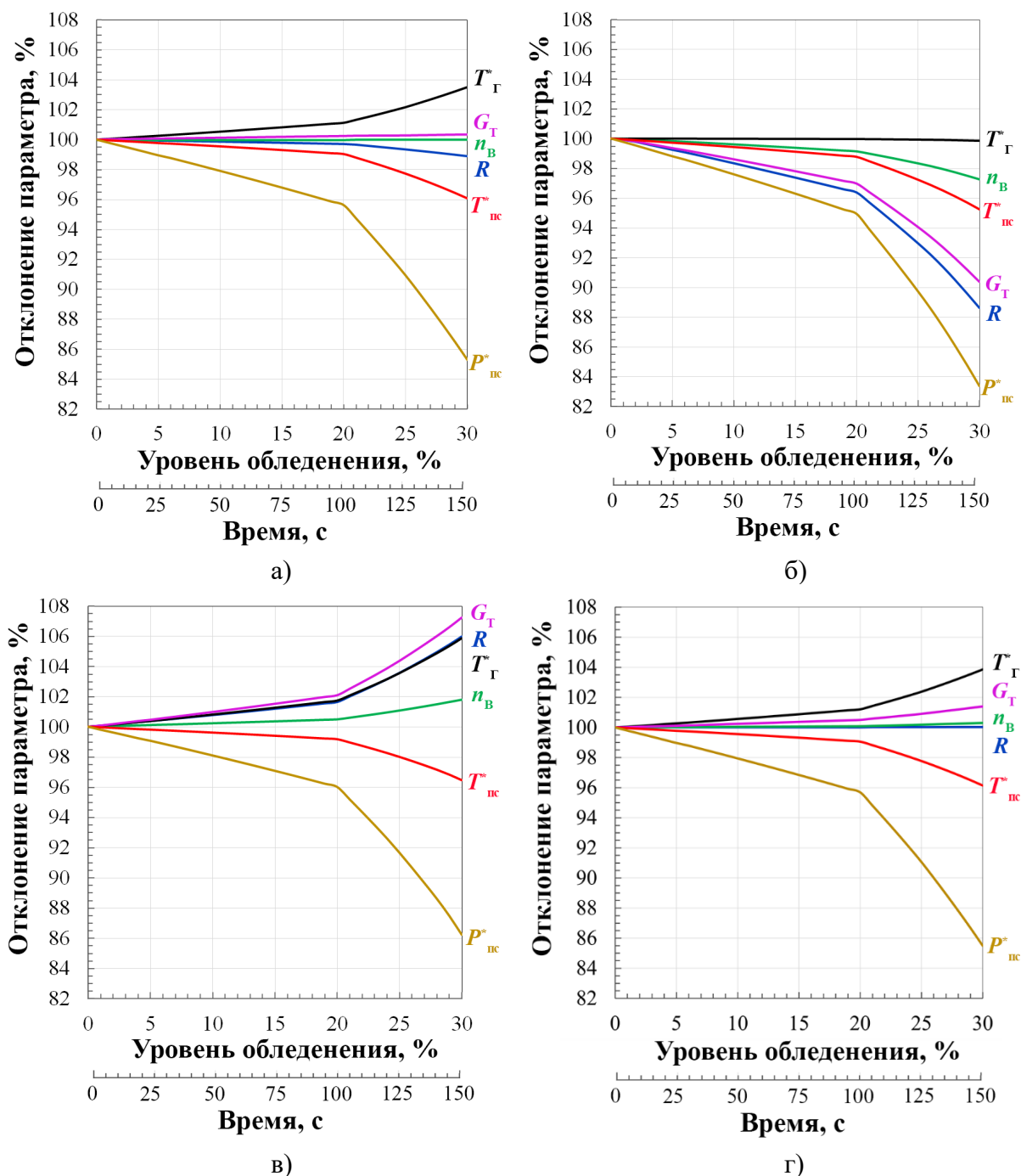


Рисунок 5.11 – Изменение параметров двигателя в процессе обледенения при работе регуляторов параметров n_B (а), n_K (б), $\pi_{дв}^*$ (в) и R (г)

Анализ результатов моделирования показывает, что при регулировании частоты вращения n_k САУ в процессе обледенения формирует команду на снижение расхода топлива, которая приводит к уменьшению частоты вращения вентилятора. В результате, поддержание системой управления частоты вращения n_k будет способствовать, помимо падения тяги, нарастанию льда из-за дополнительного уменьшения температуры потока во входном тракте при понижении частоты вращения n_v . Такой характер изменения параметров двигателя объясняется тем, что при падении расхода воздуха через внутренний контур снижается потребная работа на КВД, и для поддержания заданной частоты вращения n_k требуется меньше топлива. Соответствующее этому уменьшение расхода топлива приводит к снижению располагаемой мощности как на ТВД, так и на ТНД, в то время как мощность, потребная для привода КНД и вентилятора, при неизменных характеристиках внешнего контура, остается практически постоянной. Нарушение баланса мощностей каскада низкого давления приводит к уменьшению его частоты вращения и соответствующему падению тяги [58]. Таким образом, снижение тяги ТРДД в этом случае определяется не столько влиянием обледенения на параметры рабочего процесса в двигателе, сколько реакцией системы управления на ухудшение характеристик КНД из-за обледенения подпорных ступеней.

Управление по параметрам $R_{расч}$ или n_v позволяет сохранить тягу и частоту вращения вентилятора практически на исходном уровне (с погрешностью менее 2 %), в связи с чем несколько замедляется снижение температуры во входном тракте по сравнению с управлением по параметру n_k . Это будет приводить к замедлению роста наледи или к уменьшению максимального уровня обледенения. При этом на 3–4 % (50–60 К) возрастает температура газа в камере сгорания.

Применение регулятора степени повышения давления в двигателе приводит к росту частоты вращения вентилятора (на 2 %) и температуры газа (на 6 % \approx 100 К) в процессе нарастания льда. Повышение частоты вращения и соответствующее ему относительное увеличение температуры потока во входном тракте и расхода воздуха может привести к отрыву еще не достигших критической величины ледяных наростов, а после отрыва льда повышенное значение этой температуры будет замедлять новый процесс образования наледи. В результате при неизменном режиме полета может сформироваться циклический процесс нарастания льда и отрыва небольших ледяных наростов с периодом, определяемым временем увеличения уровня обледенения до момента отрыва наледи и восстановления исходного режима работы двигателя по регулируемому параметру.

Похожим образом характеристики двигателя меняются при работе регулятора параметра $\pi^*_{компл}$. Отклонение основных параметров двигателя при этом примерно в 2 раза меньше, чем при управлении степенью повышения давления в двигателе.

Таким образом, наиболее эффективным способом управления в условиях кристаллического обледенения является управление по параметру $\pi_{\text{дв}}^*$. Такое управление, при сохранении тяги на уровне не ниже требуемого, может позволить не допустить значительного нарастания наледи на лопатках подпорных ступеней и предотвратить возникновение опасных последствий, связанных с повреждением льдом элементов проточной части. Незначительно уступает ему регулятор параметра $\pi_{\text{компл}}^*$. Управление величиной тяги, рассчитываемой в бортовой математической модели двигателя, или частотой вращения вентилятора способствует наиболее точному поддержанию тяги и замедлению скорости нарастания наледи по сравнению с регулятором частоты вращения n_k .

Анализ особенностей возникновения обледенения при воздействии кристаллов льда, проведенный в главе 2, показывает, что для повышения безопасности эксплуатации в условиях кристаллического обледенения может дополнительно применяться специальное управление перепуском воздуха за подпорными ступенями. Открытие клапана перепуска воздуха будет приводить к увеличению расхода воздуха, росту аэродинамических нагрузок на ледяном наросте и сходу льда с поверхности двигателя, при этом оторвавшиеся куски льда могут быть вынесены в магистраль перепуска, что позволит снизить вероятность механических повреждений элементов проточной части. Одновременно с этим при открытии перепуска повышаются запасы газодинамической устойчивости КНД, что позволит избежать возникновения помпажа из-за уменьшения площади проходного сечения проточной части двигателя в процессе обледенения. Такой способ защиты от кристаллического обледенения используется на ряде ТРДД, в которых при фиксации условий КО формируются команды на частичное открытие клапанов перепуска воздуха за подпорными ступенями с периодическим их кратковременным прикрытием в циклическом режиме до устранения обледенения. Эффективность системы защиты, построенной по этому принципу, подтверждена по результатам специальных испытаний и в эксплуатации [77].

Вместе с тем для защиты двигателя от кристаллического обледенения путем реконфигурации управления или с помощью открытия клапанов перепуска воздуха необходимо иметь надежный сигнал, позволяющий идентифицировать условия КО и сформировать соответствующие команды для устранения обледенения. В связи с отсутствием в настоящее время датчиков кристаллического обледенения, имеющих высокий уровень технологической готовности и пригодных для применения на борту, целесообразно использовать способы идентификации КО по косвенным признакам, основанные на изменении измеряемых параметров рабочего процесса в двигателе в процессе обледенения. Проведенные исследования показывают, что косвенные признаки возникновения кристаллического обледенения в двигателе могут различаться в зависимости от выбранного закона управления (см. рисунок 5.11). При этом общим для всех рассмотренных методов управления является снижение температуры и давления

воздуха за подпорными ступенями, которые могут рассматриваться в качестве индикаторов начинающегося в двигателе кристаллического обледенения, а в алгоритме его фиксации может использоваться разница между измеренными в системе управления и рассчитанными в бортовой математической модели двигателя величинами этих параметров. Также возможна фиксация попадания в условия кристаллического обледенения по показаниям датчика температуры воздуха за компрессором, которая начинает уменьшаться из-за снижения энтальпии потока вследствие таяния кристаллов льда во внутреннем контуре двигателя.

Выводы по главе 5

1. Выполнена сравнительная оценка эффективности традиционных и интеллектуальных методов управления при износе и кристаллическом обледенении.

2. Оптимальным способом управления при износе узлов двигателя в эксплуатации является поддержание рассчитываемой в БММД величины тяги. Такое управление позволяет сохранить тягу двигателя на требуемом уровне в течение жизненного цикла до выработки запасов по температуре газа и ГДУ компрессоров (до наработки ~17000 ч). При косвенном управлении тягой по доступным для измерения параметрам в большинстве случаев наилучшим является регулятор степени повышения давления в двигателе. Для рассматриваемого ТРДД при выраженном ухудшении характеристик отдельных узлов он не допускает снижения тяги более чем на 4 %, а при совместном ухудшении характеристик узлов вследствие выработки ресурса двигателя его эффективность сравнима с регулятором тяги (погрешность в поддержании тяги двигателя менее 1 %).

3. Наилучшим способом управления в условиях кристаллического обледенения является управление по параметру $\pi_{дв}^*$, приводящее к росту частоты вращения вентилятора в процессе нарастания льда. Поддержание заданной степени повышения давления в двигателе позволит сохранить тягу на уровне не ниже требуемого и может не допустить значительного роста наледи на лопатках подпорных ступеней, предотвращая возникновение опасных последствий, связанных с повреждением оторвавшимися кусками льда элементов проточной части двигателя.

4. Фиксация возникновения кристаллического обледенения в двигателе может осуществляться по разнице между измеренными в системе управления и рассчитанными в бортовой математической модели двигателя величинами температуры и давления воздуха за КНД, которые начинают снижаться при ухудшении характеристик подпорных ступеней из-за нарастания на них льда. Также идентификация наличия в атмосфере кристаллов льда может выполняться по показаниям датчика температуры воздуха за компрессором, чувствительного к

снижению энтальпии потока вследствие таяния ледяных кристаллов во внутреннем контуре двигателя.

5. Оптимизация применения разных способов управления может быть достигнута путем их интеграции с режимом полета самолета и выборочного использования на отдельных его этапах, например, поддержанием наибольшей тяги на этапах взлета и ухода на второй круг, наилучшей экономичности при крейсерском полете. Это реализуется посредством реконфигурации программ управления по сигналу о текущем режиме полета, поступающему из самолетных систем. В САУ, построенной по такому принципу, на критичных этапах полета целесообразно регулировать непосредственно величину тяги, на крейсерском режиме управление двигателем может осуществляться регулятором частоты вращения вентилятора при пониженной температуре газа в камере сгорания, а в условиях кристаллического обледенения в работу вступает регулятор степени повышения давления в двигателе, позволяющий снизить чувствительность двигателя к воздействию ледяных кристаллов.

6 Экспериментальная отработка регулятора тяги на двигателе-демонстраторе

По результатам проведенных в главе 5 расчетных исследований показано, что одним из наиболее эффективных способов управления, позволяющих компенсировать ухудшение характеристик двигателя в эксплуатации, является регулирование рассчитываемой в БММД величины тяги. Для валидации результатов расчетов проведены экспериментальные исследования регулятора тяги в составе демонстрационной САУ с БММД на двигателе-демонстраторе АИ-25ТЛ.

6.1 Двигатель-демонстратор АИ-25ТЛ

Экспериментальные исследования регулятора тяги проводились на двигателемном стенде У-7М ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». В качестве двигателя-демонстратора на стенде установлен ТРДД АИ-25ТЛ (см. рисунок 6.1).



Рисунок 6.1 – Двигатель-демонстратор АИ-25ТЛ, установленный на стенде У-7М ЦИАМ

АИ-25ТЛ представляет собой турбореактивный двухконтурный двигатель (со степенью двухконтурности $m \sim 2$) с камерой смешения в классе тяги до 2000 кгс. Для управления рабочим процессом в двигателе используются следующие регулирующие факторы: расход топлива в камеру сгорания, угол установки входных направляющих аппаратов компрессора, положение

клапанов перепуска воздуха за 3-й и 5-й ступенями КВД (КПВ3 и КПВ5). В штатной гидромеханической САУ управление двигателем на основных режимах работы осуществляется регулятором частоты вращения ротора высокого давления n_k .

Для отработки новых методов управления и перспективных аппаратурных решений в САУ в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» разработана демонстрационная электронная цифровая система автоматического управления (ДСАУ) типа FADEC с электроприводами исполнительных устройств, структурная схема которой представлена на рисунке 6.2 [78].

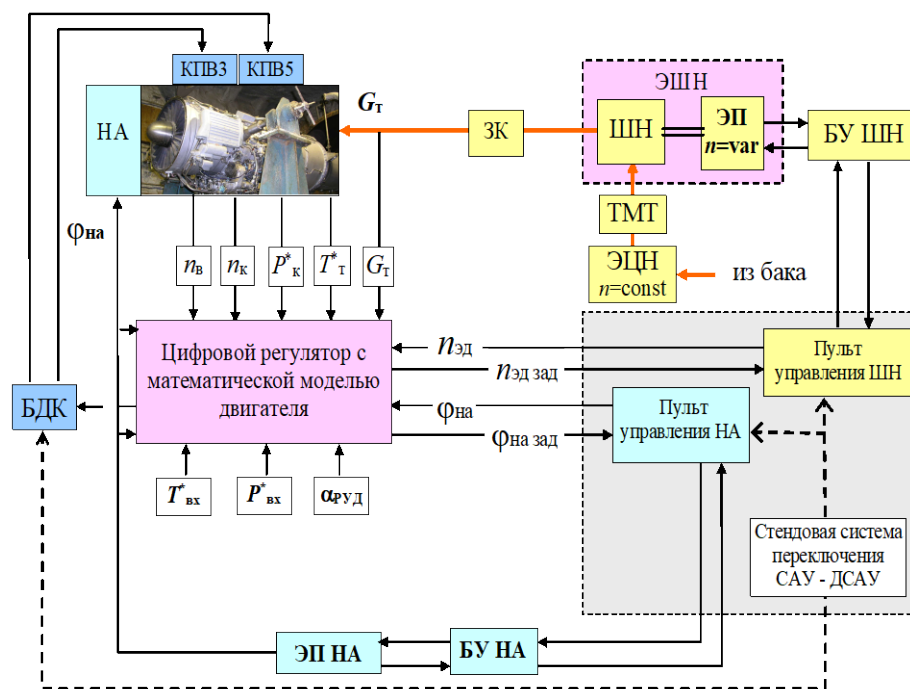


Рисунок 6.2 – Структурная схема демонстрационной САУ двигателя АИ-25ТЛ

Демонстрационная САУ содержит электронный цифровой регулятор, выполненный на базе промышленного компьютера ROBO-2000 [79], взаимодействующий с датчиками частоты вращения роторов двигателя (n_b , n_k), давления воздуха за компрессором (P^*_k), температуры газа за турбиной (T^*_t), расхода топлива (G_t), температуры (T^*_vx) и давления воздуха (P^*_vx) на входе в двигатель, положения направляющих аппаратов компрессора ($\Phi_{на}$) и положения РУД ($\alpha_{руд}$). В состав системы входят также блоки управления (БУ) исполнительными устройствами: электроприводом (ЭП) шестеренного насоса (ШН) и направляющих аппаратов (НА) компрессора, электромагнитные клапаны (ЭМК) управления клапанами перепуска воздуха (КПВ3 и КПВ5), а также запорный клапан (ЗК) подачи топлива к форсункам. ЭМК управляются по сигналам от блока дискретных команд (БДК) регулятора. Система топливопитания выполнена по двухступенчатой схеме с низконапорным электроприводным центробежным насосом (ЭЦН), топливомасляным теплообменником (ТМТ) и высоконапорным электроприводным шестеренным насосом (ЭПШН). ДСАУ обеспечивает управление всеми регулирующими

факторами двигателя АИ-25ТЛ и может использоваться для управления двигателем-демонстратором на режимах МГ и выше вместо штатной гидромеханической системы.

Электронный регулятор демонстрационной САУ через интерфейс USART взаимодействует с бортовой математической моделью двигателя АИ-25ТЛ, реализованной в отдельном микроконтроллере (аналогичного используемому в электронных регуляторах САУ ГТД) [80]. Исходными данными для разработки БММД являлись расчетные и экспериментальные характеристики узлов двигателя АИ-25ТЛ, коэффициенты потерь давления по тракту двигателя, величины отбора воздуха и конструктивные параметры (моменты инерции, площади сечений и др.). Входными параметрами бортовой модели являются сигналы измерения датчиков внешних параметров двигателя ($P_{вх}^*$, $T_{вх}^*$) и значения регулирующих факторов (G_t , $\phi_{НА}$, КПВЗ, КПВ5).

Для повышения точности расчета величины тяги выполнена идентификация БММД посредством коррекции статических характеристик лопаточных машин и программирование микроконтроллера для введения в него идентифицированной бортовой модели. Сравнение результатов расчета БММД с данными прямо-сдаточных испытаний показывает, что погрешность расчета тяги двигателя на установившихся режимах его работы в основном не превышает 1 %, а измеряемые параметры рассчитываются с погрешностью не более 3 %.

6.2 Разработка регулятора тяги двигателя АИ-25ТЛ

Для управления величиной тяги двигателя-демонстратора АИ-25ТЛ выполнен синтез регулятора тяги с помощью динамической математической модели двигателя. Алгоритм регулирования тяги выбран в классе изодромного ПИД-регулятора.

По результатам синтеза регулятора тяги подобраны оптимальные коэффициент усиления k и постоянные времени T_1 и T_2 передаточной функции (3.14), обеспечивающие 2-кратные запасы устойчивости регулирования и высокое качество управления во всем диапазоне изменения режимов работы двигателя.

Программа управления тягой $R_{зад} = f(\alpha_{руд})$ выбиралась из условия аналогичного изменения параметров рабочего процесса в двигателе, как и при работе традиционного регулятора частоты вращения ротора высокого давления. Такая упрощенная программа позволяет провести испытания регулятора тяги на двигателе АИ-25ТЛ в наземных условиях при незначительном отклонении внешних условий от МСА. На рисунке 6.3 представлены результаты расчета изменения параметров двигателя вдоль дроссельной линии при работе регулятора частоты вращения n_k и разработанного регулятора тяги.

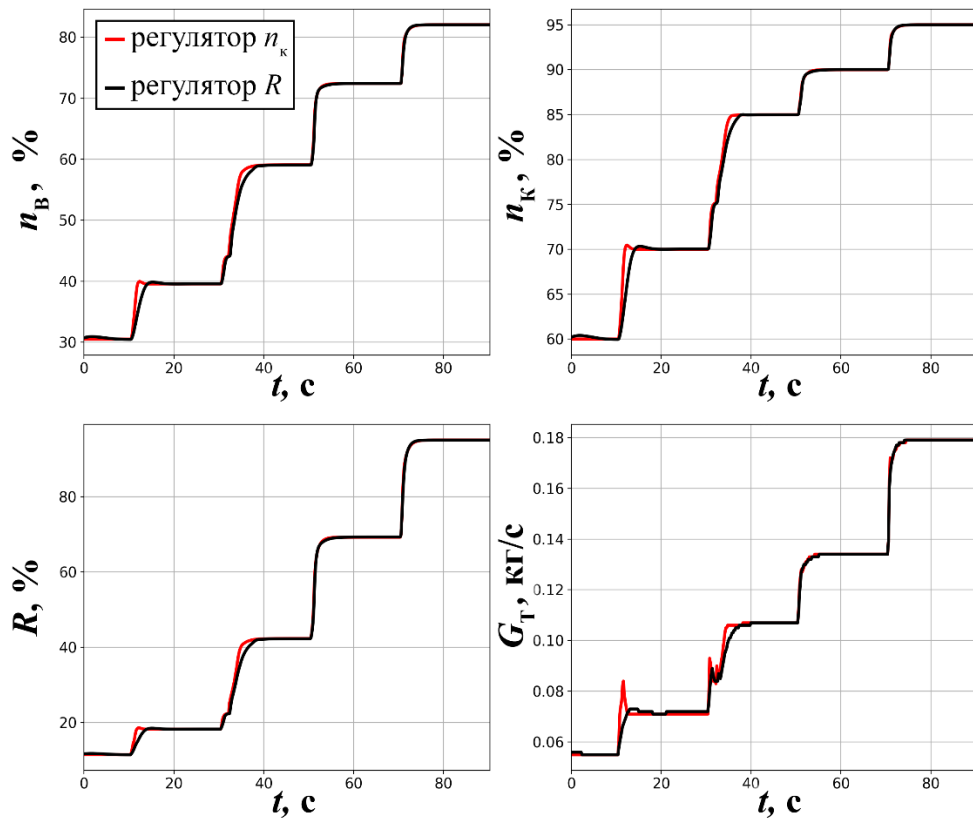


Рисунок 6.3 – Результаты расчета изменения параметров двигателя АИ-25ТЛ вдоль дроссельной линии при работе регуляторов параметров n_k и $R_{\text{расч}}$

Расчеты показывают практически идентичное изменение параметров двигателя при работе двух регуляторов. Управление рассчитываемой величиной тяги осуществляется без колебаний и перерегулирования. В переходном процессе, вызванном переключением управления с традиционного регулятора частоты вращения на регулятор тяги, САУ обеспечивает устойчивую работу двигателя.

6.3 Методика испытаний

Для проверки возможности поддержания требуемой величины тяги при ухудшении характеристик узлов двигателя в эксплуатации разработана методика испытаний, которая позволила выполнить такую оценку посредством имитации износа компрессора путем частичного прикрытия входных направляющих аппаратов (ВНА) на повышенных режимах работы двигателя, на которых при штатной работе ВНА находятся в открытом положении.

Как показано в главе 2 износ компрессора в эксплуатации выражается в ухудшении всех его основных параметров и приводит к смещению напорных ветвей на характеристике компрессора влево-вниз. Похожее изменение характеристик компрессора наблюдается при

прикрытии его входных направляющих аппаратов (см. рисунок 6.4). Прикрытие ВНА будет сопровождаться снижением расхода воздуха через компрессор и уменьшением степени повышения давления.

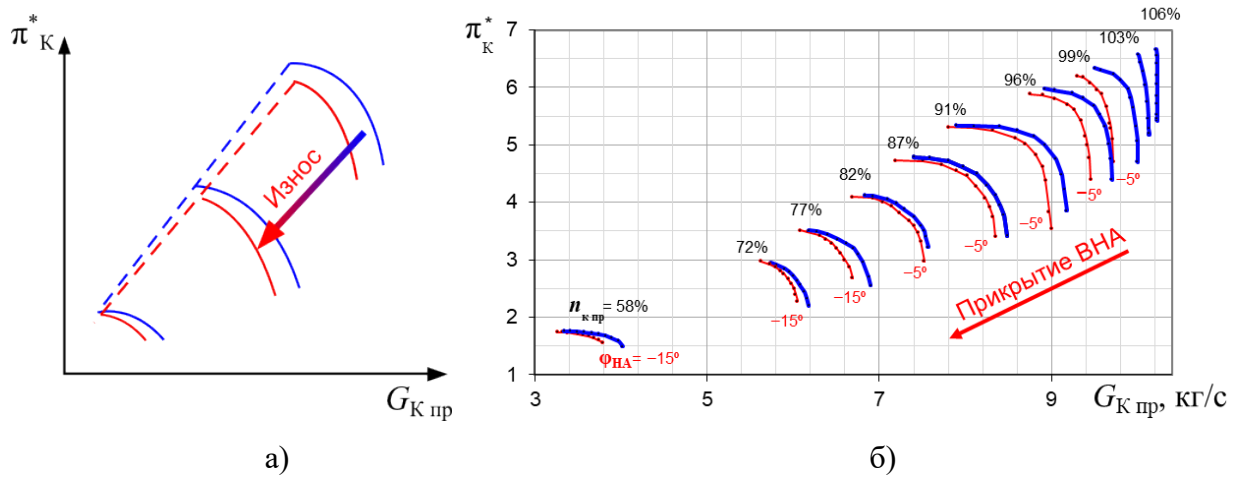


Рисунок 6.4 – Изменение характеристик компрессора при износе (а) и при прикрытии ВНА (б)

В штатной программе управления ВНА двигателя-демонстратора АИ-25ТЛ открытие направляющих аппаратов из положения -15° (полностью прикрытые ВНА) в положение 0° (полностью открытые ВНА) происходит при увеличении режима работы двигателя по частоте вращения $n_{к пр отн}$ с 85 % до 95 %. Между этими значениями направляющие аппараты принимают промежуточное положение, определяемое по линейной зависимости. Для имитации износа в ПО ДСАУ введено ограничение на максимальную величину раскрытия входных направляющих аппаратов компрессора $\phi_{НА} \leq -7,5^\circ$. В штатной программе управления $\phi_{НА} = f(n_{к пр})$ ВНА принимают такое положение при частоте вращения $n_{к пр отн} = 90\%$, поэтому изменение характеристик компрессора будет наблюдаться на режимах работы двигателя выше 90 % по частоте вращения $n_{к пр}$.

Базовая и измененная программы управления ВНА представлены на рисунке 6.5.

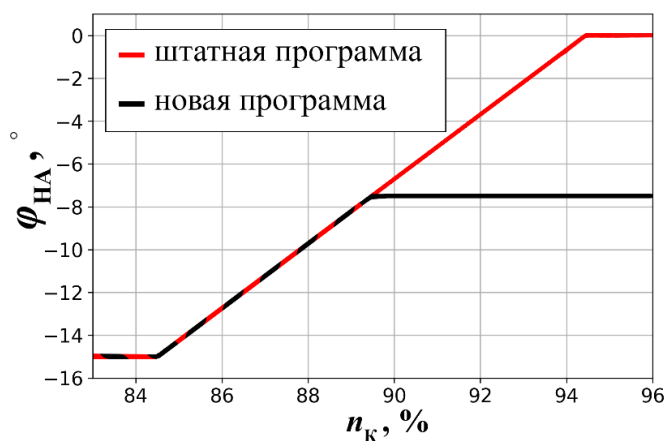


Рисунок 6.5 – Программы управления входными направляющими аппаратами компрессора

Для оценки изменения параметров двигателя в испытаниях с прикрытыми ВНА компрессора при работе типового регулятора частоты вращения КВД и регулятора тяги предварительно выполнены расчеты на математическом стенде «Двигатель – САУ» (см. рисунок 6.6).

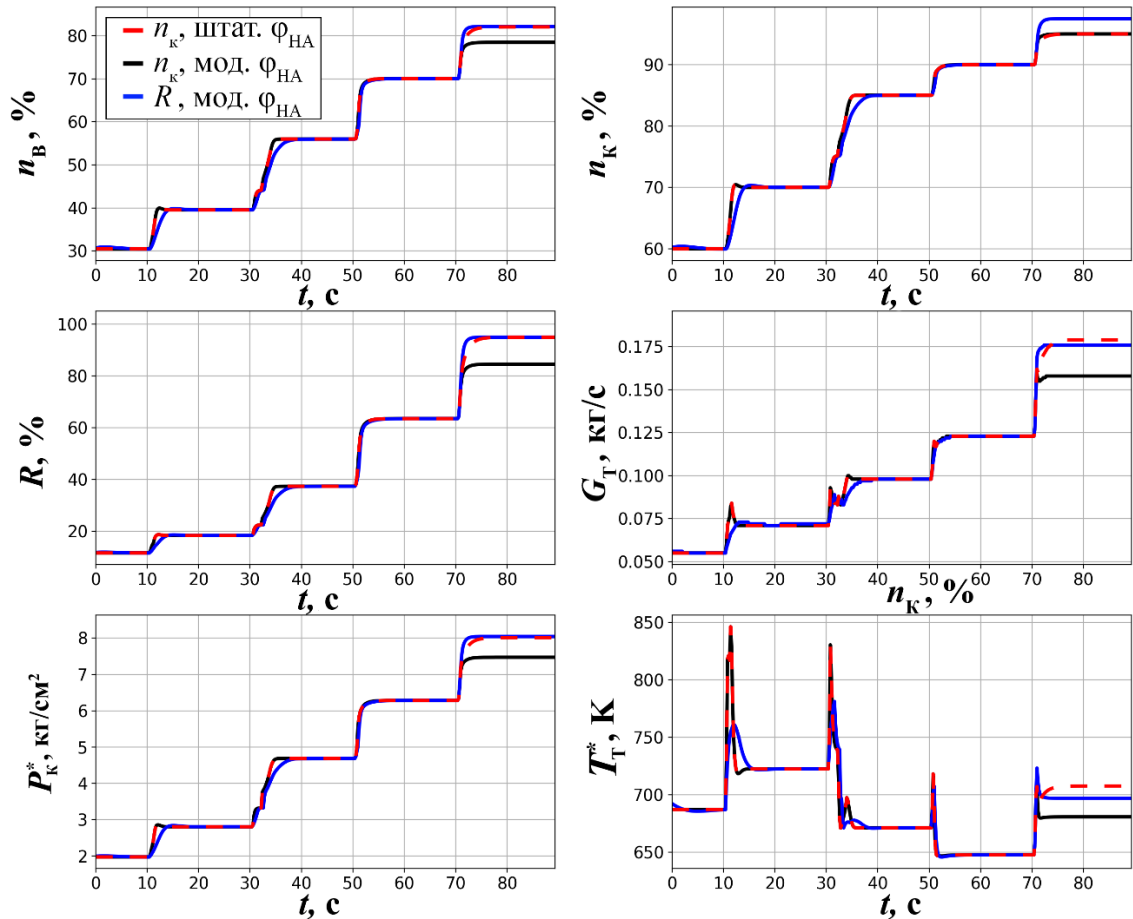


Рисунок 6.6 – Результаты расчета изменения параметров рабочего процесса двигателя АИ-25ТЛ при прикрытии ВНА

По результатам расчетов видно, что прикрытия ВНА на режиме $n_{K \text{ отн}} = 95\%$ при регулировании частоты вращения n_K приводит к снижению тяги более чем на 10 % относительно ее номинального значения, получаемого при штатной программе управления ВНА. Падение тяги происходит вследствие изменения характеристик компрессора, а также из-за формирования САУ команды на уменьшение расхода топлива для поддержания заданной частоты вращения КВД при снижении расхода воздуха через компрессор (на 4 %) и необходимой для его раскрутки мощности. При постоянной частоте вращения n_K происходит уменьшение частоты вращения вентилятора на 3 % (из-за снижения мощности турбины) и температуры газа за ТНД на ~30 К.

Управление рассчитываемой величиной тяги позволяет поддерживать тягу двигателя на требуемом уровне при изменении характеристик компрессора. При прикрытии ВНА на режиме $n_{K \text{ отн}} = 95\%$ регулирование тяги приводит к увеличению частоты вращения n_K на 2,5 % и

повышению температуры газа T^*_T на 16 К относительно традиционного способа управления частотой вращения n_k .

6.4 Результаты экспериментальных исследований

При подготовке к испытаниям регулятора тяги, введенного в ПО демонстрационной САУ, на двигателе АИ-25ТЛ выполнена проверка работы ДСАУ при полунатурных испытаниях с математической моделью двигателя, в которых топливо из электроприводной системы топливопитания подавалось на эквивалент топливных форсунок. По результатам проверки подтверждены корректное взаимодействие электронного регулятора ДСАУ с микроконтроллером, реализующим БММД, и работоспособность регулятора тяги.

Для уточнения программы управления тягой применительно к установленному на стенде двигателю-демонстратору АИ-25ТЛ и валидации результатов расчетных исследований, выполненных на математическом стенде «Двигатель – САУ», проведены испытания по определению дроссельных характеристик двигателя при работе типового регулятора частоты вращения компрессора со штатной и измененной программами управления ВНА.

В соответствии с разработанной программой испытаний после запуска двигателя и выхода на режим МГ осуществлялось переключение управления двигателем со штатной гидромеханической САУ на демонстрационную электронную цифровую САУ. Далее последовательным изменением положения РУД выполнялся переход на режимы работы двигателя, соответствующие $n_{k \text{ отн}} = 70 \%$, 85% , 90% и 95% . После снятия номинальной дроссельной характеристики до режима $n_{k \text{ отн}} = 95 \%$ со штатной программой управления ВНА проведены аналогичные испытания с прикрытием направляющих аппаратов компрессора на режимах выше $n_{k \text{ отн}} = 90 \%$. Изменение параметров двигателя, измеряемых штатными датчиками частот вращения n_B , n_k , температуры газа T^*_T и рассчитываемой в БММД величины тяги, в этих испытаниях представлено на рисунке 6.7.

Экспериментальные данные демонстрируют похожее изменение параметров двигателя, как и ранее полученное в расчетах. Прикрытие ВНА приводит к уменьшению частоты вращения вентилятора (на 3 %) и температуры газа за турбиной (на 18 К) с соответствующим снижением тяги на величину порядка 8 %.

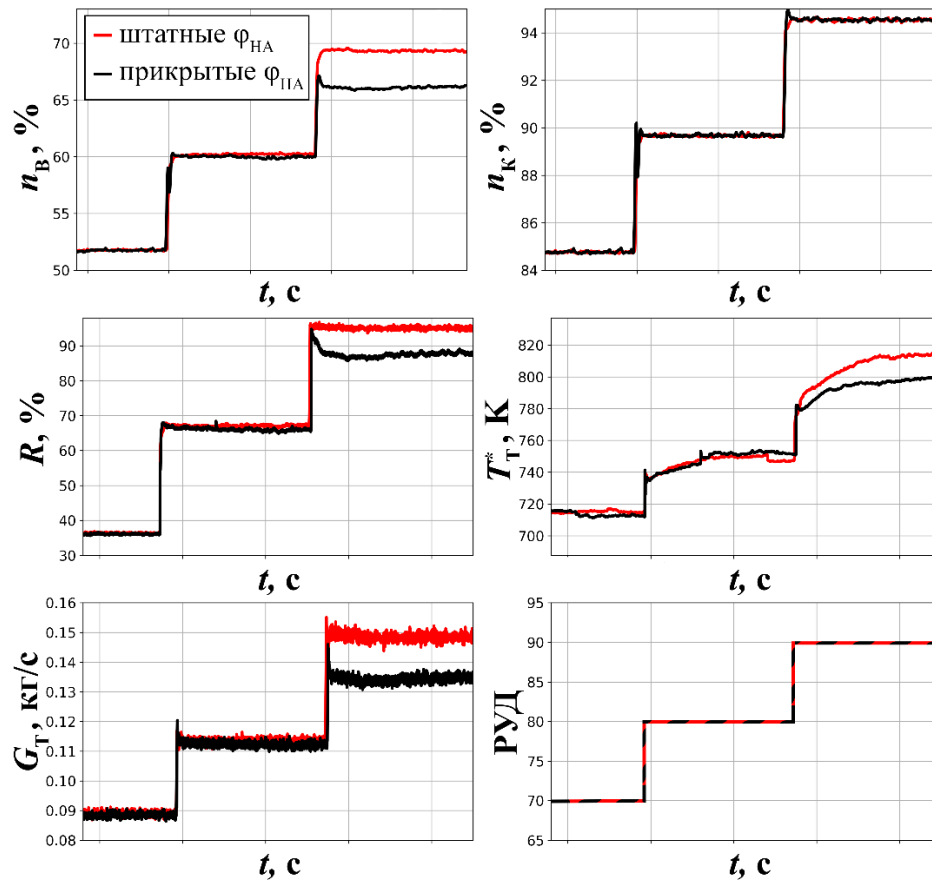


Рисунок 6.7 – Изменение параметров рабочего процесса двигателя-демонстратора в испытаниях с разными программами управления ВНА при работе регулятора частоты вращения n_k

После уточнения программы управления тягой проведены испытания с оценкой работы регулятора тяги при штатном управлении ВНА и при имитации износа компрессора путем прикрытия его входных направляющих аппаратов. Испытания проводились по аналогичной методике, как и для типового регулятора частоты вращения n_k . Для обеспечения безопасности испытаний в алгоритме управления тягой уменьшен коэффициент усиления относительно его оптимального значения, подобранного по результатам математического моделирования, что привело к некоторому увеличению времени переходных процессов.

По результатам испытаний со штатной программой управления ВНА наблюдалось схожее изменение параметров двигателя вдоль дроссельной линии при управлении частотой вращения компрессора и рассчитываемой величиной тяги. Регулятор тяги обеспечил управляемость и устойчивую работу двигателя на всех проверенных режимах его работы. Отличия в параметрах рабочего процесса при применении различных способов управления возникли после прикрытия ВНА на режиме $n_{k \text{ отн}} = 95\%$ (соответствует $\alpha_{руд} = 90$). Изменение параметров двигателя, управляемого по тяге и частоте вращения ротора высокого давления, полученное при одинаковом изменении РУД с модифицированной программой управления ВНА, представлено на рисунке 6.8.

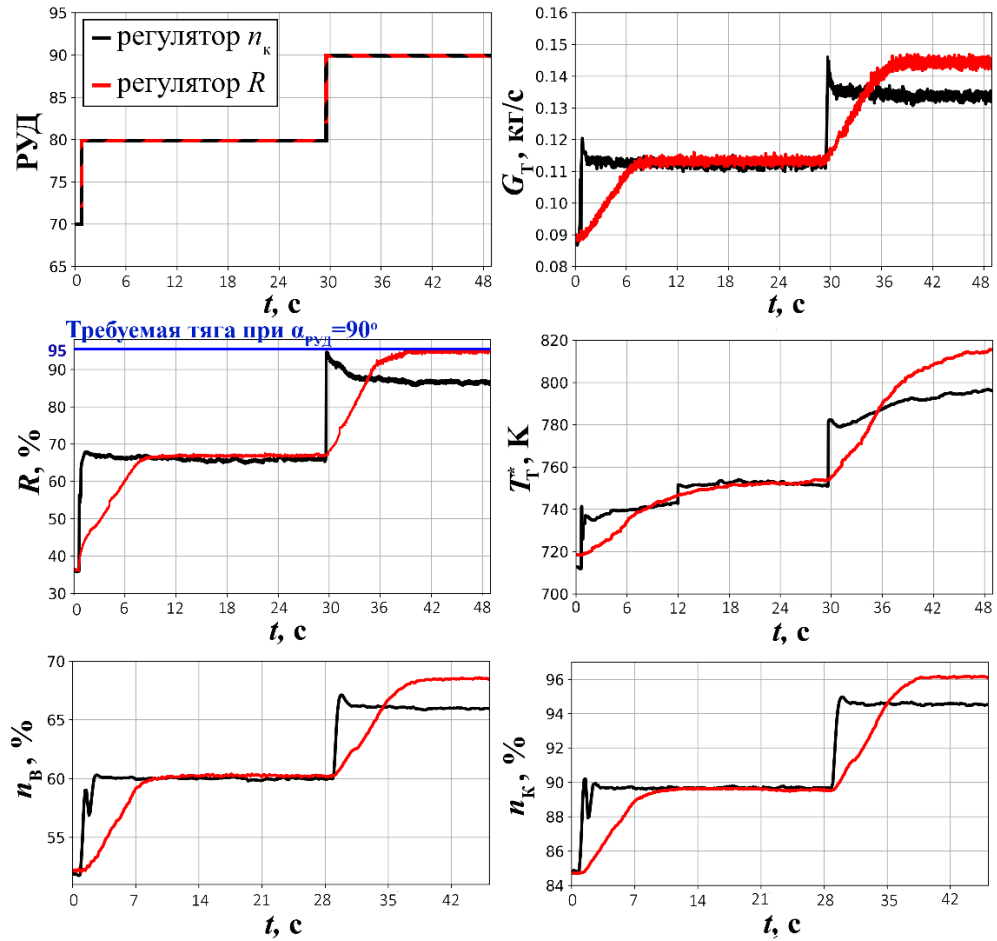


Рисунок 6.8 – Изменение параметров двигателя-демонстратора в испытаниях с модифицированной программой управления ВНА при работе регуляторов параметров R и n_k

После прикрытия ВНА на повышенных режимах работы двигателя разработанный регулятор тяги позволял поддерживать исходную величину тяги двигателя за счет увеличения частоты вращения компрессора на $\sim 2\%$ и температуры газа за турбиной T_T^* на 20 К. Таким образом экспериментально подтверждена возможность сохранения требуемого уровня тяги при изменении характеристик компрессора посредством управления двигателем по рассчитываемой в БММД величине тяги. С учетом наличия в двигателе достаточного запаса по температуре газа такое управление позволяет повысить точность управления тягой при ухудшении характеристик узлов в эксплуатации.

Выводы по главе 6

1. Для проведения испытаний регулятора рассчитываемой в БММД величины тяги на двигателе-демонстраторе АИ-25ТЛ с демонстрационной САУ, содержащей в своем составе микроконтроллер с бортовой моделью двигателя, выполнена идентификация БММД и

программирование микроконтроллера для введения в него идентифицированной бортовой модели.

2. Выполнен синтез регулятора тяги двигателя-демонстратора АИ-25ТЛ и сформирована программа управления величиной тяги. Алгоритмы регулирования тяги, выбранные в классе ПИД-регулятора, введены в программное обеспечение электронного регулятора демонстрационной САУ.

3. Разработана методика испытаний для оценки эффективности традиционного и интеллектуальных способов управления при ухудшении характеристик узлов двигателя в эксплуатации, которая позволила выполнить такую оценку посредством имитации износа компрессора путем частичного прикрытия входных направляющих аппаратов компрессора на повышенных режимах работы двигателя.

4. По результатам проведенных испытаний регулятор тяги обеспечил управляемость и устойчивую работу двигателя на всех проверенных режимах его работы. При штатной программе управления ВНА наблюдалось аналогичное изменение параметров рабочего процесса в двигателе вдоль дроссельной линии при управлении частотой вращения ротора высокого давления и рассчитываемой величиной тяги. После прикрытия ВНА на повышенных режимах работы двигателя регулирование частоты вращения КВД приводило к снижению тяги на величину порядка 8 %, при этом разработанный регулятор тяги позволял поддерживать исходную величину тяги двигателя за счет увеличения частоты вращения компрессора на ~2 % и температуры газа за турбиной T^*_T на 20 К.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Исследованы и систематизированы данные о влиянии различных видов износа узлов двигателя при выработке ресурса на характеристики газотурбинного двигателя и дана их количественная оценка.

2. Выполнен анализ особенностей влияния кристаллического обледенения ГТД на его характеристики, и определен метод оптимизации управления для снижения чувствительности двигателя к этому виду воздействия.

3. Разработана и верифицирована динамическая математическая модель газотурбинного двигателя, позволяющая рассчитывать изменение параметров рабочего процесса в двигателе на установившихся и переходных режимах его работы при ухудшении характеристик узлов в эксплуатации.

4. Разработан метод управления величиной тяги с формированием параметра регулирования в бортовой математической модели двигателя, введенной в его систему автоматического управления.

5. Определены способы управления двигателем типа ТРДД с большой степенью двухконтурности, позволяющие компенсировать или уменьшить ухудшение его характеристик в эксплуатации при выработке ресурса и кристаллическом обледенении, снизить интенсивность обледенения и повысить безопасность работы двигателя в условиях полета в облаке ледяных кристаллов.

6. Разработан способ фиксации возникновения кристаллического обледенения в двигателе с использованием параметров, измеряемых в системе автоматического управления и рассчитываемых в бортовой математической модели двигателя, который может быть применен для реконфигурации управления с целью компенсации воздействия обледенения.

7. Выполнена экспериментальная проверка работы регулятора величины тяги на двигателе-демонстраторе при ухудшении характеристик компрессора, подтвердившая возможность компенсации снижения тяги двигателя при обеспечении его управляемости и устойчивой работы.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ**Сокращения**

БДК – блок дискретных команд

БММД – бортовая математическая модель двигателя

БУ – блок управления

БФП – блок формирования программ

В – вентилятор

ВК – внутренний контур

ВНА – входные направляющие аппараты

ВУ – входное устройство

ГДУ – газодинамическая устойчивость

ГТД – газотурбинный двигатель

ДСАУ – демонстрационная система автоматического управления

ЗД – затурбинный диффузор

ЗК – запорный клапан

КВД – компрессор высокого давления

КНД – компрессор низкого давления

КПВ – клапан перепуска воздуха

КО – кристаллическое обледенение

КПД – коэффициент полезного действия

КС – камера сгорания

КУ – коэффициент усиления

ЛА – летательный аппарат

ЛРР – линия рабочих режимов

МСА – международная стандартная атмосфера

НА – направляющие аппараты

НК – наружный контур

НПУ – нелинейное предиктивное управление

ПИД – пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор

ПО – программное обеспечение

ПС – подпорные ступени

РУД – рычаг управления двигателем

СА – сопловой аппарат

САУ – система автоматического управления

СУ – силовая установка

ТВД – турбина высокого давления

ТМТ – топливо-масляный теплообменник

ТНД – турбина низкого давления

ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель

ШН – шестеренный насос

ЭД – электродвигатель

ЭМК – электромагнитный клапан

ЭП – электропривод

ЭЦН – электроприводной центробежный насос

ЭШН – электроприводной шестеренный насос

Обозначения

C_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении

C_R – удельный расход топлива

C_V – удельная теплоемкость при постоянном объеме

F – площадь поперечного сечения

G – массовый расход

H – высота

H_u – теплота сгорания топлива

i – энтальпия

i^* – удельная энтальпия

J – момент инерции

k – показатель адиабаты

k – коэффициент усиления

K – размерный коэффициент

m – степень двухконтурности

M – число Маха

n – частота вращения

N – мощность

p – оператор Лапласа

P – давление

P^* – давление заторможенного потока

R – тяга

R – универсальная газовая постоянная

t – время

T – постоянная времени

T – температура

T^* – температура заторможенного потока

U – управляющий сигнал

V – объем

W – скорость потока

W – передаточная функция

W – регулирующий фактор

X – регулируемый параметр

α – коэффициент избытка воздуха

$\alpha_{\text{РУД}}$ – угол установки РУД

ΔK_u – запасы газодинамической устойчивости

η – коэффициент полезного действия

$\eta_{\text{КС}}$ – коэффициент полноты сгорания

λ – скорость газа

$\pi_{\text{ДВ}}^*$ – степень повышения давления в двигателе

$\pi_{\text{К}}^*$ – степень повышения давления в компрессоре

$\pi_{\text{КОМПЛ}}^*$ – коэффициент мощности ТРДД

$\pi_{\text{Т}}^*$ – степень понижения давления в турбине

$\varphi_{\text{НА}}$ – угол установки направляющих аппаратов компрессора

ρ – плотность газа

Индексы

агр – агрегаты

в – вентилятор

в – воздух

вх – вход

г – газ

дв – двигатель

к – компрессор

кс – камера сгорания

компл – комплексное

н – наружная

отн – относительный

п – продукты сгорания

пр – приведенный параметр

расх – расходуемые

с – сопло

т – турбина

т – топливо

I – внутренний контур

II – внешний контур

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуревич О.С., Трофимов А.С. Анализ современного состояния и направлений развития систем автоматического управления газотурбинных двигателей за рубежом // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2010. С. 71–78.
2. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / Под ред. д-ра техн. наук, проф. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2011. 208 с.
3. Garg S. Aircraft turbine engine control research at NASA Glenn Research Center // Journal of Aerospace Engineering. 2013. Vol. 26. Iss. 2. P. 422–438.
4. Гуревич О.С., Гулиенко А.И., Сметанин С.А. Анализ современных САУ ТРДД и направлений их развития // Системы автоматического управления авиационными силовыми установками : сборник научных трудов / Гос. науч. центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» ; под ред. О.С. Гуревича. М. : ЦИАМ, 2020. С. 7–12.
5. Gurevich O., Smetanin S., Trifonov M. Automatic control to reduce the effect of deterioration of gas turbine engine components on its performance characteristics // AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum, virtual conference, August 9–11, 2021. 11 p.
6. Beneda K. Modular electronic turbojet control system based on TPR // Acta Avionica Journal. 2015. Vol. 17. No. 1. 14 p.
7. Patent US 5 887 419 A, Int. Cl. F02C 9/0. Control system for a ducted fan gas turbine engine / Rowe A.L., Kurz N., Assignee: Rolls-Royce plc., – № 961 184 ; Filled Oct. 30, 1997 ; Mar. 30, 1999. 6 p.
8. Гуревич О.С., Сметанин С.А. Дорожная карта развития САУ ГТД на период до 2035 года // Системы автоматического управления авиационными силовыми установками : сборник научных трудов / Гос. науч. центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» ; под ред. О.С. Гуревича. М. : ЦИАМ, 2020. С. 12–17.
9. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // Труды МАИ. 2012. № 58. 13 с.
10. Августинович В.Г., Кузнецова Т.А., Куракин А.Д., Фатыков А.И., Якушев А.П. Линейная адаптивная бортовая математическая модель двигателя для повышения надежности систем автоматического управления авиационным ГТД // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2015. № 42. С. 47–60.
11. Кузнецова Т.А. Адаптивное автоматическое управление авиационным двигателем в условиях недостаточной априорной информации об объекте // Вестник ПНИПУ. Электротехника, информационные технологии, системы управления. 2020. № 34. С. 90–113.
12. Мельникова Н.С., Добрянский Г.В. Вычисление в процессе эксплуатации ТРДДФ температуры газа в камере сгорания для формирования алгоритмов управления // Вестник УГАТУ. 2008. Т. 11. № 1. С. 28–33.
13. Шевченко М.В., Епифанов С.В. Оценивание неизмеряемых параметров ГТД с учетом изменения технического состояния проточной части // Вестник двигателестроения. 2013. № 2, С. 148–157.

14. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Бортовая математическая модель двигателя в составе САУ ГТД для повышения отказоустойчивости и качества управления // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2010. С. 81–89.

15. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Методы управления газотурбинными двигателями по неизмеряемым параметрам с использованием бортовой математической модели двигателя // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2010. С. 90–96.

16. Гольберг Ф.Д., Белкин Ю.С., Гулиенко А.И., Чернышов В.И., Петухов А.А. Экспериментальные исследования методов управления турбореактивными двигателями по неизмеряемым параметрам // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2010. С. 151–157.

17. Litt J.S. Sixth NASA Glenn research center propulsion control and diagnostics (PCD) workshop // 6th Propulsion Control and Diagnostics Research Workshop, Cleveland, USA, August 22–24, 2017. 408 p.

18. Garg S. Propulsion controls and diagnostics research at NASA Glenn research center // 43rd Joint Propulsion Conference AIAA, ASME, SAE, and ASEE, Cincinnati, USA, July 8–11, 2007. 32 p.

19. Litt J.S., Sowers T.S., Garg S. A retro-fit control architecture to maintain engine performance with usage // 18th ISABE conference (ISABE 2007), Beijing, China, September 2–7, 2007. 15 p.

20. Garg S., Kumar A., Mathews H.K., Rosenfeld T., et al. Intelligent control and health monitoring // More intelligent gas turbine engines / NATO Research and Technology Organization, 2009. P. 62–77.

21. Connolly J.W., Chicatelli A., Garg S. Model-based control of an aircraft engine using an optimal tuner approach // 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Atlanta, USA, July 30 – August 1, 2012. 14 p.

22. Csank J.T., Connolly J.W. Enhanced engine performance during emergency operation using a model-based engine control architecture // 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, USA, July 27–29, 2015. 13 p.

23. Connolly J.W., Csank J.T., Chicatelli A., Kilver J. Model-based control of a nonlinear aircraft engine simulation using an optimal tuner Kalman filter approach // 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, USA, July 14–17, 2013. 12 p.

24. Connolly J.W., Csank J.T., Chicatelli A. Advanced control considerations for turbofan engine design // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, USA, July 25–27, 2016. 18 p.

25. Csank J.T., Connolly J.W. Model-based engine control architecture with an extended Kalman filter // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, San Diego, USA, January 4–8, 2016. 8 p.

26. Litt J.S., Simon D.L., Garg S., Guo T.-H. et al. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems // Journal of Aerospace Computing, Information and Communication. 2004. Vol. 1. P. 543–563.

27. Brunell B.J., Viassolo D.E., Prasanth R. Model adaptation and nonlinear model predictive control of an aircraft engine // ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air, Vienna, Austria, June 14–17, 2004. 10 p.

28. Adibhatla S., Waun S., Reepmeyer J. Advanced controls and PHM GE aviation perspective // 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, USA, September 16–17, 2015. 22 p.
29. Adibhatla S., Ding J., Garg S., Griffith S. et al. Propulsion control technology development needs to address NASA aeronautics research mission goals for thrusts 3a and 4 // AIAA Propulsion and Energy Forum 2018, Cincinnati USA, July 9–11, 2018. 26 p.
30. Turevskiy A., Meisner R., Luppold R.H., Kern R.A., Fuller J.W. A model-based controller for commercial aero gas turbines // ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air, Amsterdam, The Netherlands, June 3–6, 2002. 7 p.
31. Fuller J.W., Kumar A., Millar R.C. Adaptive model based control of aircraft propulsion systems: status and outlook for naval aviation applications // ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, Barcelona, Spain, May 8–11, 2006. 7 p.
32. Kreiner A., Lietzau K. The use of onboard real-time models for jet engine control / MTU Aero Engines, 2000. 27 p.
33. Li Y.G. Gas turbine performance and health status estimation using adaptive gas path analysis // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2010. Vol. 132. 9 p.
34. Sallee G.P. Performance deterioration based on existing (historical) data. JT9D jet engine diagnostics program / Pratt and Whitney Aircraft Group. 1978. 225 p.
35. Litt J.S., Parker K.I., Chatterjee S. Adaptive gas turbine engine control for deterioration compensation due to aging / NASA Glenn Research Center. 2003. 13 p.
36. Kurz R., Brun K., Wollie M. Degradation effects on industrial gas turbines // ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, Berlin, Germany, June 9–13, 2008. 12 p.
37. Morini M., Pinelli M., Spina P.R., Venturini M. Influence of blade deterioration on compressor and turbine performance // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2010. Vol. 132, 11 p.
38. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Сметанин С.А., Трифонов М.Е. Оптимизация управления газотурбинным двигателем в процессе выработки его ресурса // Вестник Самарского университета. 2018. Т. 17. № 4. С. 47–56.
39. Balan C., Tabakoff W. Axial flow compressor performance deterioration // 20th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, Cincinnati, USA, June 11–13, 1984. 13 p.
40. Hamed A., Tabakoff W., Singh D. Modeling of compressor performance deterioration due to erosion // International Journal of Rotating Machinery. 1998. Vol. 4. No. 4. P. 243–248.
41. Ghenaïet A., Tan S.C., Elder R.L. Experimental investigation of axial fan erosion and performance degradation // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. 2004. Vol. 218. P. 437–450.
42. Двирник Я.В., Павленко Д.В. Влияние пылевой эрозии на газодинамические характеристики осевого компрессора ГТД // Вестник двигателестроения. 2017. № 1. С. 56–66.
43. Ogaji S.O.T., Sampath S., Singh R., Probert S.D. Parameter selection for diagnosing a gas-turbine's performance-deterioration // Applied Energy. 2002. Vol. 73. P. 25–46.
44. Meher-Homji C.B., Chaker M.A., Motiwala H. Gas turbine performance deterioration // Proceedings of the 30th Turbomachinery Symposium. 2001. P. 139–176.
45. Tarabrin A.P., Schurovsky V.A., Bodrov A.I., Stalder J.P. An analysis of axial compressor fouling and a blade cleaning method // ASME Journal of Turbomachinery. 1998. Vol. 120. P. 256–261.

46. Tarabrin A.P., Schurovsky V.A., Bodrov A.I., Stalder J-P. Influence of axial compressor fouling on gas turbine unit performance based on different schemes and with different initial parameters // International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, Stockholm, Sweden, June 2–5, 1998. 6 p.
47. Panov V. Auto-tuning of real-time dynamic gas turbine models // ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, Dusseldorf, Germany, June 16–20, 2014. 10 p.
48. Genrup M. Theory of turbomachinery degradation and monitoring tools : Licentiate thesis, Lund University, Lund, Sweden, 2003.
49. Frith P.C. The effect of compressor rotor tip crops on turboshaft engine performance // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 1994. Vol. 116. P. 184–189.
50. Tahan M., Tsoutsanis E., Muhammada M., Karim Z.A.A. Performance-based health monitoring, diagnostics and prognostics for condition-based maintenance of gas turbines: A review // Applied Energy. 2017. Vol. 198. P. 122–144.
51. Kurtz R., Burn K. Degradation in gas turbine systems // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2001. Vol. 123. P. 70–77.
52. Escher P.C. Pythia: an object-oriented gas path analysis computer program for general applications : Ph.D. thesis, Cranfield University, Cranfield, UK, 1995.
53. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифонов М.Е. К выбору способов управления ГТД с учетом выработки его ресурса // Системы автоматического управления авиационными силовыми установками : сборник научных трудов / Гос. науч. центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» ; под ред. О.С. Гуревича. М. : ЦИАМ, 2020. С. 29–34.
54. Гельмедов Ф.Ш., Горячев А.В., Горячева Н.Е., Ланшин А.И. и др. Методические вопросы проведения испытаний авиационных двигателей в условиях обледенения и оценка изменения характеристик ТРДД // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 7. С. 133–138.
55. Title 14 of the Code of Federal Regulations part 33 – Airworthiness standards: aircraft engines / Federal Aviation Administration. 2020. 46 p.
56. Mason J.G., Strapp J.W., Chow P. The ice particle threat to engines in flight // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, January 9–12, 2006. 21 p.
57. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифонов М.Е. Оценка ухудшения характеристик ГТД при кристаллическом обледенении и возможностей его компенсации методами управления // Авиационные двигатели. 2019. № 3. С. 17–24.
58. Gurevich O., Smetanin S., Trifonov M. Compensating the effects of ice crystal icing on the engine performance by control methods // SAE Technical Paper. 2019. 6 p.
59. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифонов М.Е. Особенности автоматического управления режимом работы ГТД при кристаллическом обледенении // Системы автоматического управления авиационными силовыми установками : сборник научных трудов / Гос. науч. центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» ; под ред. О.С. Гуревича. М. : ЦИАМ, 2020. С. 35–40.
60. Certification specifications and acceptable means of compliance for engines (CS-E). Amendment 6 / European Union Aviation Safety Agency. 2020. 220 p.

61. Flegel A.B., Oliver M.J. Preliminary results from a heavily instrumented engine ice crystal icing test in a ground based altitude test facility // 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, Washington, USA, June 13–17, 2016. 20 p.
62. May R.D., Guo T.H., Veres J.P., Jorgenson P.C.E. Engine icing modeling and simulation (part 2): performance simulation of engine rollback phenomena // SAE Technical Papers. 2011. 9 p.
63. Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Wright W.B. Modeling the effects of ice accretion on the low pressure compressor and the overall turbofan engine system performance // International Conference on Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, Chicago, USA, June 13–17, 2011. 27 p.
64. Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Jones S.M. Modeling the deterioration of engine and low pressure compressor performance during a roll back event due to ice accretion // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, USA, July 28–30, 2014. 18 p.
65. Oliver M.J. Validation ice crystal icing engine test in the propulsion systems laboratory at NASA Glenn Research Center // 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, Atlanta, USA, June 16–20, 2014. 34 p.
66. Goodwin R.V., Dischinger D.G. Turbofan ice crystal rollback investigation and preparations leading to inaugural ice crystal engine test at NASA PSL-3 test facility // 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, Atlanta, USA, June 16–20, 2014. 20 p.
67. Simon D.L., Rinehart A.W., Jones S.M. A dynamic model for the evaluation of aircraft engine icing detection and control-based mitigation strategies // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Charlotte, USA, June 26–30, 2017. 13 p.
68. Jorgenson P.C.E., Veres J.P., Wright W.B., May R.D. Engine icing modeling and simulation (part I): ice crystal accretion on compression system components and modeling its effects on engine performance // SAE Technical Papers. 2011. 26 p.
69. Veres J.P., Jones S.M., Jorgenson P.C.E. Performance modeling of Honeywell turbofan engine tested with ice crystal ingestion in the NASA propulsion system laboratory // SAE Technical Papers. 2015. 10 p.
70. Villedieu P., Trontin P., Aouizerate G., Bansmer S. et al. MUSIC-haic: 3D multidisciplinary tools for the simulation of in-flight icing due to high altitude ice crystals // SAE Technical Papers. 2019. 12 p.
71. Гольберг Ф.Д., Батенин А.В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления : учебное пособие / Московский авиационный институт. 1999. 80 с.
72. Gurevich O., Smetanin S., Trifonov M. Analysis of the impact of control methods on turbofan performance in ice crystal conditions // AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, virtual conference, August 24–26, 2020. 10 p.
73. Bravin M., Strapp J.W. Continuing investigation of diurnal and location trends in an ice crystal icing engine event database // SAE Technical Papers. 2019. 16 p.
74. Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Identification method of the simulation model “virtual engine” built into the digital engine control system// 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2018), Belo Horizonte, Brazil, September 9–14, 2018. 5 p
75. Гольберг Ф.Д., Петухов А.А. Идентификация бортовой математической модели двигателя // Системы автоматического управления авиационными силовыми установками : сборник научных трудов / Гос. науч. центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» ; под ред. О.С. Гуревича. М. : ЦИАМ, 2020. С. 61–65.

76. Gurevich O., Golberg F., Smetanin S., Romanenko N. Application of “virtual” controllers for integrated propulsion and aircraft control // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2018), Belo Horizonte, Brazil, September 9–14, 2018. 8 p.

77. Higher altitudes cleared for GE-powered 787, 747-8 in icing [Электронный ресурс] // Aviation Week : [сайт]. [2015]. URL: <https://aviationweek.com/aerospace/higher-altitudes-cleared-ge-powered-787-747-8-icing> (дата обращения: 06.03.2023).

78. Гуревич О.С., Гулиенко А.И. Газотурбинный двигатель для «электрического» магистрального самолета – «электрический» ГТД // Авиационные двигатели. 2019. № 1. С. 7–14.

79. Гуревич О.С., Белкин Ю.С., Трофимов А.С., Чернышов В.И. Демонстрационная система управления и топливопитания газотурбинного двигателя на базе электрических приводов // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2010. С. 30–38.

80. Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software «virtual engine» // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2014), St. Petersburg, Russia, September 7–12, 2014. 10 p.

ПРИЛОЖЕНИЕ А
(обязательное)

Акт АО «ОДК-СТАР» об использовании результатов диссертационной работы

УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель управляющего
директора – главный конструктор
АО «ОДК-СТАР»



С.В. Остапенко

2023 г.

АКТ

Комиссия в составе:

- председатель комиссии Игнатов А.А., заместитель главного конструктора АО «ОДК-СТАР»;
- член комиссии Данилов Н.Г., заместитель главного конструктора АО «ОДК-СТАР»;
- член комиссии Сулимова Д.А., начальник отдела АО «ОДК-СТАР»

составила настоящий акт о том, что результаты кандидатской диссертационной работы Сметанина С.А. на тему: «Компенсация ухудшения характеристик авиационного газотурбинного двигателя в эксплуатации средствами автоматического управления» используются при разработке систем автоматического управления двигателях ПД-8, ПД-35.

Председатель комиссии

А.А. Игнатов

Член комиссии

Н.Г. Данилов

Член комиссии

Д.А. Сулимова

ПРИЛОЖЕНИЕ Б
(обязательное)

Акт ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» об использовании результатов диссертационной работы



Федеральное автономное учреждение
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова

УТВЕРЖДАЮ
Заместитель генерального
директора по науке
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
А.В. Луковников



2023 г.

АКТ

Комиссия в составе:

Председатель комиссии А.И. Гулиенко, начальник отдела «Аппаратура систем автоматического управления авиационными силовыми установками»;

Член комиссии Д.Л. Васильев, начальник экспериментального сектора (испытательные стенды УВ-3К, У-7М, У-9М, У-6, У-10М, У-376)

составила настоящий акт о том, что результаты кандидатской диссертационной работы Сметанина С.А. на тему: «Компенсация ухудшения характеристик авиационного газотурбинного двигателя в эксплуатации средствами автоматического управления» используются при испытаниях на двигательном стенде У-7М.

Председатель комиссии



А.И. Гулиенко

Член комиссии

Д.Л. Васильев