

На правах рукописи

Мухаммедов Никита Атамурадович

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОГО ЗАПУСКА АВИАЦИОННОГО ГТД НА
ОСНОВЕ ОПТИМИЗАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ПУСКОВОГО
УСТРОЙСТВА И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ**

05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Рыбинск – 2016

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева».

Научный руководитель:

Червонюк Владимир Васильевич, доктор технических наук, ведущий специалист конструкторского отдела систем автоматического управления ПАО «НПО «Сатурн»

Официальные оппоненты:

Куликов Геннадий Григорьевич, доктор технических наук, профессор кафедры «Автоматизированные системы управления», ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет»

Сыченков Виталий Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Реактивных двигателей и энергетических установок», КНИТУ-КАИ имени А.Н. Туполева

Ведущая организация: ГНЦ РФ ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Защита состоится 01 июня 2016 г. в 12-00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.210.01 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева» по адресу: 152903, г. Рыбинск, Ярославская область, ул. Пушкина, 53, ауд. 237.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева», www.rsatu.ru.

Автореферат разослан 29 марта 2016 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета

Наеждин Игорь Валентинович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы

Традиционный процесс проектирования авиационных газотурбинных двигателей и их систем является итерационным и предполагает несколько вариантов исполнения ГТД, из которых по результатам экспериментальных исследований выбирается наиболее эффективный. В условиях ограничения сроков и стоимости опытно-конструкторских работ по созданию газотурбинных двигателей, объем экспериментальной отработки неизбежно сокращается, что приводит к повышению технических рисков проектирования.

Так при создании двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-55И в качестве пускового устройства был выбран серийный электрический стартер-генератор. В ходе работ, на стадии поставок двигателей заказчику для опытной эксплуатации, было определено, что требования, предъявляемые к запуску ГТД, не могут быть обеспечены в полном объеме при применении пускового устройства такой мощности. Тот факт, что некоторое количество двигателей АЛ-55И находятся в опытной эксплуатации на объектах заказчика, ограничивает возможности кардинального изменения конструкции двигателя (для улучшения пусковых свойств), либо замены пускового устройства (для обеспечения выполнения требований к запуску при имеющихся пусковых свойствах ГТД).

Таким образом проблема определения требуемых характеристик пусковых устройств при разработке ГТД и минимизации негативного влияния неоптимальных пусковых устройств в аспекте обеспечения безопасности эксплуатации, несомненно, актуальна.

Цель работы: обеспечение надежного запуска авиационных ГТД на основе выбора оптимальных характеристик пускового устройства и совершенствования системы управления в условиях неопределенности пусковых свойств ГТД на этапе проектирования и их изменения в процессе эксплуатации.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи:**

- Проанализировать современную технологию проектирования систем запуска, определить ее недостатки, обуславливающие нестабильность выполнения запусков ГТД;
- Проанализировать результаты натурных запусков авиационных ГТД, определить влияние параметров систем запуска на их надежность;
- Разработать способ расчета режима запуска газотурбинного двигателя на этапе проектирования, обеспечивающий повышение точности определения потребной мощностной характеристики пускового устройства;
- Разработать способ управления расходом топлива на запуске авиационного ГТД обеспечивающий надежность запусков на этапе серийного производства, в условиях ресурсного изменения параметров системы раскрутки и пусковых характеристик двигателя.

Научная новизна:

- Разработан способ экстраполяции характеристик осевого компрессора в область запуска, обеспечивающий повышение точности расчета параметров двигателя в процессе запуска по сравнению с существующими способами;
- Предложен адаптивный способ управления расходом топлива в процессе запуска, обеспечивающий запуск за заданное время, исключая предварительную отладку двигателя и подрегулировки в процессе выработки ресурса, эффективность способа подтверждена моделированием системы ГТД-САУ;
- Определен диагностический параметр, характеризующий пусковые свойства ГТД, их изменение в процессе выработки ресурса и в объеме парка двигателей при серийном производстве.

На защиту выносятся:

- 1) Способ экстраполяции характеристик осевого компрессора в область запуска, обеспечивающий погрешность расчёта контролируемых параметров режима запуска не более 5 %;
- 2) Способ управления расходом топлива в процессе запуска авиационного ГТД, обеспечивающий запуск за заданное время, в широком диапазоне индивидуальных пусковых характеристик экземпляра двигателя и их изменения в процессе выработки ресурса;
- 3) Диагностический параметр, характеризующий пусковые свойства ГТД, их изменение в процессе выработки ресурса и в объеме парка двигателей при серийном производстве.

Практическая значимость работы состоит в снижении технических рисков проектирования пусковой системы и сокращении объемов дорогостоящих экспериментальных исследований, достигаемых за счет применения разработанной методики расчетного исследования режима запуска проектируемого двигателя.

Достоверность полученных результатов обеспечивается экспериментальными исследованиями с применением сертифицированных испытательных стендов, корректным использованием методов и средств численного моделирования, и подтверждается соответствием численных расчетов достоверным экспериментальным данным.

Реализация в промышленности:

- в ПАО «НПО «Сатурн» внедрена, разработанная автором, методика расчета характеристик запуска газотурбинных двигателей (по которой выполнены расчеты запуска двух проектируемых двигателей морского применения, позволяющие сократить объем стендовых испытаний);
- внедрен разработанный адаптивный способ управления расходом топлива на режиме запуска.

Апробация работы. Результаты работы доложены на международном научно-техническом форуме, посвященном 100-летию ОАО «Кузнецов» и 70-летию СГАУ (СГАУ, Самара, 2012 г.), на II международном технологическом форуме «Инновации. Технологии. Производство.» (РГАТУ, Рыбинск, 2015 г.), на международной молодежной научной конференции XXII Туполевские чтения (КНИТУ – КАИ, Казань, 2015).

Личный вклад автора

- 1) Определены причины, приводящие к нестабильности выполнения запусков ГТД, обусловленные несовершенством технологии проектирования систем раскрутки.
- 2) Проанализированы натурные запуски ГТД. Определены возможные проявления ненадежности запуска и их причины.
- 3) Разработан способ экстраполяции характеристик осевого компрессора в область запуска, обеспечивающий повышение точности расчета по сравнению с имеющимися способами.
- 4) Выполнен синтез полной поэлементной математической модели двигателя АЛ-55И, проведен расчет параметров двигателя на режиме запуска с различными вариантами исходных данных.
- 5) Разработан способ управления расходом топлива авиационного газотурбинного двигателя в процессе запуска, обеспечивающий запуск за требуемое время, в широком диапазоне индивидуальных пусковых свойств конкретного экземпляра ГТД и их изменения в процессе выработки ресурса.
- б) Определен критерий диагностирования пусковых свойств ГТД, их изменения в процессе выработки ресурса и в объеме парка двигателей при серийном производстве.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 7 работ, из них 4 статьи в журналах, рекомендованных ВАК, 3 тезисов докладов.

Объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка используемой литературы и приложений. Полный объем диссертации составляет 182 страницы, которые содержат 68 рисунков, 93 наименования литературы, 3 приложения.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении представлено обоснование актуальности темы диссертационной работы, сформулированы основные задачи исследования, отмечается научная новизна и практическая значимость полученных результатов.

В первой главе проанализированы особенности переходных процессов запуска (запуска на земле, запуска в полете и встречного запуска). Определено, что основными особенностями запуска являются внешний подвод мощности к ротору ГТД, и длительная

работа узлов двигателя в условиях неустановившейся аэродинамики. Изучением вопросов запуска, в том числе и проектированием пусковых систем, занимаются как промышленные предприятия, так и отраслевые институты, например, ЦИАМ имени П.И. Баранова, УГАТУ, Virginia Polytechnic Institute и Cranfield University. Отдельно изучаются моделирование режима запуска (Епифанов С.В., Сиренко Ф.Ф., Ахмедзянов Д.А., W. Sexton, S. Gaudet и др.), экспериментальное определение пусковых свойств ГТД (Солохин Э.Л., Черкез А.Я., Кузнецов Н.Д., Онищик И.И.), работа ГТД на режимах авторотации (Новосельцев Д.А., Кузнецов В.И., Барсуков С.И. и др.), эффективное управление двигателем, в том числе и на режиме запуска (Гуревич О.С., Гольдберг Ф.Д. и др.). Тем не менее, до сих пор вопрос обеспечения надежного запуска авиационных газотурбинных двигателей остается открытым.

Проанализирован современный уровень развития агрегатной части систем запуска – систем раскрутки и зажигания, а также взаимодействующих систем – топливопитания и управления. Определены перспективные направления развития, находящиеся в различной степени готовности к внедрению в состав серийно выпускаемых авиационных ГТД.

Рассмотрена существующая технология проектирования пусковых систем авиационных ГТД в рамках опытно-конструкторских работ по созданию нового (модернизации существующего) ГТД. Отмечено, что задача формирования требований к агрегатам системы запуска сопряжена со значительным уровнем неопределенности, вызванным, в первую очередь, низкой информативностью традиционных методов расчета потребных характеристик, неизвестностью собственных пусковых свойств двигателя, их изменения в зависимости от внешних условий, неопределенностью диапазона флуктуации пусковых свойств в объеме парка двигателей и другими причинами. Эти причины обуславливают высокие технические риски проектирования, реализация которых приводит к необходимости перепроектирования системы запуска и повторения значительного объема дорогостоящих испытаний (таких как испытания в термобарокамере или в составе летающей лаборатории).

Существующие в настоящее время подходы к управлению рисками проектирования пусковых систем основываются на резервировании ее параметров, что в свою очередь ухудшает интегральные массогабаритные характеристики ГТД, критичные для авиационных двигателей.

Во второй главе проанализированы результаты стендовых и специальных испытаний двухконтурного ГТД АЛ-55И, система запуска которого состоит из электростартера-генератора, системы плазменного воспламенения, шестеренного приводного насоса-регулятора топливной системы, распределителя топлива по коллекторам, электронного блока управления типа FADEC. В результате были определены следующие причины невыполнения запуска (Рисунок 1).

Каждая из этих причин обуславливается независимым влиянием, либо совокупностью двух факторов – несовершенством собственных пусковых свойств двигателей и несоответствием параметров системы запуска этим пусковым свойствам.



Рисунок 1 – Причины, обуславливающие невыполнение требований, предъявляемых к запуску газотурбинного двигателя

Определено, что конструктивные особенности двигателя определяют недостаточную эффективность работы камеры сгорания при низких частотах вращения роторов. Поэтому, для обеспечения надежного запуска точка розжига должна быть максимально повышена. При этом, недостаточная мощность штатного стартера-генератора не позволяет обеспечить раскрутку ротора до частоты вращения необходимой для эффективного розжига (25...30 % от частоты вращения максимального режима). Определено, что характеристики пускового устройства, определенные с помощью традиционных методов расчета, значительно отличаются от необходимых для обеспечения надежного запуска ГТД. Необходима разработка способа расчета, обеспечивающего точность, необходимую для формирования требований к агрегатам пусковой системы.

В третьей главе проанализированы существующие подходы к моделированию работы ГТД, определены три принципиальных подхода к синтезу математических моделей: аппроксимация экспериментальных данных различными функциями;

идентификация универсальных математических моделей по результатам экспериментов; применение поузловой динамической математической модели ГТД с использованием экстраполированных в области запуска характеристик узлов.

Определено, что для решения таких задач как предварительное (на этапе технического проекта) исследование пусковых свойств двигателей, формирование уточненных требований к агрегатам системы запуска, определение «дорожки запуска» и выбор / отладка программы управления, в полной мере подходит расчет с использованием поузловой динамической математической модели ГТД. При этом, для использования других подходов к моделированию работы ГТД необходим определенный объем эмпирической информации, недоступной на этапе технического проекта.

Применение поузловых динамических математических моделей ГТД является классическим подходом к исследованию динамических свойств ГТД в области рабочих режимов, однако не нашло широкого применения для расчета режима запуска. Основной причиной этого является отсутствие информации о характеристиках узлов ГТД в области ниже малого газа.

Применяемые методики расчета характеристик лопаточных машин имеют ряд допущений, которые позволяют получать характеристики в области рабочих режимов с высокой точностью, но не дают сходимости в области запуска. Поэтому необходимо экстраполировать известные для области рабочих режимов характеристики в область запуска, для чего был разработан способ экстраполяции, который, в отличие от существующих (У. Секстона и Ш. Готье), учитывает переменную сжимаемость рабочего тела. Предлагается следующий алгоритм построения характеристик в области от наименьшей известной приведенной частоты вращения до нулевой. В качестве исходных данных используются полученные расчетно напорные ветви из области рабочих режимов и следующие зависимости:

$$G_{в\text{ пр}} = C1 \cdot n_{\text{пр}}^p; \quad M_{к\text{ пр}} = C2 \cdot n_{\text{пр}}^q; \quad N_{к\text{ пр}} = C3 \cdot n_{\text{пр}}^r,$$

где $G_{в\text{ пр}}$ – приведенный расход воздуха, кг/ч; $n_{\text{пр}}$ – приведенная частота вращения ротора, об/мин; $M_{к\text{ пр}}$ – приведенный крутящий момент, Н·м; $N_{к\text{ пр}}$ – приведенная мощность, Вт; $C1, C2, C3$ – постоянные безразмерные коэффициенты; p, q, r – переменные безразмерные коэффициенты.

Коэффициенты p, q, r определяются по двум последним напорным линиям и аппроксимируются функциями $p=f(n_{\text{пр}})$, $q=f(n_{\text{пр}})$, $r=f(n_{\text{пр}})$ линейно до значений $p=1, q=2, r=3$ при частоте вращения $n_{\text{пр}}=0$ об/мин. Линейная аппроксимация выполняется в первом приближении, в последствии, по результатам специальных исследований характеристик лопаточных машин в области запуска, характер изменения коэффициентов степеней может быть уточнен.

Для характеристик компрессоров двигателя АЛ-55И выполнена экстраполяция по

двум существующим (У. Секстона и Ш. Готье) и предложенному выше алгоритму. Верификация результатов экстраполяции по последней известной напорной ветке показала, что разработанный алгоритм обеспечивает наилучшую сходимость результатов.

Экстраполяция характеристик камеры сгорания не представляется возможной в виду того, что их расчет на этапе технического проекта носит ориентировочный (проектный) характер, а существующие в настоящее время методики являются полуэмпирическими и предполагают наличие значительного объема экспериментальных данных. Таким образом, при расчете режима запуска, использовались экспериментально определенные характеристики камеры сгорания прототипа. В данной работе рассмотрены три варианта полнотной характеристики КС в области запуска, соответствующие центру и границам диапазона изменения характеристик кольцевых КС, определенного в работах А. Лефевра.

Разработана поэлементная математическая модель рассматриваемого ГТД, структура которой приведена на рисунке 2.

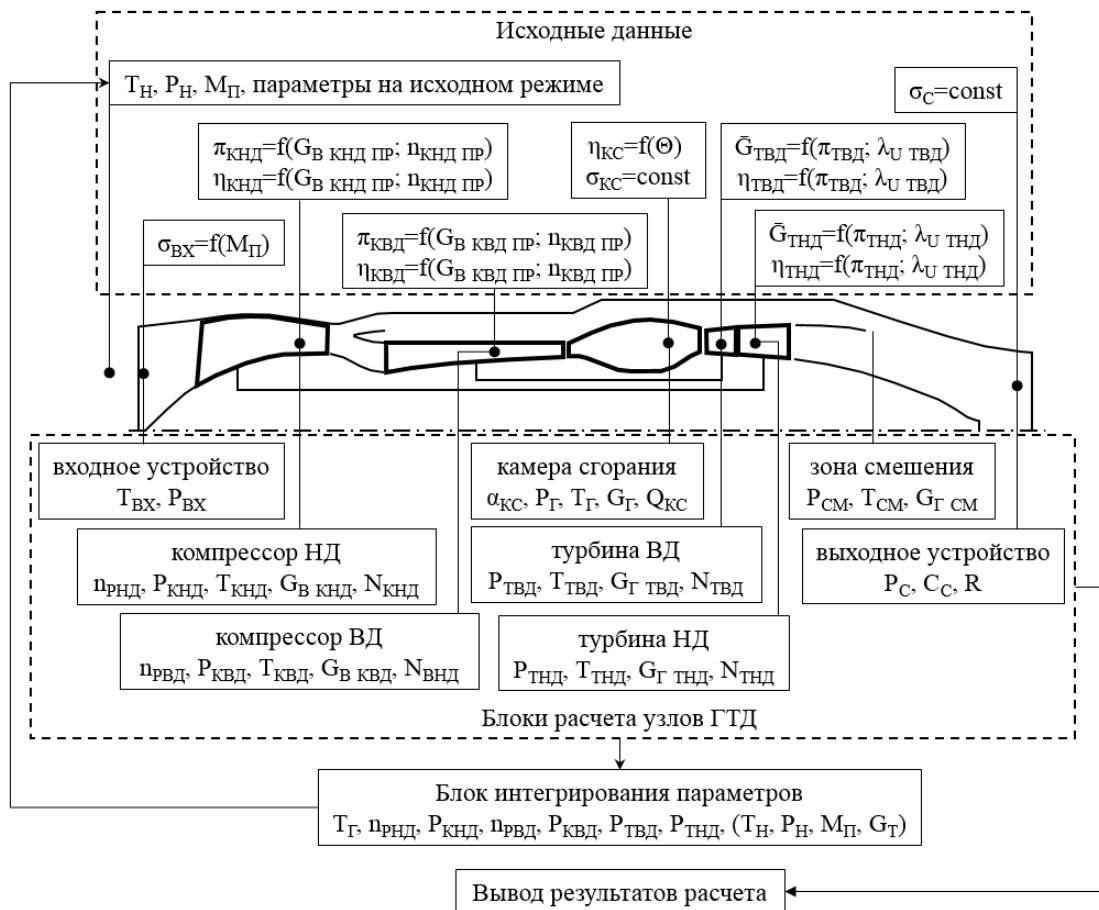


Рисунок 2 – Структура поэлементной математической модели рассматриваемого ГТД

Выполнено 9 расчетов режима запуска (от момента розжига до выхода на режим земного малого газа), во всех сочетаниях характеристик компрессора (полученных по трем методикам) и характеристик камеры сгорания (3 варианта полнотных характеристик).

Наилучшую сходимость результатов расчета с результатами, полученными в ходе стендового запуска обеспечили характеристики лопаточных машин, экстраполированные по разработанному автором алгоритму, и характеристика камеры сгорания, соответствующая центру рассматриваемого диапазона (Рисунок 3). Полученная точность (время запуска $\Delta_{\tau_{\text{зап}}}=2,4\%$, температура газа за турбиной $\Delta_{T^*_{\text{т}}}=2,96\%$, частота вращения РВД $\Delta_{n_{\text{вд}}}=3,5\%$, давление воздуха за компрессором $\Delta_{P^*_{\text{вд}}}=5,7\%$) является достаточной для решения задач исследования пусковых свойств, формирования требований к агрегатам системы запуска, выбора и отработки программ управления.

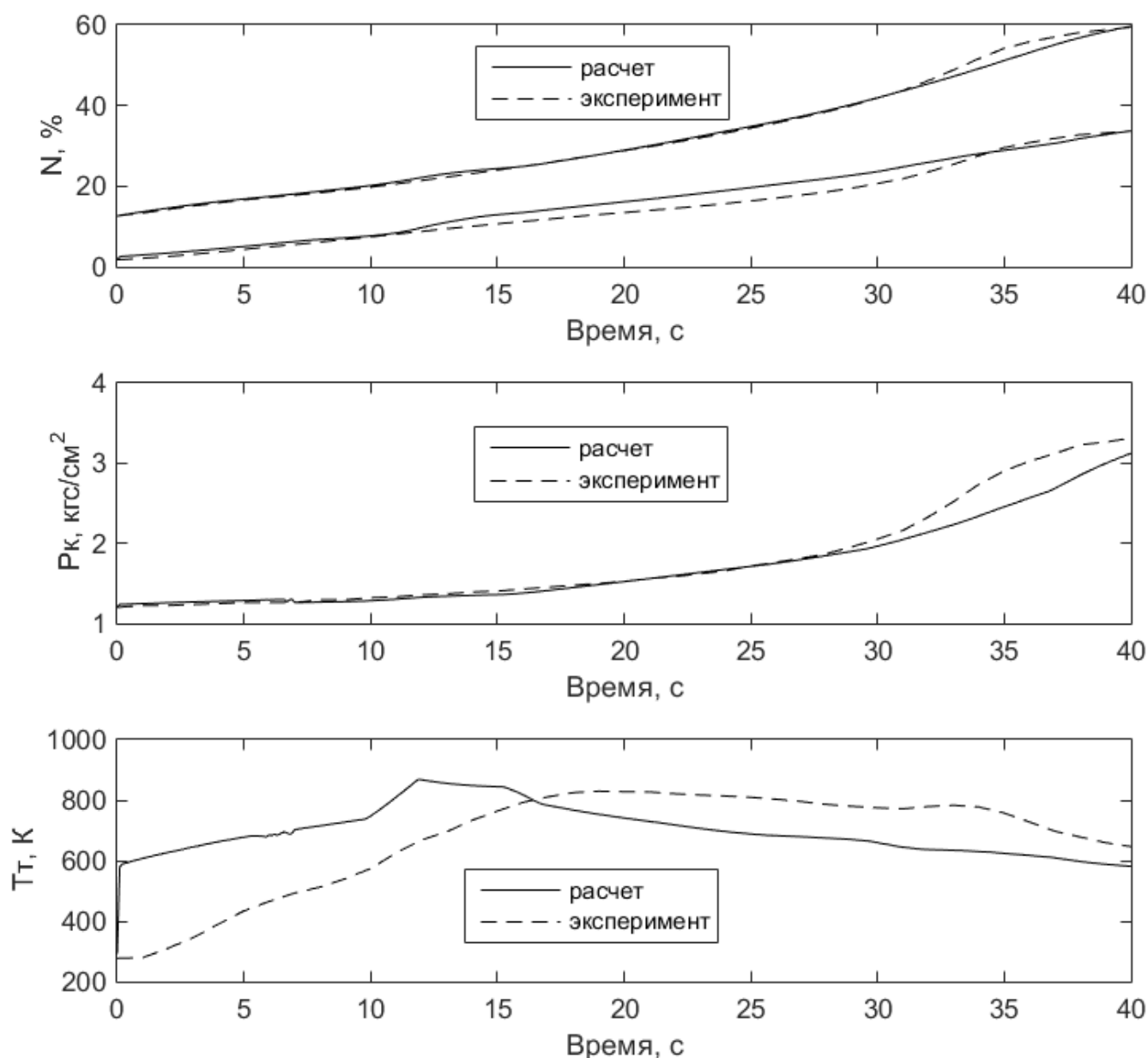


Рисунок 3 – Результаты расчета режима запуска, рассматриваемого ГТД

С применением разработанной математической модели был выполнен расчет оптимальной мощностной характеристики пускового устройства, обеспечивающего

раскрытку ротора высокого давления до частоты вращения $n_{ВД\text{отн}}=25\%$, которая позволит обеспечить надежный запуск двигателя (рисунок 4). Критерием оптимизации являлась минимальная масса агрегата (в расчете принята удельная масса агрегата $\gamma=1,8$ кг/кВт, аналогично удельной массе штатного пускового устройства). Для сравнения, на рисунке приведена мощностная характеристика пускового устройства, полученная традиционным способом расчета.

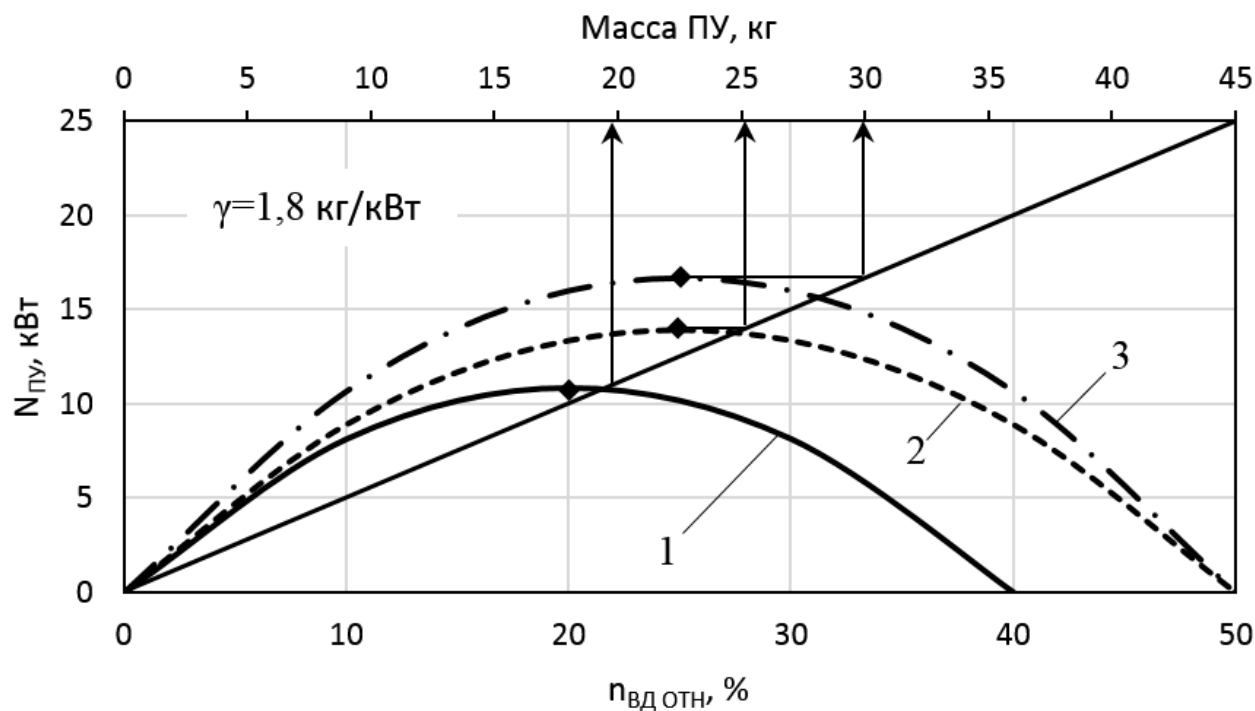


Рисунок 4 – Сравнение характеристик пусковых устройств: 1 – традиционный способ расчета; 2 - с применением полной мат. модели и характеристиками по разработанному способу; 3 - с применением полной мат. модели и характеристиками по способу Секстона

Полученные результаты подтверждают, что выбранный способ расчета параметров двигателя на режиме запуска является эффективным и может использоваться в качестве способа исследования пусковых свойств ГТД в разрабатываемой технологии проектирования системы запуска.

Дальнейшие исследования газодинамических процессов в узлах ГТД на режиме запуска, позволят значительно повысить точность расчетов запуска и сократить объем дорогостоящих опытных работ.

Четвертая глава посвящена разработке адаптивного способа управления двигателем в процессе запуска. Определено, что при переходе к серийному производству двигателей, их пусковые свойства варьируются в некотором диапазоне, величина которого определяется применяемыми технологиями изготовления и сборки. При постоянных характеристиках пусковой системы, отдельные экземпляры двигателей потребуют

дополнительной отладки или переборки, для обеспечения стабильности выполнения запусков. Кроме того, следует учитывать, что по мере выработки ресурса, ухудшаются как характеристики пускового устройства, так и собственные пусковые характеристики ГТД. При этом также может потребоваться дополнительная регулировка программы запуска, либо досрочное прекращение эксплуатации для проведения восстановительного ремонта. Для парирования этих проблем применяется резервирование мощности пускового устройства, что приводит к увеличению его массогабаритных характеристик, и форсирование режима запуска повышением избытка топлива относительно необходимого для запуска нового (не деградировавшего) двигателя за заданное время, что негативно сказывается на ресурсе горячей части.

Для обеспечения надежности запуска авиационного ГТД, в работе предложен адаптивный способ управления расходом топлива, обеспечивающий запуск за заданное время в условиях деградации пусковых свойств ГТД и характеристик пусковой системы.

Управление расходом топлива осуществляется регулятором по величине отклонения текущего ускорения ротора ГТД от заданного (рисунок 5).

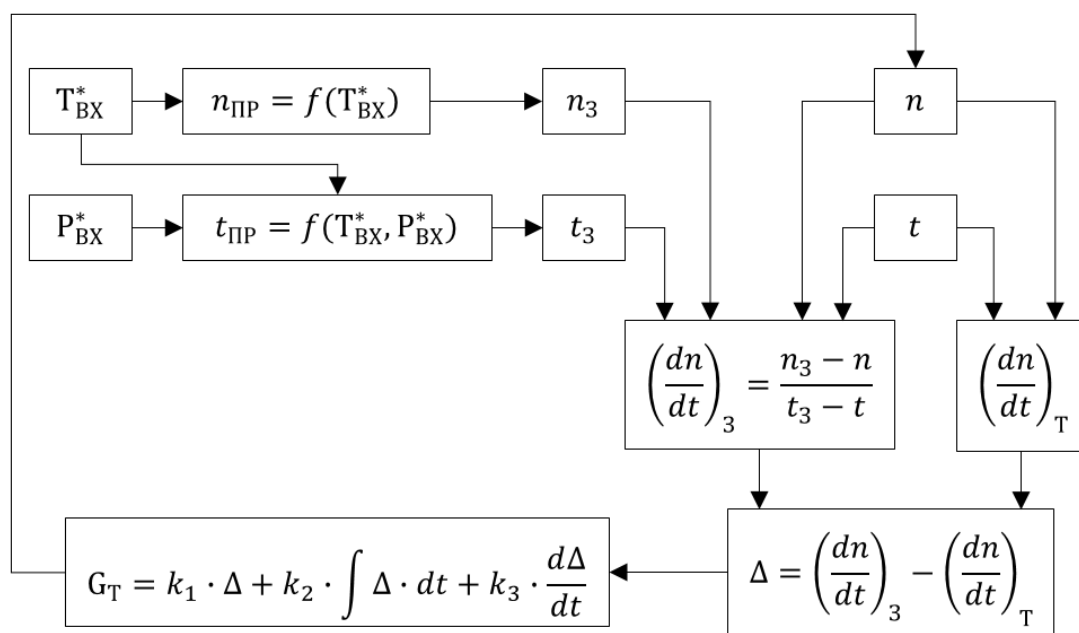


Рисунок 5 – Алгоритм работы адаптивного управления расходом топлива в процессе запуска

В отличие от существующих способов, заданное значение ускорения раскрутки ротора $(\frac{dn}{dt})_3$ вычисляется в процессе запуска из условия его осуществления до заданной частоты вращения ротора ($n_{\text{пр}}=f(T_{\text{ВХ}}^*)$) за регламентированное время ($t_{\text{пр}}=f(n, T_{\text{ВХ}}^*)$), в соответствии с выражением:

$$\left(\frac{dn}{dt}\right)_3 = \frac{n_3 - n_{\text{ИЗМ}}}{t_3 - t_{\text{ИЗМ}}}$$

где индексом «изм» обозначены текущие измеренные значения параметров.

Разработанный способ управления исключает необходимость индивидуальной отладки конкретного экземпляра двигателя и дополнительной регулировки в эксплуатации в процессе выработки ресурса. Эффективность разработанного способа подтверждена расчетно (рисунок 6).

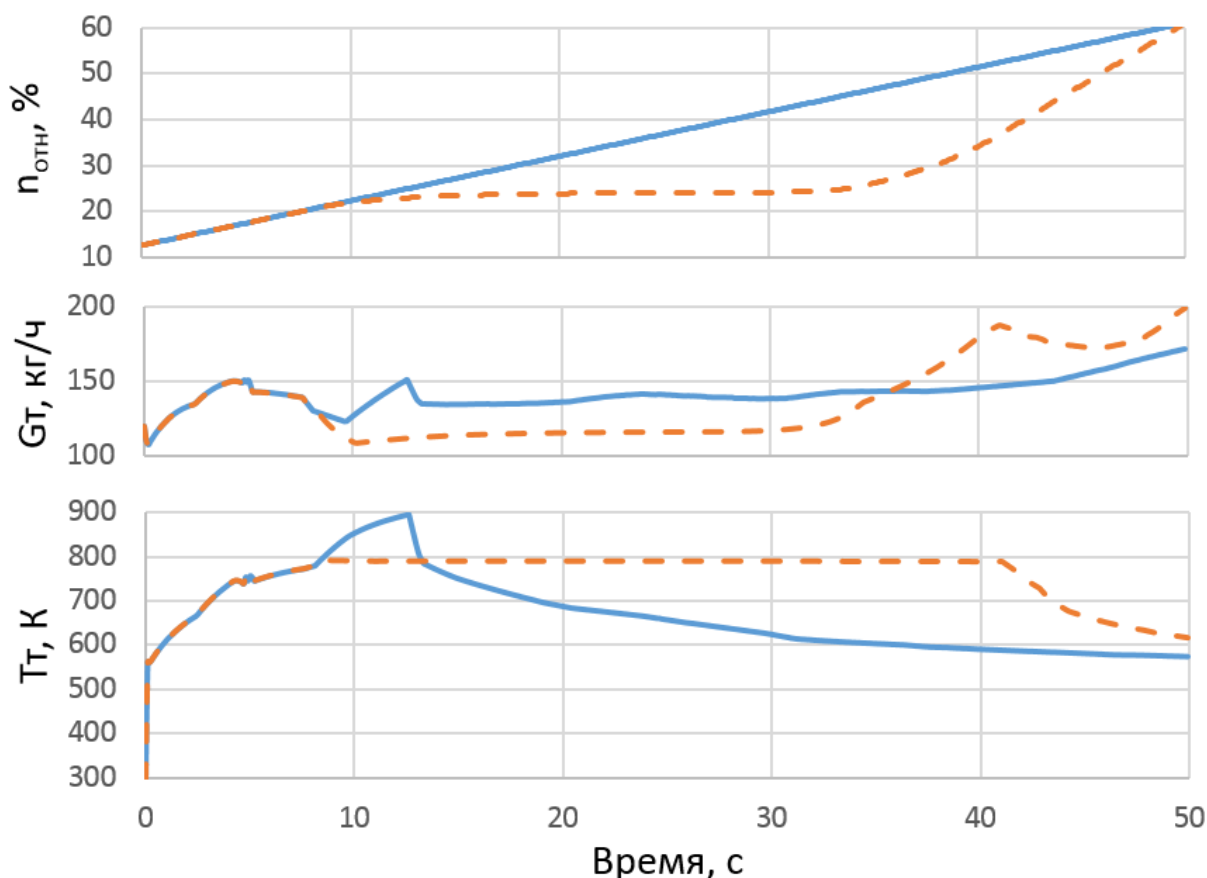


Рисунок 6 – Результаты расчета запусков ГТД с управлением расходом топлива в соответствии с разработанным способом

(— без выхода на ограничения, - - - - с выходом на ограничение T_{T_max})

Выполнение запусков точно за регламентированное время, позволяет считать их эквивалентными и использовать значение массы топлива (m_T), расходуемого в процессе запуска, в качестве диагностического параметра, характеризующего пусковые свойства двигателя:

$$m_T = \int_0^{\tau_{зад}} G_{T_пр} dt.$$

Предложенный диагностический параметр позволяет анализировать интегральное изменение пусковых свойств ГТД в процессе его эксплуатации, стабильность серийного изготовления и сборки двигателей.

Для примера, на рисунке 7 приведено расчетное изменение массы топлива в

зависимости от ухудшения КПД турбин высокого и низкого давлений.

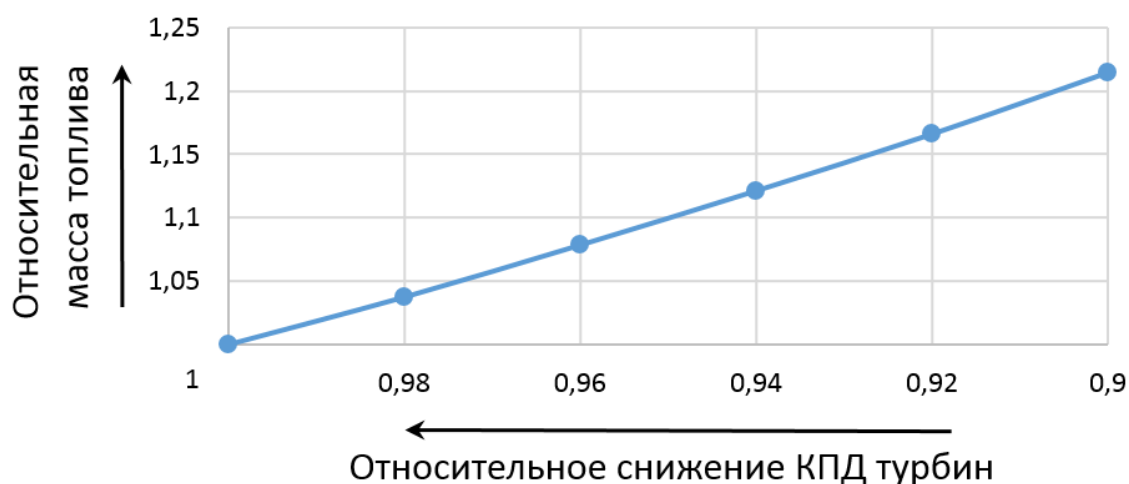


Рисунок 7 – Зависимость массы топлива, расходуемого в процессе запуска, от относительного ухудшения КПД турбин ГТД

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1) Определено, что надежность запуска закладывается на этапе проектирования ГТД и обеспечивается эффективной реализацией системой запуска имеющихся пусковых свойств ГТД. Определено, что основным недостатком существующей технологии проектирования системы запуска является низкая информативность традиционных методов расчета режима запуска, усугубляемая тем, что экспериментальная проверка возможна лишь на поздних этапах опытно-конструкторских работ. Таким образом, повышение точности и информативности расчетных методов исследования работы ГТД на режиме запуска является ключевым условием оптимизации характеристик пусковых систем.

2) Анализ запусков ГТД в процессе стендовых, летных испытаний и эксплуатации показал, что основным параметром, определяющим надежность запуска, является мощность системы раскрутки. При этом, требуемая мощность системы раскрутки, зависит не только от размерности двигателя (от мощности потребляемой ротором), но и от конструктивных особенностей, определяющих пусковые свойства ГТД. Поэтому в способе расчета режима, необходимо использовать характеристики отдельных узлов, отражающие их особенности, а не только интегральные характеристики двигателя.

3) Предложен расчет режима запуска с применением полной поэлементной динамической математической модели ГТД, основой для применения которого,

является, разработанный в рамках исследования, способ экстраполяции характеристик осевого компрессора, обеспечивающий сокращение погрешности расчета контролируемых параметров до (2,4...5,7) %, по сравнению с существующими способами экстраполяции (19...45,4) %.

4) Определено, что при серийном производстве возникают индивидуальные отклонения пусковых свойств конкретных экземпляров двигателя, обусловленные несовершенством технологий изготовления и сборки, а также естественная деградация их свойств в процессе выработки ресурса. Для обеспечения надежности запуска ГТД разработан адаптивный способ управления расходом топлива, который исключает необходимость предварительной отладки запуска конкретного экземпляра двигателя и дополнительной регулировки в процессе эксплуатации, а также избыточного форсирования процесса запуска, негативно влияющего на ресурс элементов горячей части. Применение разработанного способа управления двигателем в процессе запуска обеспечивает выполнение запусков двигателей серии точно за регламентированное время, что позволяет считать их эквивалентными и рассматривать массу топлива, необходимую для запуска двигателя, в качестве диагностического параметра, характеризующего пусковые свойства двигателя, их изменение в процессе выработки ресурса и в объеме парка двигателей при серийном производстве.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК:

1) **Мухаммедов, Н.А.** Перспективные пути развития САУ ГТД на основании опыта ОАО «НПО «Сатурн» [Текст] / М.С. Гайдай, А.В. Добродеев, Н.А. Мухаммедов, В.В. Червонюк // Вестник РГАТУ, 2012. - №2(23). – С. 68-74.

2) **Мухаммедов, Н.А.** Проблемы применения бортовых математических моделей ГТД в САУ [Текст] / М.С. Гайдай, А.В. Добродеев, Н.А. Мухаммедов, В.В. Червонюк // Вестник СГАУ, 2012. - №3(34). – С. 63-71.

3) **Мухаммедов, Н.А.** Использование математической модели ГТД в САУ, для повышения эксплуатационной безопасности ГТД [Текст] / М.С. Гайдай, А.В. Добродеев, Н.А. Мухаммедов, В.В. Червонюк // Вестник СГАУ, 2012. - №2(25). – С. 45-50.

4) Мухаммедов, Н.А. Источники неопределенности при проектировании пусковых устройств авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Н.А. Мухаммедов, М.Ю. Рыженко, В.В. Червонюк // Вестник УГАТУ, 2015 – №2(68). – С. 93-99.

В других изданиях:

5) Мухаммедов, Н.А. Проблемы применения бортовых математических моделей ГТД в САУ [Текст] / М.С. Гайдай, А.В. Добродеев, Н.А. Мухаммедов, В.В. Червонюк // Международный научно-технический форум, посвященный 100-летию ОАО «Кузнецов» и 70-летию СГАУ. Материалы круглых столов форума, 2012. – С. 146 – 147.

6) Мухаммедов, Н.А. Моделирование запуска авиационного газотурбинного двигателя [Текст] / Н.А. Мухаммедов, В.В. Червонюк // Сборник материалов научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения главного конструктора П.А. Колесова. Том 1, 2015. – С. 104 -108.

7) Мухаммедов, Н.А. К выбору эффективной программы управления расходом топлива на запуске авиационного ГТД [Текст] / Н.А. Мухаммедов, В.В. Червонюк // XXII Туполевские чтения. Материалы конференции. Сборник Докладов. Том 2, 2015. - С. 145-151.