

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



БУРОВА Аделия Юрьевна

**МЕТОД УМЕНЬШЕНИЯ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ
ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ
ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА**

Специальность 2.5.15.

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
кандидат технических наук, доцент
В.М. Новичков

Москва – 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

| | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| Введение | 5 |
| ГЛАВА 1. ПОЛЁТ САМОЛЁТА С НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГОЙ..... | 13 |
| 1.1 Особенности полёта и балансировка самолёта с разнотяговыми двигателями | 13 |
| 1.2 Анализ причин разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте | 16 |
| 1.3 Система управления силовой установкой двухдвигательного самолёта | 18 |
| 1.3.1 Типовые схемы управления двухдвигательной силовой установкой..... | 18 |
| 1.3.2 Особенности управления силовой установкой..... | 21 |
| 1.3.3 Газотурбинные двигатели современных самолётов и их особенности | 22 |
| 1.4 Анализ существующих подходов к решению задачи управления двухдвигательной силовой установкой самолёта с разнотяговыми двигателями..... | 27 |
| 1.4.1 Способы уменьшения влияния разнотяговости ТРДД на траекторию полёта самолёта | 27 |
| 1.4.2 Использование режима повышенной тяги при управлении ТРДД двухдвигательной силовой установкой самолёта | 29 |
| 1.5 Требования к самолётам для повышения их качества и обеспечения безопасности полётов с разнотяговыми двигателями..... | 31 |
| 1.6 Выводы по главе..... | 33 |
| ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МЕТОДА УМЕНЬШЕНИЯ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА ПРИ ИХ ПРОИЗВОДСТВЕ И ЭКСПЛУАТАЦИИ | 35 |
| 2.1 Теоретические предпосылки решения задачи уменьшения разнотяговости ТРДД, устанавливаемых на самолёт | 35 |
| 2.2 Формализация задачи уменьшения разнотяговости силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте | 39 |
| 2.2.1 Обобщенное математическое описание работы ТРДД | 39 |
| 2.2.2 Динамические характеристики ТРДД..... | 43 |
| 2.2.3 Управление тягой турбореактивных двухконтурных двигателей в составе двухдвигательной силовой установки..... | 47 |
| 2.3 Типовые схемы систем управления ТРДД силовой установкой самолёта и системы управления режимами работы и регулирования параметров силовых установок..... | 49 |
| 2.4 Выбор метода приближенного синтеза оптимального управления для решения задачи уменьшения тяги ТРДД..... | 52 |

| | |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 2.5 Метод уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта | 56 |
| 2.5.1 Сущность метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта..... | 56 |
| 2.5.2 Теоретические основы метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта | 57 |
| 2.5.3 Структура метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта..... | 57 |
| 2.6 Выводы по главе..... | 61 |
| ГЛАВА 3. УМЕНЬШЕНИЕ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ ИХ СЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА | 63 |
| 3.1 Коррекция разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта при одновременном учете частот вращения роторов низкого давления и высокого давления обоих двигателей..... | 63 |
| 3.2 Оценка разброса тяги выпускаемых двигателей | 66 |
| 3.3 Оценка качества ТРДД, отбираемых для совместной установки на самолёт | 73 |
| 3.4 Алгоритм оценки тяги ТРДД по результатам стендовых испытаний..... | 75 |
| 3.5 Способ и алгоритм отбора ТРДД для комплектации самолёта по результатам стендовых испытаний..... | 76 |
| 3.6 Выводы по главе..... | 80 |
| ГЛАВА 4. УМЕНЬШЕНИЕ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА В КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ПОЛЁТА | 81 |
| 4.1 Алгоритм уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта..... | 81 |
| 4.2 Моделирование работы ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта..... | 85 |
| 4.3 Общий подход к решению задачи снижения разнотяговости ТРДД..... | 92 |
| 4.4 Пошаговый контроль и компенсация разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта..... | 94 |
| 4.5 Система автоматической коррекции тяги..... | 99 |
| 4.5.1 Структура системы автоматической коррекции тяги..... | 99 |
| 4.5.2 Работа системы автоматической коррекции тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта..... | 102 |

| | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.5.3 Структура матриц данных о рабочих параметрах ТРДД силовой установки..... | 113 |
| 4.5.4. Предлагаемая структура формуляров матриц данных о рабочих параметрах ТРДД..... | 116 |
| 4.6 Выводы по главе..... | 118 |
| Заключение | 120 |
| Список принятых сокращений..... | 123 |
| Список условных обозначений | 125 |
| Список литературы..... | 133 |
| Приложение А. Акт об использовании результатов диссертационной работы в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» | 145 |
| Приложение Б. Акт об использовании результатов диссертационной работы в Акционерном обществе «Московское машиностроительное предприятие имени В.В. Чернышева»..... | 148 |

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Задача уменьшения разнотяговости двигателей возникла одновременно с появлением в авиации самолётов с количеством двигателей на борту более одного, установленных симметрично относительно оси самолета. Сначала она решалась исключительно с помощью рычагов управления двигателями (РУД).

В современной авиации эта задача решается следующими путями (или их комбинацией): 1) подбором двигателей с минимальной разнотяговостью, 2) компенсацией разнотяговости двигателей (асимметрии тяги) с помощью поверхностей управления самолётом и/или 3) заданием отличающихся друг от друга режимов работы двигателей с помощью РУД («вилка» РУД).

В первом случае подбор пары двигателей, как правило, производится с учётом частот вращения либо ротора низкого давления (РНД), либо ротора высокого давления (РВД) каждого из турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД).

Во втором случае компенсация асимметрии тяги в полете самолёта производится с помощью руля направления, так как при асимметрии тяги самолёт летит со скольжением, то есть с некоторым отклонением его продольной оси от направления полета, что вызывает увеличение аэродинамического сопротивления самолёта набегающему потоку воздуха и соответствующее ему увеличение расхода топлива. Это приводит также и к тому, что на той консоли крыла, которая оказывается чуть впереди, подъемная сила оказывается больше (так как она находится в невозмущенном потоке) и возникает крен в противоположную сторону.

В третьем случае допускается рассогласование положения РУД в 6° , а превышение этого значения негативно влияет на безопасность полётов и может привести даже к катастрофе.

Это связано с тем, что разнотяговость двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта приводит к появлению разворачивающего момента сил, действующих на самолёт в полёте, и снижению запаса его устойчивости и управляемости, что, в свою очередь, увеличивает часовой и километровый расход топлива. По заявлению двигателестроительной фирмы «Pratt & Whitney», уменьшение разнотяговости ТРДД семейства PW-2037, установленных на среднемагистральный самолёт типа Boeing 757-200, позволяет экономить порядка 170 тысяч долларов в год за счёт уменьшения расхода топлива в полёте. А для крупных сверхзвуковых самолётов, таких, как, например, американский В-1В «Лансер», уменьшение разнотяговости их ТРДД в полёте может обеспечить экономию до 12–14% топлива от уровня первоначальной заправки. Анализ исследований ТРДД одной серии показал, что их разнотяговость может составлять 7–12%.

Перед подбором ТРДД для их установки на самолёт, на заводе-изготовителе оценивают их техническое состояние. Существующие методики оценки технического состояния однотипных ТРДД методами математической статистики, использующие в качестве исходных данных результаты их испытаний на заводских стендах, полученных в условиях серийного производства, позволяют решать задачу уменьшения разнотяговости однотипных ТРДД с учётом скоростей вращения только одного из валов (валов РНД или РВД). Результаты существующих исследований показывают, что на величине силы тяги сказываются скорости вращения обоих валов. Поэтому оценка технического состояния ТРДД на заводе-изготовителе при одновременном учёте частот вращения РНД и РВД каждого двигателя позволит решать ту же задачу лучше.

Уменьшение разнотяговости ТРДД, установленных на самолёт с двухдвигательной силовой установкой, позволит:

- повысить его топливную эффективность за счёт снижения удельного расхода топлива при сохранении требуемой тяги силовой установки в полёте;
- увеличить дальность полёта на одной заправке;
- повысить безопасность полёта;
- снизить выбросы веществ, загрязняющих окружающую среду.

Известные методы и методики уменьшения и компенсации разнотяговости ТРДД многодвигательных реактивных самолётов основаны на подборе двигателей с наиболее близкими параметрами и на компенсации асимметрии тяги с помощью поверхностей управления самолётом. Подбор двигателей для комплектации самолёта обычно производится на основании деления на относительно небольшое количество групп по тяге при стандартных условиях, что приводит к большим ошибкам, особенно в условиях полёта. Для компенсации разнотяговости в полёте в настоящее время не предусмотрено специальных систем автоматического управления тягой, которые бы учитывали индивидуальные особенности каждого двигателя, что также оказывает негативное влияние на экономию топлива.

Поэтому тема диссертационной работы «Метод уменьшения разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта» является актуальной.

Степень разработанности темы

В Российской Федерации (РФ) задачи уменьшения и компенсации разнотяговости двигателей многодвигательных реактивных самолётов решали Ю.Г. Борисенко, М.Л. Галлай, В.В. Дворниченко, В.А. Донцов, А.А. Иноземцев, А.С. Лесовский, С.Ю. Скрипниченко и другие. Также, направлению совершенствования характеристик ТРДД и авиационных силовых установок

посвящены труды таких учёных, как А.Б. Агульник, В.А. Афанасьев, В.И. Бакулев, В.А. Голубев, Е.П. Мышелов, В.М. Новичков и др.

В частности, В.В. Дворниченко разрабатывал вероятностно-статистические модели ТРДД с использованием представительных статистических выборок двигателей для минимизации разнотяговости ТРДД. А.С. Лесовский исследовал влияние асимметрии тяги в полёте на пилотирование самолёта, безопасность полётов, увеличение трудности пилотирования в неустановившихся режимах полёта и увеличение часового и километрового расхода топлива. С.Ю. Скрипниченко исследовал влияние несимметрии тяги ТРДД на прирост лобового сопротивления самолёта. А.А. Иноземцев с соавторами разработали способ автоматического управления силовой установкой самолёта с двумя газотурбинными двигателями.

Цель работы – разработка метода уменьшения разнотяговости ТРДД (асимметрии тяги) силовой установки двухдвигательного самолёта для повышения безопасности полёта самолёта в крейсерском режиме и снижения расхода топлива.

Объект исследования – тяговые характеристики силовой установки двухдвигательного самолёта с ТРДД, подготавливаемыми к установке на самолёт в заводских условиях.

Предмет исследования – явление разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта, обусловленное естественным разбросом значений параметров двигателей одной серии, выявленных в результате стендовых испытаний и определённых в крейсерском режиме полёта.

Задачи исследования:

1. Анализ современного состояния проблемы разнотяговости авиационных двигателей и выявление основных недостатков известных методов уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта.

2. Разработка способа и алгоритма отбора пар ТРДД одной серии с минимальными отклонениями высотно-скоростных и дроссельных характеристик, определяемых по результатам стендовых испытаний.

3. Разработка алгоритма определения оценочных значений силы тяги ТРДД по его измеряемым параметрам и параметрам самолёта в полёте, использующего индивидуальные характеристики каждого ТРДД, определяемые по результатам стендовых испытаний с возможностью учёта изменения КПД агрегатов и узлов ТРДД при его эксплуатации.

4. Разработка структуры и алгоритма работы системы автоматической коррекции тяги ТРДД двухдвигательного самолёта для компенсации разнотяговости его двигателей в крейсерском режиме полёта.

5. Разработка метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки

двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта за счёт улучшения балансировки тяг двигателей.

Научная новизна диссертационной работы состоит в следующем.

1. Разработан метод уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолета, включающий два этапа: селективный отбор пар ТРДД одной серии для их установки на самолет (Этап 1) и коррекцию тяги двигателей в полете (Этап 2).

2. Разработаны способ и алгоритм отбора ТРДД одной серии для комплектации двухдвигательной силовой установки самолёта, отличающиеся от существующих применением метода иерархического кластерного анализа, позволяющего разделить двигатели одной серии на пары с минимальными отклонениями высотно-скоростных и дроссельных характеристик, а также расширенным набором параметров, косвенно характеризующих тягу, что снижает разнотяговость между двигателями в парах.

3. Разработан алгоритм определения оценочных значений силы тяги ТРДД по измеренным значениям рабочих параметров этого двигателя и параметров крейсерского полёта, отличающийся от существующих применением табличной формы представления результатов математического моделирования рабочих процессов в двигателе при различных условиях полёта в крейсерском режиме и позволяющий учесть индивидуальные параметры двигателя и изменение коэффициентов полезного действия (КПД) его агрегатов и узлов.

4. Разработаны способ и алгоритм уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательной силовой установки самолёта в крейсерском режиме полёта, отличающийся от существующих тем, что разнотяговость уменьшается за счет целенаправленного изменения частоты вращения роторов двигателей в зависимости от разности оценочных значений силы тяги двигателей в полёте, определяемой с учетом индивидуальных особенностей каждого двигателя, текущих условий полёта и изменения КПД узлов двигателя.

5. Разработаны структура и алгоритм работы системы автоматической коррекции тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта для уменьшения их разнотяговости в крейсерском режиме полёта на основе предложенного алгоритма определения оценочных значений силы тяги ТРДД.

Теоретическая значимость работы состоит в следующем.

1. Обоснован способ уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме путём балансировки тяги двигателей в полёте.

2. Получен алгоритм селективного отбора ТРДД одной серии, позволяющая выбирать наиболее близкие по тяге двигатели для их установки на двухдвигательные самолёты.

3. Впервые предложены и обоснованы способ и алгоритм уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта с системой автоматической коррекции тяги его двигателей, позволяющей уменьшать их разнотяговость в крейсерском режиме полёта, балансируя их тяги.

Практическая значимость работы состоит в следующем.

1. Предложенный способ селективного отбора ТРДД одной серии позволяет выбирать наиболее близкие по тяге пары двигателей для их установки на двухдвигательный самолёт, что при минимальных затратах на уменьшение их разнотяговости в полёте позволит улучшить балансировку сил, действующих на самолёт в крейсерском режиме полёта.

2. Предложенный способ уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта с системой автоматической коррекции тяги его двигателей позволит повысить качество управления двухдвигательным самолётом за счет выравнивания самолёта в крейсерском режиме полёта.

3. Предложенный метод уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта способствует экономии топлива за счёт исключения необходимости коррекции разнотяговости аэродинамическими поверхностями управления самолётом.

Методология и методы исследования

При решении задач диссертационной работы использована совокупность методов теории авиационных двигателей, теории автоматического управления, системного анализа, теории вероятностей и метода термогазодинамического моделирования ТРДД, а также методы регрессионного анализа и иерархического кластерного анализа.

Положения, выносимые на защиту:

1. Двухэтапный метод уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта, на первом этапе которого осуществляется селективный отбор двигателей в условиях их серийного производства, на втором этапе – корректировка тяги силовой установки в крейсерском режиме полёта самолёта по результатам определения и сравнительного анализа оценок значений силы тяги каждого двигателя.

2. Способ и алгоритм отбора пар ТРДД одной серии для комплектации силовой установки двухдвигательного самолёта по результатам регрессионного анализа и иерархического кластерного анализа.

3. Способ и алгоритм уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта, использующий результаты термогазодинамического моделирования высотно-скоростных и дроссельных характеристик

ТРДД, представленные в виде специально сформированных матриц данных, и учитывающий возможность совокупного изменения КПД узлов установленных на самолёт ТРДД.

4. Структура и алгоритм работы системы автоматической коррекции тяги ТРДД силовой установки в крейсерском режиме полёта двухдвигательного самолёта, учитывающие особенности разработанного алгоритма уменьшения их разнотяговости и результаты определения и сравнительного анализа оценок значений силы тяги обоих ТРДД с помощью матриц данных, содержащих расчетные значения параметров полёта и рабочие параметры обоих ТРДД.

Достоверность результатов работы

Достоверность и обоснованность полученных в диссертационной работе результатов подтверждается результатами проведённого математического моделирования, а также согласованностью результатов с известными данными в этой области.

Апробация результатов работы

Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на научно-практических и научно-технических конференциях: XXIV Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» в 2015 году; IV Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» в 2016 году; XXVIII Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» в 2019 году; IV Межведомственной научно-технической конференции «Проблемы развития и совершенствования автоматизированных систем управления специального назначения» в 2019 году; Международной научно-технической конференции по промышленному инжинирингу и современным технологиям «FarEastCon-2019» (International Multi-Conference on Industrial Engineering and Modern Technologies) в 2019 году; XXIX Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» в 2020 году; 21-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» в рамках IX Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week» в 2022 году; Международной научно-технической конференции по промышленному инжинирингу и современным технологиям «FarEastCon-2022» (International Multi-Conference on Industrial Engineering and Modern Technologies) в 2022 году; 23-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» в рамках IX Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week» в 2024 году.

Публикации по теме исследования

По материалам диссертационной работы опубликованы 28 работ, из них: 10 статей в рецензируемых научных изданиях ВАК РФ по специальности 2.5.15. – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» и приравненных к ним, 6 статей в других рецензируемых научных изданиях ВАК РФ, 1 статья в Научном электронном архиве заочной научной электронной конференции Российской академии естествознания, 4 статьи и тезисы 4-х докладов в сборниках материалов научных конференций проиндексированных в базе данных РИНЦ, 1 аннотация конкурсной работы и 2 публикации в сборниках материалов научных конференций, проиндексированных в международной базе данных «Scopus».

Внедрение результатов работы

Использование результатов проведённых и приведённых в диссертации исследований в производственную практику подтверждается соответствующими актами: Актом об использовании результатов диссертационной работы в Акционерном обществе «Московское машиностроительное предприятие имени В.В. Чернышева» и Актом об использовании результатов диссертационной работы в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского».

Личный вклад состоит в следующем.

Представленные в работе научные результаты получены автором лично. В частности:

1. Проведен анализ современного состояния проблемы разнотяговости авиационных двигателей и выявлены основные недостатки известных методов уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта.

2. Разработан новый метод уменьшения разнотяговости пар ТРДД по результатам их селективного отбора в условиях серийного производства и по результатам определения и сравнительного анализа оценочных значений силы тяги этих двигателей в крейсерском режиме полёта самолёта.

3. Предложен и разработан новый способ уменьшения разнотяговости ТРДД одной серии в условиях серийного производства при селективном отборе этих двигателей по результатам стендовых испытаний и по результатам моделирования тех же двигателей с учётом совокупного изменения КПД их узлов.

4. Проведено моделирование ТРДД одной серии с учётом совокупного изменения КПД их узлов по результатам стендовых испытаний и формирование матриц данных для расчетных значений рабочих параметров ТРДД двухдвигательного самолёта в полёте.

5. Предложен и разработан новый способ уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта при определении и сравнительном

анализе оценочных значений силы тяги этих двигателей по результатам измерения значений параметров полёта и рабочих параметров обоих двигателей в полёте и по результатам направленного перебора матриц данных о расчетных значениях тех же параметров.

6. Предложены и разработаны структура и алгоритм работы системы автоматической коррекции тяги ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта.

ГЛАВА 1. ПОЛЁТ САМОЛЁТА С НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГОЙ

1.1 Особенности полёта и балансировка самолёта с разнотяговыми двигателями

Широкое распространение, которое получили в современной авиации двухдвигательные среднемагистральные самолёты (СМС) и дальнемагистральные самолёты (ДМС) с ТРДД, повлекло за собой существенное повышение безопасности полётов. Однако при частичной потере тяги одного из ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте возникает разнотяговость двигателей и самолёт может потерять устойчивость и управляемость, появляются крен, рысканье, тангаж [73]. Это обстоятельство может снизить безопасность полёта.

При разнотяговости ТРДД двухдвигательный самолёт в полёте разворачивается вокруг вертикальной оси в сторону двигателя с меньшей тягой.

Рассмотрим силы и моменты, действующие на самолёт, при потере тяги одного из двигателей (см. рисунок 1.1). Разворот вправо происходит под действием момента силы тяги и лобового сопротивления [7].

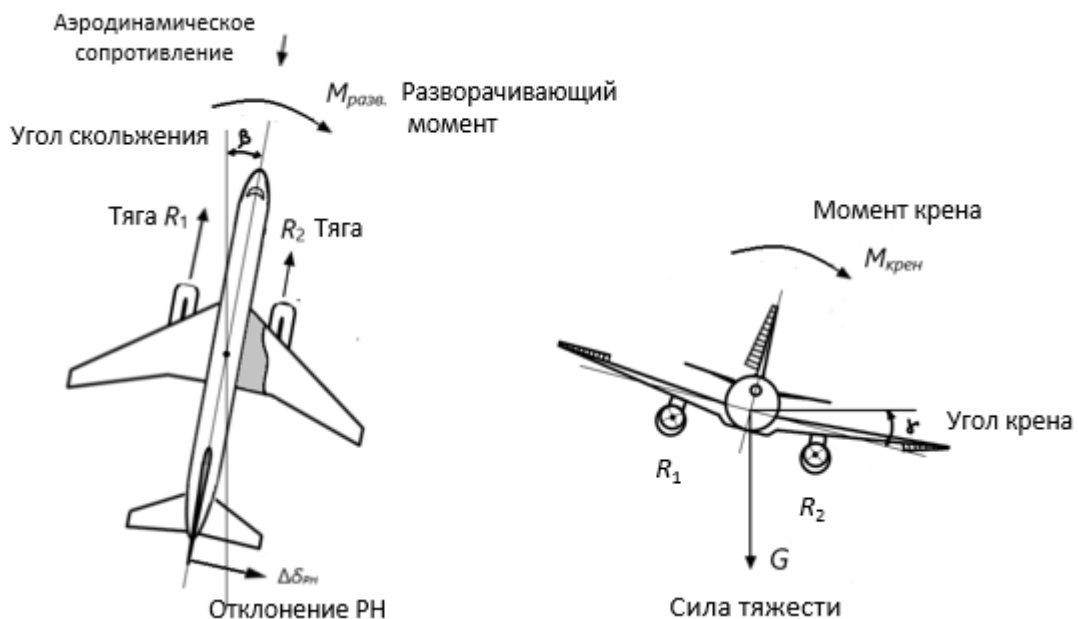


Рисунок 1.1 – Силы и моменты, действующие на самолёт с разнотяговыми двигателями

При частичной потере тяги только левого ТРДД, самолёт разворачивается вокруг оси OY влево. Разворот самолёта происходит под действием момента силы тяги правого ТРДД и небольшого момента силы сопротивления левого ТРДД $M_{y \text{ разв.}}$.

При потере тяги только правого ТРДД, самолёт разворачивается вокруг оси ОУ вправо. Разворот самолёта происходит под действием момента силы тяги левого ТРДД и небольшого момента силы сопротивления правого ТРДД $M_{y\text{ разв}}$.

При этом самолёт вследствие инертности стремится сохранить направление полёта, из-за этого возникает скольжение на полукрыло с работающим двигателем. А при увеличении угла скольжения β возникают восстанавливающие и демпфирующие моменты (включая моменты рулей, которые отклоняются по сигналам датчиков угловых скоростей ω_x , ω_y , ω_z). Они препятствуют развороту, но значительно меньше $M_{y\text{ разв}}$. Поэтому, самолёт продолжает разворот в сторону правого двигателя, увеличивая угол скольжения β на противоположное полукрыло.

Почти одновременно с разворотом самолёт под действием момента разности подъёмных сил левой и правой половин крыла начинает крениться на правое полукрыло. Причиной разности подъёмных сил является скольжение стреловидного крыла в сторону работающего двигателя и затенения фюзеляжем части крыла с двигателем с частичной потерей тяги. Эффективная скорость у левого полукрыла V_1 , значительно больше, чем у противоположного правого полукрыла. В процессе разворота одно полукрыло создаёт большую подъёмную силу, так как имеет большую истинную скорость, чем другое полукрыло. При развороте и кренении самолёт опускает носовую часть фюзеляжа в сторону полукрыла с двигателем, у которого тяга меньше. Скорость полёта самолёта уменьшается, так как уменьшается располагаемая сила тяги силовой установки и увеличивается сила лобового сопротивления самолёта из-за появления скольжения самолёта. Процесс нарушения равновесия самолёта определяется, прежде всего, величиной $M_{y\text{ разв}}$. Важно, чтобы самолёт продолжал прямолинейный полёт почти без крена ($\gamma=2^\circ$) без уменьшения скорости ниже минимально допустимой для данного этапа полёта.

Балансировка (продольное равновесие) при частичной потере тяги одного из двигателей нарушается незначительно, самолёт достаточно легко балансируется в этом случае небольшим отклонением руля высоты. Однако, разנותяговость ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта является особенно опасной в процессе разворота с той стороны, куда происходит разворот.

Для осуществления полёта без скольжения необходимо отклонить руль направления (РН) в сторону работающего двигателя так, чтобы возникающая при этом боковая сила вертикального оперения Z_n имела момент относительно центра тяжести самолёта, равный по абсолютной величине и противоположный по знаку разворачивающему моменту. При этом же условии набор высоты и снижение самолёта также происходят без скольжения, но при этом углы отклонения РН будут большими при наборе высоты и меньшими при снижении. Главнейшим условием полёта без скольжения является полёт с наименьшим сопротивлением самолёта при разנותяговости его двигателей. Кренящий момент в сторону полукрыла с частично потерявшим

тягу двигателем, который возникает за счёт боковой силы вертикального оперения, уравнивается моментом разности подъёмных сил, возникающих за счёт отклонения элеронов.

Если при полёте без скольжения дополнительно отклонить РН в сторону двигателя с большей тягой, то тогда момент боковой силы вертикального оперения окажется больше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{y \text{ разв.}}$. Самолёт разворачивается вокруг вертикальной оси в сторону двигателя с большей тягой, создавая угол скольжения β на полукрыло с двигателем, у которого тяга меньше. В результате скольжения возникает боковая сила фюзеляжа и оперения. Боковое равновесие самолёта без крена достигается при наличии незначительного скольжения на полукрыло с неработающим двигателем. При частичной потере тяги одного из двигателей самолёта его аэродинамические и лётные характеристики ухудшаются. При этом разнотяговость двигателей усложняет балансировку самолёта, что снижает безопасность полёта. Особенно сильно балансировка нарушается в боковом канале. А управление двухдвигательным самолётом при выполнении разворотов становится особенно сложным при частичной потере тяги одного из его ТРДД в полёте. Особенности полёта самолёта при разнотяговости его двигателей и его лётные характеристики должны быть положены в основу алгоритма работы системы управления силовой установкой в этих условиях.

Выявить разнотяговость двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте можно разными способами. Положение самолёта в пространстве относительно плоскости горизонта определяется углами крена и тангажа, а в плоскости горизонта - углом рыскания. Изменение этого положения определяется угловыми скоростями и ускорениями, являющиеся первой и второй производной угловых координат по времени. Для измерения угловых положений, скоростей и ускорений используются гироскопические приборы и датчики. Датчики углового положения самолёта в пространстве, такие как гироскопические вертикали, позволяют определить углы отклонения осей самолёта от истинной вертикали места. В настоящее время для определения ориентации самолёта в пространстве используются также датчики крена. При этом, пилот, не имеющий достаточного опыта полётов при разнотяговости, может несвоевременно и недостаточно отклонить руль направления и не устранить первопричину крена – скольжение.

Поэтому в случае разнотяговости двигателей пилот должен, парируя возникающий крен самолёта, одновременно отклонять педаль в сторону, противоположную двигателю с меньшей тягой. Эти мероприятия увеличивают психо-физиологическую нагрузку на пилота. На самолёты устанавливаются комплексы систем управления, которые включает в себя системы продольного, поперечного и путевого управления. Система автоматического управления (САУ) может включать в себя алгоритм компенсации разнотяговости, который управляет аэродинамическими поверхностями самолёта, например, рулём направления, с целью создания компенсирующего

момента сил. При этом самолёт летит со скольжением и с некоторым отклонением по продольной оси от направления полёта.

Применение описанных способов балансировки самолёта помимо снижения безопасности полёта приводит к уменьшению экономичности полёта, из-за ухудшения аэродинамических свойств планера с отклонёнными рулями и, как следствие, повышения сопротивления самолёта набегающему потоку воздуха, приводя к повышенному расходу топлива.

1.2 Анализ причин разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте

Эксплуатация авиадвигателей может производиться в сложных климатических условиях, например, в запыленной атмосфере или в условиях повышенной влажности, причем эти условия могут сочетаться. Авиационный двигатель является одним из основных элементов самолёта, определяющих безопасность его полёта, надежность и эффективность выполнения поставленных задач. А так как обеспечение требуемых ресурсов является одним из важных направлений технической эксплуатации самолётов, то это представляет интерес для производителей и организаций, которые эксплуатируют авиационную технику в таких условиях [11, 28, 71-72].

В процессе эксплуатации на авиационный двигатель воздействуют различные факторы, которые могут меняться в зависимости от климатических условий и природных особенностей регионов, в которых эксплуатируются двигатели, например, это может быть изменение атмосферных параметров, таких, как температура и влажность атмосферного воздуха, эрозионный износ элементов проточной части двигателя, попадание посторонних предметов, частиц чего-либо, загрязнение проточной части и каналов системы охлаждения и т.д.

Попадание песка наносит серьезный вред двигателю, вызывая, в первую очередь, эрозионный износ рабочих лопаток, лопаток направляющих аппаратов компрессора и других элементов проточной части двигателя. Связанные с этим проблемы могут вызывать аэродинамические изменения в межлопаточных каналах, чрезмерную вибрацию из-за дисбаланса вращающихся компонентов, и даже механическое разрушение лопаток компрессора, а также возможен тепловой отказ компонентов турбины (блокирование отверстий охлаждения). Эти проблемы, как правило, приводят к значительному ухудшению характеристик компрессора и турбины, снижению их производительности и надежности, а это, в свою очередь, является причиной ухудшения параметров двигателя в целом и могут привести к его полному отказу.

Повышенная влажность атмосферного воздуха является одним из вредных факторов окружающей среды для техники. Влияние эрозионного износа и влажности атмосферного воздуха на характеристики ТРДД и ТРДД с форсажной камерой проявляется как следствие

изменения теплофизических свойств рабочего тела – воздуха и продуктов сгорания топлива в нем.

Современные ТРДД характеризуются высокими значениями параметров рабочего процесса и большим диапазоном изменения этих параметров в процессе эксплуатации. Для ТРДД характерно значительное влияние эксплуатационных факторов на их характеристики, что отражается на эффективности силовой установки и авиационных комплексов в целом.

Эксплуатация ТРДД в сложных климатических условиях, например, запыленной атмосфере, повышенной влажности и т.д., обуславливает необходимость определения технического состояния двигателей.

Длительная эксплуатация в условиях запыленной атмосферы сопровождается эрозионным износом элементов проточной части двигателя, и прежде всего лопаток компрессора, что приводит к значительному ухудшению состояния и характеристик компрессора, снижению запаса газодинамической устойчивости, и соответственно ухудшению параметров двигателя в целом.

Повышенная влажность воздуха при высоких значениях атмосферной температуры приводит к существенному изменению параметров двигателя.

Полная или частичная потеря тяги одного из двигателей может произойти также, например, после попадания птиц в воздухозаборник или в результате штатных или ложных срабатываний защитных и аварийных систем. Попадание в двигатель птиц или баллистического объекта врага может вызвать сбой или повреждение двигателя.

Помимо факторов окружающей среды, разнотяговость ТРДД или ТРДДФ может быть вызвана рядом особенностей этих двигателей и силовой установки в целом. Эти особенности приводят к тому, что одна и та же тяга «взлётного» режима при Международной стандартной атмосфере (МСА) может соответствовать, в частности, различному сочетанию частоты вращения роторов высокого и низкого давлений.

Перечисленные особенности приводят к тому, что одна и та же тяга «взлётного» режима при МСА может соответствовать, в частности, различному сочетанию частот вращения роторов высокого и низкого давлений. Поэтому при выполнении диссертационной работы предложена и разработана структура системы управления силовой установкой двухдвигательного самолёта с разнотяговыми ТРДД.

1.3 Система управления силовой установкой двухдвигательного самолёта

1.3.1 Типовые схемы управления двухдвигательной силовой установкой

Силовая установка двухдвигательного самолёта представляет собой систему, обеспечивающую работу двигателей и получение движущей силы для перемещения ЛА. Силовая установка состоит из двух двигательных установок (ДУ) и систем, обеспечивающих их работу: топливной, пожарной защиты, противообледенительной, управления и контроля, запуска и бортовой вспомогательной силовой установки (ВСУ).

На двигателях установлены следующие датчики и сигнализаторы:

- системы сигнализации о перегреве во внутренних масляных и суфлируемых полостях;
- системы измерения давлений воздуха в компрессоре и сигнализации о помпаже;
- системы сигнализации о наличии металлической стружки в масле;
- системы смазки и суфлирования;
- системы питания топливом;
- системы управления компрессорами;
- системы запуска;
- внешней маслосистемы привода-генератора;
- системы реверсирования тяги двигателя;
- измерения частот вращения роторов;
- измерения температуры газа за турбиной НД;
- измерения вибраций роторов.

Датчики контроля обеспечивают измерение текущих значений параметров работы двигателей и их систем. Сигнализаторы обеспечивают выдачу сигналов о нормальной работе двигателей и их систем или об отклонениях, возникших в их работе. Контроль работоспособности двигателей и их систем, диагностирование их технического состояния осуществляется с помощью бортовых и наземных средств контроля [66].

Режимы работы силовой установки зависят от разных параметров (удельная тяга, масса, расход топлива) и для поддержания заданного режима нужны электронные системы управления (ЭСУ) её ТРДД.

В состав функциональной схемы управления двухдвигательного самолёта входят: пульты управления, установленные в кабине экипажа; датчики и сигнализаторы, установленные на двигателях; электронный блок управления и контроля (БУК); электронные блоки управления ДУ; блоки системы контроля вибраций (БСКВ); блоки коммутации и управления реверсом тяги (БКР). Пример типовой функциональной схемы одного из вариантов управления и контроля

ТРДД двухдвигательного самолёта приведён на рисунке 1.2. Эта схема соответствует связям между двигательными установками (ДУ) и бортовыми системами самолёта Ан-148.

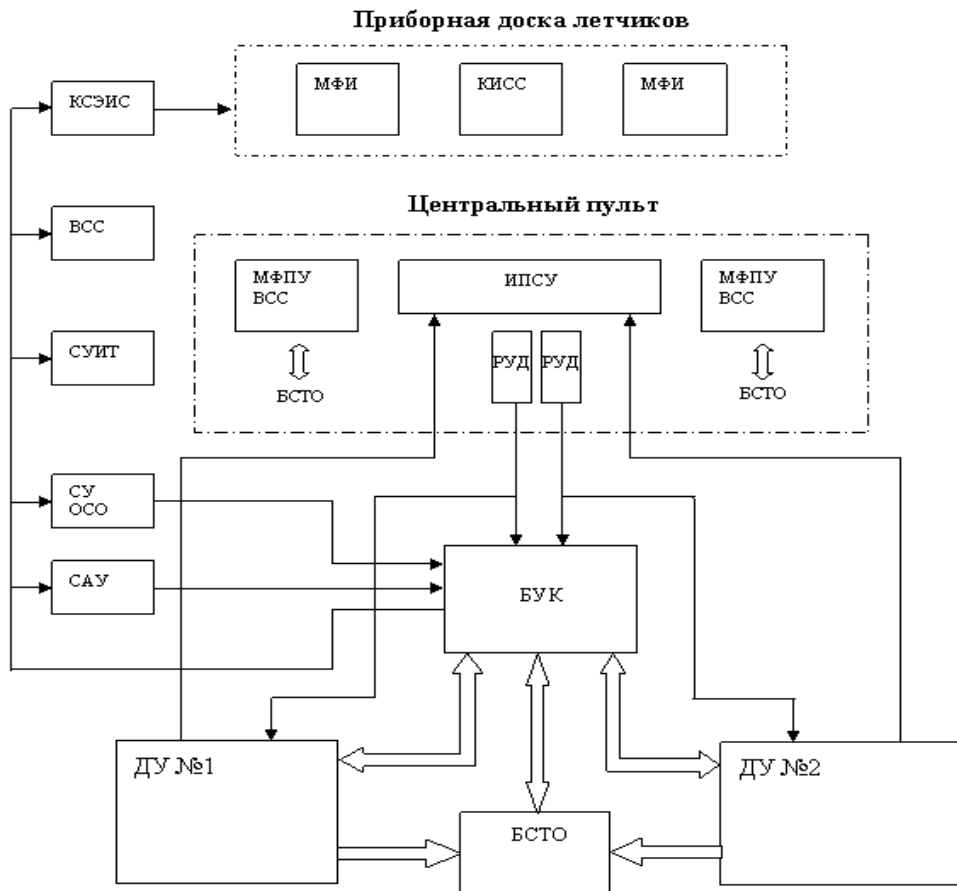


Рисунок 1.2 – Пример функциональной схемы управления и контроля двигателей пассажирского самолёта (Ан-148)

Информация о текущих параметрах работы двигателей и результатах контроля передаётся блоком БУК по каналу последовательной связи в комплексную систему электронной индикации и сигнализации (КСЭИС) для отображения на комплексной информационной системе сигнализации (КИСС) и в систему управления общесамолётным оборудованием (СУОСО) на cadre «Двиг» многофункционального индикатора (МФИ).

СУОСО на основании полученной информации реализует выдачу информации в КСЭИС для индикации текстовых сообщений на КИСС и МФИ; выдачу информации в КСЭИС для обеспечения вывода краткой информации о силовой установке на КИСС.

КСЭИС по этим сигналам обеспечивает выдачу информации о силовой установке на КИСС; вывод аварийных, уведомляющих, статусных и предупреждающих сообщений на КИСС и МФИ; вывод информации о силовой установке на МФИ; вывод рекомендаций по парированию предупреждающих сообщений на КИСС и МФИ.

Бортовая система технического обслуживания (БСТО) на основании полученной информации и заложенных программ реализует приём результатов работы ВСК блоков БУК, ЭСУ, БКР и БСКВ; сопоставление информации о частичной потере тяги, выводимых экипажу, с данными бортовой системы технического обслуживания БСТО; запоминание информации о частичной потере тяги в текущем и предыдущих полётах; формирование сообщений о текущих потерях тяги для вывода на экран МФПУ ВСС.

На рисунке 1.3 представлена типовая схема управления ТРДД на самолёте Ан-148.

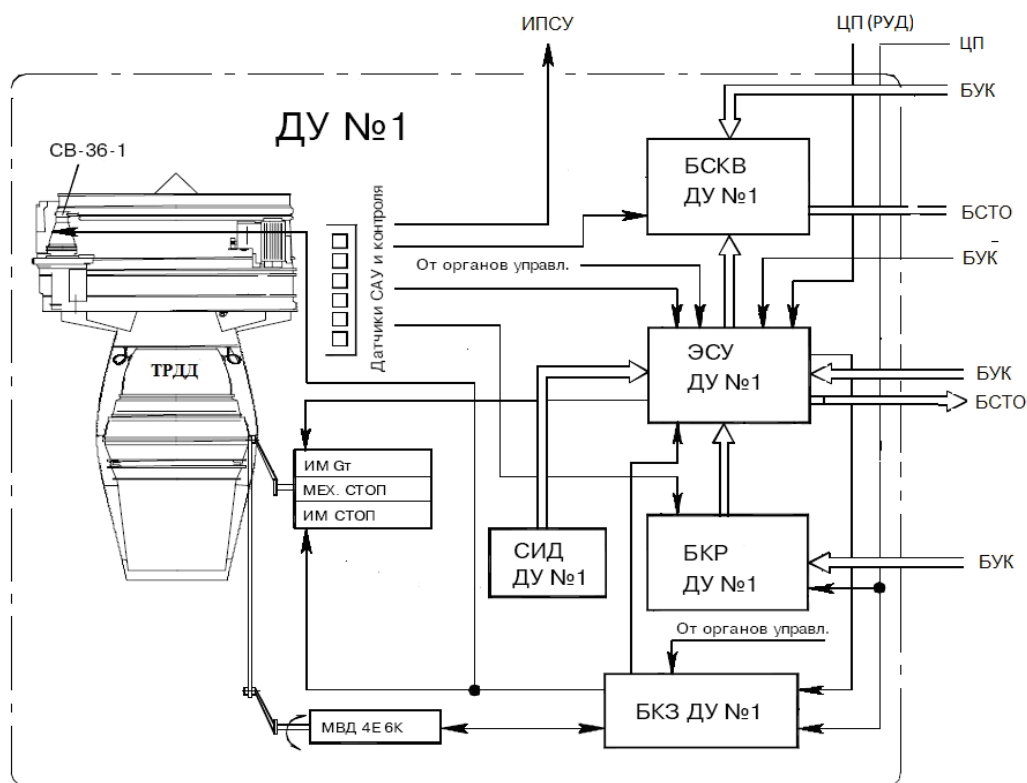


Рисунок 1.3 – Типовая схема управления ТРДД на самолёте

Каждая ДУ включает в себя двигатель, гондолу двигателя, а также размещённые в гондole и пилоне магистрали, электропроводку, узлы и агрегаты ДУ и связанные с двигателем самолётные системы.

Для формирования скорректированного закона управления силовая установка имеет все необходимые элементы: датчики, сигнализаторы и топливный контур, что позволяет подавать контролируемое количество топлива в камеру сгорания. Управление двигателями №1 и №2 обеспечивается в ручном и автоматическом режимах.

Режимы работы двигателей задаются пилотом путём перемещения рычагов управления двигателями (РУД). Электронная часть САУ имеет иерархическую структуру: на нижнем уровне

блоки ЭСУ, БСКВ и БКР осуществляют управление и контроль двигателя, а на верхнем уровне БУК решает задачи интегрирования управления и контроля обоих двигателей.

1.3.2 Особенности управления силовой установкой

Силовая установка – это комплекс устройств и агрегатов, обеспечивающих создание силы тяги и подъёмной силы, необходимых для полёта самолёта. В состав силовой установки входят:

- все двигатели, установленные на самолёте;
- входные устройства;
- коробка приводов самолётных агрегатов (КСА);
- системы, обеспечивающие работу двигателей (топливная, смазки, противопожарная).

Запуск двигателей на земле осуществляется как от наземных, так и бортовых источников питания через КСА газотурбинным двигателем-энергоузлом (ГТДЭ). Система запуска обеспечивает:

- последовательный запуск двух двигателей на земле;
- отдельный запуск двигателей на земле;
- холодную прокрутку двигателей и ГТДЭ;
- консервацию и расконсервацию двигателей, ГТДЭ и КСА;
- автоматический и ручной запуск двигателей в воздухе с частоты оборотов авторотации;
- автоматический запуск двигателя в воздухе при падении частоты вращения его РВД меньше 50%.

В силовой установке двухдвигательного самолёта два двигателя размещены относительно продольной оси самолёта и относительно друг друга, причем каждый из них, в силу своих технологических особенностей или других причин, обладает тягой, отличающейся по своей величине от тяги другого двигателя, что приводит к разнотяговости двигателей самолёта в полёте.

Среди СМС и ДМС всё более преобладают двухдвигательные самолёты с ТРДД. А разнотяговость ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта, как правило, приводит к нежелательному разворачивающему моменту действующих на него сил. До сих пор на пассажирских реактивных самолётах с ТРДД даже зарубежного производства (например, фирмы «BOEING») представительные статистические выборки текущих значений таких управляющих факторов (стандартно измеряемых рабочих параметров ТРДД), как степень повышения давления в двигателе EPR (*Engine Pressure Ratio*), частота вращения РНД n_1 и частота вращения РВД n_2 , анализируются, как правило, в двумерных системах декартовых координат. А программы управления ТРДД, реализуемые в САУ этих самолётов, работают выборочно (например, на ДМС *Boeing-777-200ER*, *Boeing-777-400ER*, *Boeing-767-300ER*).

1.3.3 Газотурбинные двигатели современных самолётов и их особенности

ТРДД относится к классу газотурбинных двигателей (ГТД). В свою очередь, ГТД относится к классу воздушно-реактивных двигателей (ВРД), в которых рабочим телом является воздух. В основе рабочего процесса ГТД лежит термодинамический цикл последовательного сжатия воздуха, подвода к нему тепла и расширения газа [1, 8-9, 70, 74]. Термин «газогенератор» обозначает генерирование газового потока высокой энергии за счет подвода тепла к сжатому воздуху.

В качестве топлива в ТРДД используется авиационный керосин, как правило, ТС-1.

ТРДД имеет два контура и реактивное сопло. Первый (внутренний) контур ТРДД представляет собой простой турбореактивный двигатель (ТРД) и включает в себя многоступенчатый КНД, КВД, камеру сгорания и турбину. Конструктивно второй (внешний) контур ТРДД выполнен в виде кольцевого канала вокруг первого (внутреннего) контура. Этот канал проходит от КНД до реактивного сопла, минуя камеру сгорания и турбину. На рисунке 1.4 представлена схема ТРДД [2].

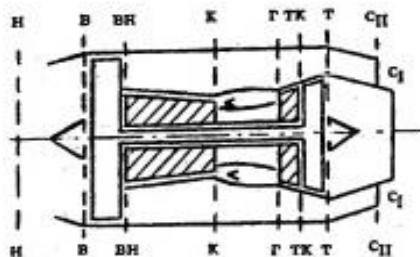


Рисунок 1.4 – Схема ТРДД

На этом рисунке характерные сечения проточной части ТРДД обозначены следующими индексами: н – невозмущенный поток, окружающая среда; в – сечение на входе в двигатель; вн – сечение за вентилятором; к – сечение за компрессором; г – сечение перед турбиной; тк – сечение за турбиной компрессора; т – сечение за турбиной; с – сечение на выходе из реактивного сопла.

Наружный воздух со входа ТРДД поступает в КНД, в котором невысока степень повышения давления воздуха $\pi^*_{к\Sigma}$ ($1,5 \leq \pi^*_{к\Sigma} \leq 3$). Как правило, КНД содержит не более пяти ступеней, передние из которых носят общее название «Вентилятор», который гонит воздух во второй (внешний) контур ТРДД. В передних ступенях КНД (вентиляторе) осуществляется рост статического давления воздуха за счёт торможения воздушного потока. Сжатый там воздух

делится на два потока. Один поток воздуха проходит сквозь первый (внутренний) контур ТРДД, а другой поток воздуха поступает во второй (внешний) контур ТРДД.

В первом (внутреннем) контуре ТРДД сжатие рабочего тела на входе в камеру сгорания и высокое значение расхода воздуха через двигатель достигается за счёт совместного действия встречного потока воздуха и компрессоров, размещённых перед камерой сгорания. В компрессорах осуществляется рост полного давления воздуха за счёт совершаемой компрессорами механической работы. Каждый компрессор приводится в движение своей турбиной, смонтированной на одном валу с ним, и работающей на том же рабочем теле, нагретом в камере сгорания, из которого образуется реактивная струя. Компрессорные узлы КНД вращает турбина низкого давления (ТНД), а компрессорные узлы КВД, в котором высока степень повышения давления воздуха $\pi^*_{к\Sigma}$ ($10 \leq \pi^*_{к\Sigma} \leq 30$), вращает турбина высокого давления (ТВД). Оба эти компрессора обычно не связаны между собой механически, а их валы расположены один внутри другого и зачастую вращаются в разные стороны. Для повышения газодинамической устойчивости этих компрессоров они выполняются двухкаскадными. Каждый из каскадов, называемых также роторами, работает со своей скоростью вращения. При этом вал 1-го каскада КНД (РНД), вращаемого последней (самой низкооборотной) турбиной, проходит внутри полого вала 2-го каскада КВД (РВД). РНД работает с частотой вращения n_1 , а РВД – с частотой вращения n_2 . При снижении частоты вращения роторов тяга ТРДД уменьшается.

Во втором (внешнем) контуре поток воздуха минует камеру сгорания и формирует реактивную струю, которая истекает из реактивного сопла, создавая при этом реактивную тягу.

Уровень суммарной тяги ТРДД R_Σ определяется соотношением контролируемой величины суммарного секундного массового расхода воздуха через этот двигатель $G_{в\Sigma}$ и измеряемых величин скорости истечения продуктов сгорания (газовоздушной струи) из его реактивного сопла C_c и воздушной скорости полёта самолёта V_c , вытекающим из закона сохранения импульса:

$$R_\Sigma = G_{в\Sigma} \cdot (C_c - V_c) \quad (1.1)$$

Очевидно, что чем больше скорость истечения газовойоздушной струи из реактивного сопла C_c , тем выше уровень суммарной тяги R_Σ . Поэтому, в ТРДД реализуется принцип повышения полётного коэффициента полезного действия (КПД) ТРД, за счёт уменьшения разницы между скоростью истечения газовойоздушной струи из реактивного сопла C_c и воздушной скоростью полёта самолёта V_c . Уменьшение суммарной тяги R_Σ , которое вызовет уменьшение этой разницы между скоростями, компенсируется за счёт увеличения суммарного секундного массового расхода воздуха через двигатель $G_{в\Sigma}$.

Отношение массового расхода воздуха в секунду через второй (внешний) контур ТРДД $G_{вII}$ к массовому расходу воздуха в секунду через первый (внутренний) контур ТРДД $G_{вI}$ является одним из основных параметров ТРДД и называется «*Степень двухконтурности*» $m=G_{вII}/G_{вI}$ ($0,5 \leq m \leq 90$). Но необходимость увеличения суммарного секундного массового расхода воздуха через ТРДД $G_{в\Sigma}$ неизбежно обуславливает необходимость увеличения площади фронтального сечения входного устройства ТРДД, следствием чего является увеличение диаметра этого входного устройства, что ведет к увеличению лобового сопротивления и массы ТРДД, т.е. чем выше степень его двухконтурности m – тем больше его диаметр при прочих равных условиях. На рисунке 1.5 представлен ТРДД с большой степенью двухконтурности – двигатель ПД-14.

ПД-14 (Перспективный Двигатель тягой 14 тонн или Пермский Двигатель образца 2014 года) – проект семейства перспективных гражданских турбовентиляторных двигателей с тягой на взлёте от 9 до 18 тонн, разрабатываемый предприятиями ОДК (Главной разработчик — АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь), Главной изготовитель — ОАО «ПМЗ» (г. Пермь)).

Семейство двигателей ПД предназначено для установки на самолёты МС-21-200/300/400. Более мощные модификации на базе газогенератора двигателя (ПД-18Р) могут быть применены на Ту-214, Ил-96-300 и Ил-96-400 (<https://ru.wikipedia.org/wiki/%CF%С4-14> - cite_note-3).

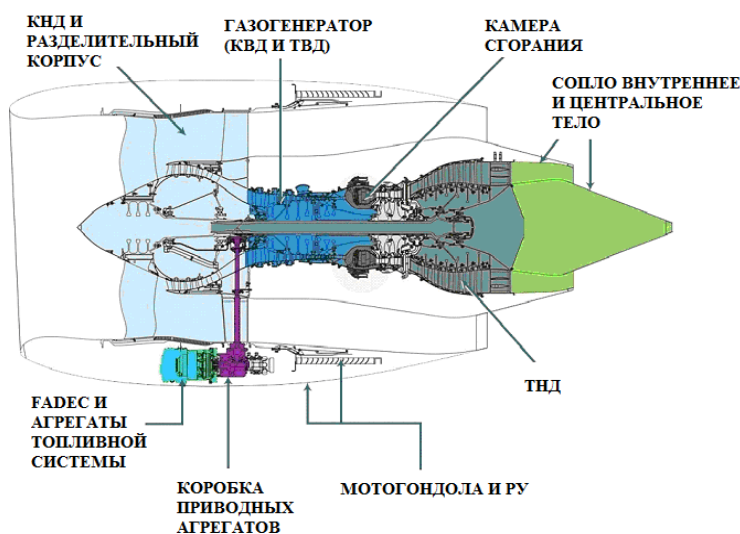


Рисунок 1.5 – Схема ТРДД с большой степенью двухконтурности (ПД-14)

Состоящий из 11 модулей двухконтурный двухвальный ТРДД ПС-90А со смешением потоков наружного и внутреннего контуров, с реверсивным устройством в канале наружного контура, разработан для самолётов Ту-204, Ту-214 и Ил-96-300 [98].

Пассажирский самолёт Ил-96-300 с четырьмя ТРДД ПС-90А эксплуатируется в системе гражданской авиации с 1993г. ОАО "Пермские моторы" выпустил около 250 двигателей ПС-90А и осуществляет их ремонт.

Бортовая система контроля и диагностики обеспечивает своевременное выявление частичной потери тяги двигателя и его эксплуатацию по состоянию одной ступени вентилятора с 33 титановыми лопатками, 2 ступеней КНД и 13 ступеней КВД. турбина высокого давления имеет 2 ступени, охлаждаемая, $T_T = 1640\text{ K}$, турбина низкого давления имеет 4 ступени, тяга на «взлётном» режиме: $R_{взл.} = 16000\text{ кгс}$.

Практически на всех современных самолётах-истребителях ставятся ТРДД с малой степенью двухконтурности. Например, степень двухконтурности $m=0,4$ имеют американский ТРДД с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) «F100-PW-229» фирмы «PRATT&WHITNEY», устанавливавшийся на манёвренные самолёты-истребители «F-15» и «F-16», и западноевропейский ТРДД «Eurojet EJ200», устанавливающийся на самолёт-истребитель «Eurofighter Typhoon». А российский ТРДДФ «АЛ-31Ф», устанавливавшийся на манёвренный самолёт-истребитель «СУ-27», имеет степень двухконтурности $m=0,571$ и российский ТРДД «РД-33», устанавливавшийся на манёвренный самолёт-истребитель «МиГ-29», имеет степень двухконтурности $m=0,49$. Но с ростом скорости полёта СМС и ДМС с ТРДД и приближении её к скорости звука, тяговая эффективность ТРДД ощутимо падает, потому что скорость выхода реактивного потока из двигателя на таких скоростях уже мала. Для увеличения скорости истечения обычно производится дополнительный подвод энергии к воздуху второго (внешнего) контура ТРДД с помощью форсажной камеры. Это увеличивает скорость истечения газа из реактивного сопла и тяга ТРДД возрастает. Обычно этот рост составляет от 30% до 50%, а во многих случаях и более.

На Рисунке 1.6 представлена схема ТРДДФ, где индексы «ф» – сечение за форсажной камерой, «см» – сечение за камерой смешения, «кр» – критическое сечение сопла [2].

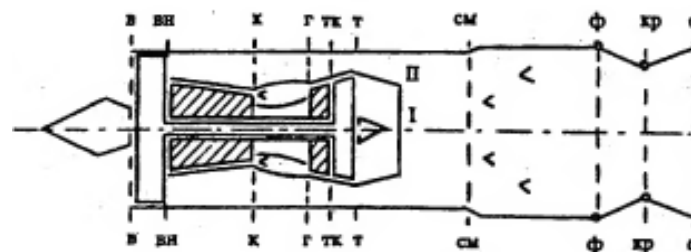


Рисунок 1.6 – Схема ТРДДФ

На рисунке 1.7 представлена схема устройства ТРДД с форсажной камерой.

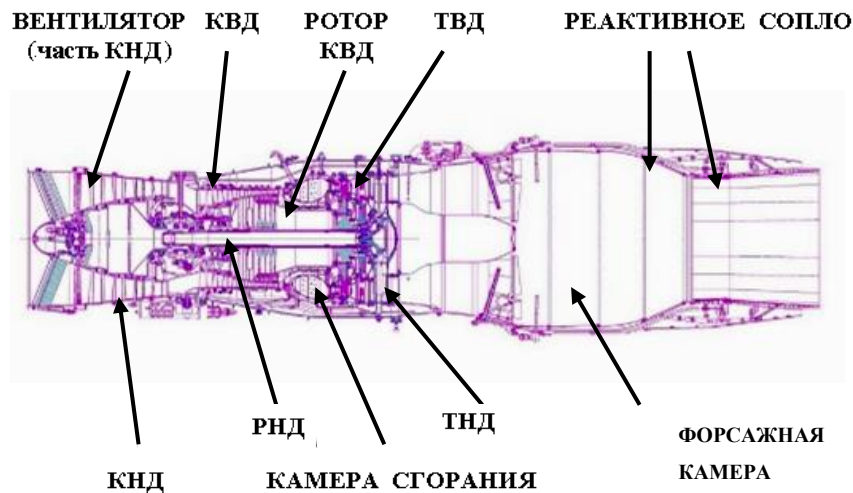


Рисунок 1.7 – Схема ТРДД с малой степенью двухконтурности и с форсажной камерой

Двигатель РД-33 – двухроторный с форсажной камерой эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полёта. Устойчиво работает в экстремальных условиях по уровню неравномерности и пульсаций воздуха на входе, надёжно и устойчиво работает на земле при температуре $\pm 60^{\circ}\text{C}$, в полёте при температуре на входе в двигатель не более 200°C , при максимальной приборной скорости до высоты 11000 м – 1500 км/ч, при максимальном числе Маха $M = 2,35$ на высоте более 11000 м, при минимальной приборной скорости на высоте более 15000 м – 350 км/ч, а на высоте менее 15000 м – 300 км/ч. Статический потолок при максимальной расчетной высоте при истинной скорости более 1700 км/ч – не менее 20000 м. Динамический потолок выше статического на 1500 м.

К ТРДДФ также относится двигатель АЛ-31Ф, предназначенный для установки на самолётах Су-27 и его модификациях (Су-27СК, Су-30МК, Су-32МФ). АЛ-31Ф – двухконтурный, двухвальный двигатель со смешением потока внутреннего и наружного контуров за турбиной, с общей форсажной камерой и сверхзвуковым всережимным реактивным соплом. К характерным особенностям АЛ-31Ф относятся: модульность конструкции, высокая газодинамическая устойчивость компрессора, малый удельный расход топлива, высокие контролепригодность, эксплуатационная технологичность и надёжность. Основная система регулирования режимов работы двигателя - электронная, дублирующая - гидравлическая.

АЛ-41Ф1 (Изделие 117) – ТРДД со смешением потоков, форсажной камерой и всеракурсно управляемым вектором тяги «первого этапа», разработан в НПО «Сатурн» для истребителей пятого поколения. За основу для двигателя АЛ-41Ф1 были взяты двигатели для истребителей четвертого поколения АЛ-31Ф, АЛ-31ФП и двигатель АЛ-41Ф для истребителей пятого поколения, который не пошел в серию.

В отличие от реактивных двигателей прошлого поколения, несмотря на схожую с АЛ-31Ф схему, АЛ-41Ф1 на 80% состоит из новых узлов.

Основные узлы таких двигателей:

- КНД;
- КВД;
- плазменная система зажигания;
- камера сгорания;
- компрессор с увеличенным диаметром;
- форсажная камера сгорания;
- всеракурсное управление вектором тяги, $\pm 16^\circ$ в любом направлении, и $\pm 20^\circ$ плоскости;
- цифровая АСУ с элементами распределённых параметров.

Новые узлы позволили значительно повысить силу тяги двигателя АЛ-41Ф1 – до 15000 кгс против 12500 кгс у АЛ-31Ф, увеличить ресурс (4000 часов против 1000), повысить надёжность и снизить расход топлива. Система управления двигателем – цифровая с полной ответственностью, гидравлические агрегаты являются только исполнительными. Наличие такой системы позволяет управлять параметрами впрыска топлива, воздуха и зажигания в работе двигателя для поддержания оптимальных характеристик его работы.

ТРДД АЛ-41Ф1С (изделие 117С) с форсажной камерой и управляемым вектором тяги (УВТ) поколения 4++ создан НПО «Сатурн» для истребителя Су-35С по заказу ОАО «ОКБ Сухого», является вариантом двигателя АЛ-41Ф1.

Рассмотрение двигателей ПД-14, ПС-90А, РД-33, АЛ-31Ф, АЛ-41Ф1 позволило выявить конструктивные особенности, позволяющие сформулировать требования к параметрам, необходимым для снижения уровня асимметрии тяги силовой установки.

ТРДД одной серии имеют разброс характеристик и не существует двух двигателей, характеристики которых совпали бы полностью. Это приводит к тому, что на самолёт устанавливаются так называемые разнотяговые двигатели.

1.4 Анализ существующих подходов к решению задачи управления двухдвигательной силовой установкой самолёта с разнотяговыми двигателями

1.4.1 Способы уменьшения влияния разнотяговости ТРДД на траекторию полёта самолёта

Ряд зарубежных и отечественных СМС и ДМС с ТРДД оснащен такими САУ их СУ, которые обеспечивают в полёте компенсацию разнотяговости ТРДД путём введения

статистических поправок управляемого параметра, для чего выборочно применяются программы управления $EPR \pm \delta EPR = const$ (аэробус A-310 фирмы «Pratt & Whitney»), $n_1 \pm \delta n_1 = const$ (аэробус A-310 фирмы «General Electric») и $n_2 \pm \delta n_2 = const$ (аэробус ИЛ-96-300). Наибольший практический результат коррекции разнотяговости ТРДД СМС и ДМС на всех этапах полёта с помощью заложенных в САУ программ управления $EPR \pm \delta EPR = const$, $n_1 \pm \delta n_1 = const$ и $n_2 \pm \delta n_2 = const$ получен фирмой «Pratt & Whitney» на программе управления $EPR \pm \delta EPR = const$, которая минимизирует разнотяговость ТРДД в полёте на всех типах аэробусов фирмы «Boeing». А программа управления $n_2 \pm \delta n_2 = const$ даёт большую разнотяговость ТРДД, доходящую до 12% на новых гарантийных ТРДД ПС-90А в состоянии поставки их с завода, и обладает худшей экономичностью в полёте по сравнению с другими программами управления. Чтобы повысить экономичность программ управления $n_1 \pm \delta n_1 = const$ и $n_2 \pm \delta n_2 = const$ при компенсации разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного СМС или ДМС можно используя ТРДД, которые успешно прошли на заводе-изготовителе выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки. Тогда частичную потерю тяги одного из ТРДД в полёте следует определять по снижению значений частот вращения его РНД n_1 и РВД n_2 ниже их заданных значений n_1^{SET} и n_2^{SET} соответственно.

В настоящее время существует способ управления силовой установкой самолёта с двумя ГТД при частичной потере тяги одного из них, согласно которому автоматически осуществляется определение частичной потери тяги ГТД в полёте [45].

Частичная потеря тяги в полёте определяется по уменьшению частоты вращения вентилятора n_v и её 1-ой производной dn_v/dt ниже заданных величин. Управление силовой установкой самолёта этим способом включает измерение значений параметра тяги двух двигателей, сравнение измеренных значений этого параметра тяги с его заданным значением. Частичная потеря тяги ГТД в полёте определяется по уменьшению суммарного сигнала частоты вращения вентилятора n_v и её 1-ой производной dn_v/dt ниже заданной величины $n_v^{зад}$ ($n_v \pm C_v \cdot dn_v/dt < n_v^{зад}$). Однако, в ГТД типа ТРДД, где $n_v \equiv n_1$, в полёте может начаться падение тяги из-за уменьшения суммарного сигнала частоты вращения его РВД n_2 и её 1-ой производной dn_2/dt ниже заданной величины $n_2^{зад}$ ($n_2 \pm C_2 \cdot dn_2/dt < n_2^{зад}$). Это может произойти при механическом повреждении турбины КВД и (или) механическом разрушении её рабочих лопаток из-за коррозионного и эрозионного действия газов и эрозии мелкими посторонними частицами (песком) или при перегреве двигателя из-за чрезмерно длительных или частых включениях РПТ в условиях высоких температур воздуха, но при этом падение тяги не будет зафиксировано и в результате не будет скомпенсировано.

При разнотяговости в полёте возникает два варианта развития ситуации. Во-первых, появляется момент рысканья, который возникает из-за разнотяговости ТРДД. Величина этого

начального момента рыскания зависит от тяги двигателя, расстояния между линией тяги и центром тяжести самолёта (ЦТ), и от путевой устойчивости самолёта, которая стремится противостоять возникшему моменту рыскания. Во-вторых, это крен, который происходит, когда самолёт продолжает рыскание в сторону двигателя с меньшей тягой, что приводит к снижению подъема отстающего полукрыла и крену в сторону этого двигателя, вызванного рысканием. Этот крен усиливается смещением крыла и потерей подъема в зоне пониженного давления на самолётах в передней части двигателя. Этот эффект может быть очень выраженным, но он находится в пределах возможностей элеронов для противодействия в большинстве нестандартных ситуаций. Если рыскание и крен не исправлены, появится крутящий момент в сторону двигателя с меньшей тягой. В большинстве случаев рыскание определяется визуально по приборам бокового акселерометра, а на некоторых типах самолётов, доминирующей визуальной подсказкой может быть положение по крену. Хотя элероны должны быть использованы, чтобы поднять крыло, руль направления является основным органом управления для предотвращения дальнейшего крена и требуется время, чтобы правильно определить частичную потерю тяги двигателя.

1.4.2 Использование режима повышенной тяги при управлении ТРДД двухдвигательной силовой установкой самолёта

Управление двухдвигательными силовыми установками самолёта с ГТД иногда предусматривает автоматическое увеличение тяги ГТД на отдельных этапах полёта. В этом случае увеличение тяги ГТД предусматривается в двух особых случаях: при взлёте с аэродрома в условиях высокогорья и при воздушном патрулировании на разворотах без снижения высоты полёта. Увеличение тяги достигается повышением расхода топлива в камеру сгорания с одновременным увеличением предельных значений регулируемых параметров двигателя. Поскольку прямая активизация программы увеличения тяги отсутствует, то пилот заранее определяет возможную необходимость повышения тяги посредством перевода РУД в соответствующее положение. При этом для включения РПТ при взлёте в условиях высокогорья необходимо, чтобы барометрическая высота аэродрома находилась в диапазоне от 1500 м до 3000 м над уровнем моря, а воздушная скорость самолёта была ниже скорости сваливания.

В качестве входных параметров системы управления силовой установкой самолёта используются:

- положение РУД, который отображает необходимость включения РПТ;
- давление воздуха окружающей среды, по которому определяют барометрическую высоту аэродрома;

- температура лопаток турбины, которая наиболее точно характеризует тепловое состояние турбины и является одним из основных регулируемых параметров ГТД;
- воздушная скорость самолёта.

Измерение входной информации, сравнение воздушной скорости самолёта с минимально допустимым значением, формирование управляющего воздействия для увеличения тяги реализуется в цифровом электронном блоке управления ГТД.

Недостатки применения РПТ следующие.

При постоянной эксплуатации самолёта в условиях высокогорья пилоту перед каждым взлётом необходимо определять потребность включения РПТ, что допускает возможные ошибки и риски. Так, не переведя РУД в положение форсирования тяги, и в случае полной или частичной потери тяги одного из двигателей (например, после попадания птиц в воздухозаборник, штатных или ложных срабатываний защитных и аварийных систем) система управления силовой установкой в двухдвигательном варианте может не обеспечить требуемую динамику набора высоты.

В случае, если пилот, руководствуясь соображениями безопасности, при взлёте в условиях высокогорья будет постоянно переводить РУД в положение форсирования тяги (независимо от загрузки, особенностей аэродрома) то, на взлёте будет постоянно включаться РПТ, пока воздушная скорость самолёта не достигнет безопасной величины. Каждое включение РПТ приводит к существенному росту термогазодинамических параметров и, как следствие, к ускоренной выработке ресурса двигателя. При систематическом срабатывании режима это ведет к досрочному съему двигателя с крыла, что экономически нецелесообразно. Кроме того, при чрезмерно длительных или частых включениях РПТ в условиях высоких температур воздуха также возможен перегрев двигателя и механическое разрушение лопаток турбины.

Управление силовой установкой самолёта с ГТД после обнаружения частичной потери тяги двигателя, вызванной попаданием в двигатель птиц или баллистического объекта может также осуществляться следующим образом. Система двигателя осуществляет мероприятия, заключающиеся в ресурсораспределении для поддержания (восстановления) существующей тяги двигателя путём увеличения вращения ротора ГТД [92]. При этом частичная потеря тяги ГТД определяют по уменьшению частоты вращения вентилятора n_v и её первой производной dn_v/dt ниже заданных величин. При этом измеряются значения параметра тяги двух двигателей, сравниваются с его заданными значениями.

К недостаткам этого способа можно отнести последствия такого управления силовой установкой двухдвигательного самолёта, так как при этом в качестве параметра тяги задействуется только частота вращения вентилятора n_v , без учёта его взаимосвязи с другими контролируемыми рабочими параметрами. Для управления силовой установкой самолёта с двумя

ГТД при потере тяги одного из них в полёте предусмотрено использование всего лишь одной единственной программы управления тягой ГТД ($n_b \pm \delta n_b = \text{const}$). А выборки контролируемых значений частоты вращения вентилятора n_b анализируются только в маломерной постановке задач коррекции разнотяговости ГТД, то есть в двумерной системе координат: (P_{II-n_b}) , где P_{II} - вероятность проявления различных диапазонов выборки контролируемых значений частоты вращения вентилятора n_b .

Реализация этого способа управления в силовой установке двухдвигательного самолёта с ГТД, приводит к тому, что разные программы управления ($n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$, $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$) работают выборочно, а выборки контролируемых значений управляющих факторов (контролируемых рабочих параметров ТРДД: частоты вращения РНД n_1 и частоты вращения РВД n_2) которые могут быть задействованы в качестве параметров тяги, анализируются в двумерных системах координат: (P_{II-n_1}) , где P_{II} - вероятность проявления различных диапазонов выборки контролируемых значений частоты вращения РНД n_1 , и (P_{II-n_2}) , где P_{II} - вероятность проявления различных диапазонов выборки контролируемых значений частоты вращения РВД n_2 .

1.5 Требования к самолётам для повышения их качества и обеспечения безопасности полётов с разнотяговыми двигателями

В 2022 году Международной организации гражданской авиации (ИКАО) было принято двенадцатое издание Приложения 6 «Эксплуатация воздушных судов» к Конвенции о международной гражданской авиации. В Приложении 19 «Управление безопасностью полётов» к Конвенции о международной гражданской авиации указано, что «на новой методической основе были систематизированы обязательства, возложенные на государства по управлению безопасностью полётов в гражданской авиации».

В качестве одной из таких функций в Приложении 8 «Летная годность воздушных судов» к Конвенции сформулирована обязанность государства-изготовителя по утверждению производства (production approval) воздушного судна или его частей – организация-изготовитель должна получить от государства-изготовителя утверждение в виде сертификата на производство. В теоретическом плане это означает подход, основанный на проверке соблюдения нормативных требований, т.к. в традиционной постановке задач при утверждении производства государство-изготовитель изучает подтверждающие данные и проводит инспекцию производственных мощностей и процессов с тем, чтобы определить соблюдение организацией-изготовителем соответствующих требований к производству [3-5, 48, 75]. Сущность традиционных подходов к сертификации/утверждению производства авиационной техники подробно раскрыты в работах А.А. Красоткина [46-48].

С принятием Приложения 19 ИКАО предлагает трансформировать традиционно сложившиеся подходы в регулятивной и надзорной деятельности государств и акцентировать усилия в организации надзора за наиболее проблемными или требующими внимания сферами авиационной деятельности на основе данных по безопасности полётов. В такой ситуации от государства требуется установить процедуры выработки приоритетов в организации инспекций, проверок и обследований (аудитов) на основе анализа данных об опасностях, их последствий для производственной деятельности и результатов оценки рисков для безопасности полётов. Как отмечается в Руководстве по управлению безопасностью полётов: «...традиционные программы контроля, надзора и инспектирования обычно систематически и неизменно применяются ко всем поставщикам обслуживания и не имеют механизмов изменения частоты или масштаба надзорных мероприятий. В условиях управления безопасностью полётов предоставляются возможности более гибкого подхода к оценке показателей эффективности обеспечения безопасности полётов».

В качестве источника информации для принятия решения о модификации масштаба и частоты надзорных мероприятий со стороны государства в отношении конкретного субъекта авиационной деятельности в рекомендациях ИКАО предусмотрено использование регулирующим органом профиля организационных рисков (Organization Risk Profile - ORP) указанного субъекта. Применение этого инструмента полностью согласуется с философией предупреждения авиационных происшествий по организационным причинам, основанной на модели Ризона, и необходимостью организации контроля над организационными процессами в качестве действенной меры по обеспечению безопасности полётов. Для изготовителя воздушного судна цель функционирования прямо сформулирована в международных стандартах ИКАО и статье 37 Воздушного кодекса РФ – «...обеспечение соответствия каждого серийно производимого гражданского воздушного судна сертифицированному типу».

Ограничением на новые разработки авиационной техники и, в частности, системы автоматического управления силовыми установками самолетов является то, что против РФ введены международные санкции, что объективно требует перейти к импортозамещению продукции и услуг. В связи с этим, требуется перейти от использования зарубежного оборудования и систем на самолётах российского производства к изделиям отечественного производства. Это требует разработки специальной теории, в том числе и для новых систем управления силовыми установками, где могут устанавливаться двигатели с разной тягой [65, 88, 90, 98].

1.6 Выводы по главе

На основании проведенного обзора способов коррекции разнотяговости однотипных ТРДД и анализа существующего состояния проблемы управления силовой установкой двухдвигательного самолёта с разнотяговыми двигателями получены следующие выводы:

1) Показано, что при разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте самолёт может потерять устойчивость и управляемость.

2) Проанализированы типовые схемы управления двухдвигательной силовой установкой. Отмечено, что двигатели двухдвигательного самолёта разнесены относительно его продольной оси и относительно друг друга, причем каждый из них, в силу своих технологических особенностей или других причин, обладает тягой, отличающейся по своей величине от тяги другого двигателя, что приводит к разнотяговости двигателей самолёта в полёте.

3) Выявлено, что разнотяговость его двигателей в полёте может возникнуть при механическом повреждении турбины КВД и (или) механическом разрушении её рабочих лопаток из-за коррозионного и эрозионного действия газов и эрозии мелкими посторонними частицами (песком), но при этом потеря тяги такого ТРДД не будет зафиксирована и компенсирована известными системами и устройствами управления силовой установкой по частотам вращения роторов турбин КНД обоих двигателей, пока не приведёт к снижению контролируемых значений этих частот ниже их заданного значения.

При решении этих задач будем полагать, что двухвальные ТРДД, предназначенные для силовых установок СМС или ДМС успешно прошли испытания на заводских горячих стендах и выходной контроль на заводе-изготовителе в условиях серийного производства этих ТРДД.

При решении поставленных задач необходимо уточнить терминологию и ряд ограничений:

1. Будем полагать, что ТРДД применяются в силовой установке двухдвигательного СМС или ДМС.

2. Под разнотяговостью ТРДД будем понимать неравенство замеряемых или вычисляемых значений силы тяги ТРДД одной серии в условиях их производства на заводе-изготовителе и неравенство одновременно контролируемых значений силы тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в условиях их эксплуатации на таком воздушном судне (ВС) [35-39].

3. Величина разнотяговости ТРДД обусловлена условиями их серийного производства и степенью износа этих ТРДД при их эксплуатации в силовой установке двухдвигательного самолёта, и (или) частичными повреждениями тех же ТРДД в полёте [27, 63].

4. Под коррекцией разнотяговости ТРДД будем понимать снижение их разнотяговости в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе и в условиях эксплуатации на двухдвигательном самолёте [35-39].

5. Будем полагать, что в качестве параметров тяги ТРДД можно использовать частоты вращения роторов турбин компрессоров высокого и низкого давления ТРДД.

6. Будем также полагать, что ЭСУ ДУ с ТРДД можно реализовать на специализированных и (или) универсальных устройствах цифровой обработки сигналов (ЦОС), основу которых составляют, например, программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС) и (или) цифровые процессоры обработки сигналов (ЦПОС).

При решении поставленных задач необходимо:

- идентифицировать особенности ТРДД в процессе их производства и эксплуатации, способные привести к появлению разнотяговости ТРДД самолёта в полёте;
- разработать матрицы данных по результатам стендовых испытаний ТРДД одной серии и моделирования ТРДД с учётом изменений КПД его узлов;
- разработать способ селективного отбора ТРДД одной серии для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов;
- разработать способ и алгоритм уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта для балансировки их тяги в полёте с помощью матриц данных;
- разработать структуру системы автоматической корректировки тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта, способной алгоритмическим путем уменьшать их разнотяговость в полёте.

ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МЕТОДА УМЕНЬШЕНИЯ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА ПРИ ИХ ПРОИЗВОДСТВЕ И ЭКСПЛУАТАЦИИ

2.1 Теоретические предпосылки решения задачи уменьшения разнотяговости ТРДД, устанавливаемых на самолёт

Необходимый уровень качества отечественных ТРДД можно и должно обеспечить разработкой и применением перспективных методик подтверждения соответствия качества ТРДД при их сертификации в свете реформирования отечественной системы технического регулирования [3-5, 75].

Методика глубокого тестирования технического состояния ТРДД в двумерных системах координат и снижения разнотяговости однотипных ТРДД в маломерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД, когда представительные статистические выборки управляющих факторов анализируются в двумерных системах координат независимо друг от друга была предложена и разработана В.В. Дворниченко [35]. Однако такое уменьшение разнотяговости ТРДД путём ужесточения условий их заводской приёмки и введения через САУ этими ТРДД статистических поправок одного управляющего фактора (контролируемого рабочего параметра) не учитывает значительного разброса значений других контролируемых рабочих параметров тех же ТРДД, который может в полёте свести «на нет» результаты коррекции разнотяговости.

А.С. Лесовский в своих работах [50-64] отмечает, что «самым узким местом в системе поддержания летной годности является проверка соответствия управляемости самолёта заявленным производителем характеристикам, так как управляемость в настоящее время оценивается пилотом субъективно». При этом, «Анализ нормативной эксплуатационной документации и научных исследований позволил выявить наиболее значимые факторы, нарушающие поперечную балансировку самолёта и ухудшающие поперечную управляемость:

- несимметрия заправки топливом;
- несимметрия загрузки;
- сдвиг ветра;
- разнотяговость двигателей.

Выявлены наиболее опасные уровни отмеченных факторов».

Существует большое количество эксплуатационных причин, нарушающих поперечную балансировку, устойчивость и управляемость самолёта, из которых можно сегодня выделить, как наиболее существенные и актуальные, следующие: разнотяговость двигателей, сбои настройки САУ и изменение нивелировочных характеристик. Первая причина также актуальна, так как, как

отмечает А.С. Лесовский, «серийные двигатели имеют значительный разброс значений тяги. Проведена статистическая обработка разнотяговости, СКО которого составляет 2,15%. Разнотяговость ТРДД, как фактор, нарушающий поперечную балансировку самолёта, в большей степени оказывает влияние на Ил-96-300 поскольку крайние двигатели далеко разнесены от плоскости симметрии самолёта. Симметричная установка двигателей, имеющих примерно одинаковую наработку, позволит существенно снизить влияние данного фактора. Результаты ... показывают, что разнотяговость в рассмотренных пределах в большей степени влияет на экономичность полётов, чем на БП».

Вторая причина обусловлена в основном тем, что «около 10% ВС в автоматическом режиме управления допускают колебания параметров полёта. В этом направлении исследования только развиваются, но Масленниковой Г.Е. удалось разработать методические рекомендации по поиску и устранению неисправностей и дефектов самолётных систем по записям полётной информации».

С.Ю. Скрипниченко исследовал влияние эксплуатационных факторов на наивыгоднейшие режимы набора высоты и снижения и разработал метод определения влияния разнотяговости двигателей и «ножниц» элеронов на прирост расхода топлива и дал рекомендации по его снижению [91-97].

Несмотря на постоянное внимание, уделяемое комплексу этих связанных между собой задач, многие из них остаются до конца не решенными.

В методиках тестирования технического состояния ТРДД в двумерных системах координат $(P_{EPR} - EPR, P_{n_1} - n_1, P_{n_2} - n_2)$ методами математической статистики используются результаты испытаний ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе. Существующие методы, способы и устройства коррекции разнотяговости ТРДД реализуются, как правило, в маломерной постановке задач коррекции их разнотяговости, когда представительные статистические выборки управляющих факторов EPR, n_1, n_2 анализируются в двумерных системах координат $P_{EPR} - EPR, P_{n_1} - n_1, P_{n_2} - n_2$ и программы управления $EPR \pm \delta EPR = const, n_1 \pm \delta n_1 = const, n_2 \pm \delta n_2 = const$ работают выборочно, а коррекция разнотяговости ТРДД обеспечивается оптимизацией режимов полёта путём исключения недопустимых включений РПТ в полёте или управления силовой установкой для поддержания (восстановления) тяги неисправных ТРДД за счёт увеличения вращения их роторов. Но такая оптимизация достигается усилением требований к точности САУ и ускоренной выработкой ресурса ТРДД в случаях, когда это не требуется по условиям полёта, например, в начале разбега по взлётно-посадочной полосе или при наборе высоты. Основным недостатком таких методов, способов и устройств остаётся устранение последствий несимметричности тяги ТРДД по тем или

иным причинам вместо устранения возможной причины несимметричности тяги ТРДД при тестировании их технического состояния на заводе-изготовителе для повышения соответствия их качества требованиям Федеральных Авиационных Правил (ФАП) РФ и Авиационных Правил (АП) Межгосударственного Авиационного Комитета (МАК) [68-69], а также требованиям нормативов Международной организации ГА ICAO перед отправкой в эксплуатацию после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе. Известно, что разнотяговость двух ГТД самолёта в полёте при потере тяги одного из его ГТД компенсируется, как правило, повышением тяги другого ГТД [45]. Их разнотяговость контролирует и компенсирует САУ этой силовой установкой, реализующая выборочно разные программы управления тягой или только одну из них. Однако, к недостаткам тех известных способов управления силовой установкой самолёта с двумя ГТД, которые уже реализовывались и (или) ещё реализуются в САУ, следует отнести негативные последствия включения РПТ, заключающиеся в ускоренной выработке ресурса ГТД в случаях, когда это не требуется по условиям полёта, например, в начале разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе или при наборе им высоты. А в случае неисправности ГТД на взлёте при попадании в него посторонних предметов (птиц, градин, баллистических объектов) и вызываемых ими механических повреждений турбины или механическом разрушении её рабочих лопаток из-за коррозионного и эрозионного действия газов и эрозии мелкими посторонними частицами (песком) или перегреве ГТД из-за чрезмерно длительных или частых включениях РПТ в условиях высоких температур воздуха, увеличение предельных (установочных) значений регулируемых параметров и режима работы неисправного ГТД может привести к его окончательной поломке и нелокализованному отказу. Тогда разнотяговость двух ГТД самолёта может привести к нежелательному разворачивающему моменту действующих на него сил, что чревато авиакатастрофой. Но если все ГТД самолёта успешно прошли на заводе-изготовителе тестирование после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства и выходной контроль с ужесточёнными вдвое условиями заводской приёмки, то разнотяговость ГТД в полёте можно скомпенсировать при помощи САУ, если использовать в ней одновременно два параметра тяги.

Для оценки разнотяговости двигателей предлагается использовать данные заводских стендовых испытаний двигателей. При выпуске двухвальных ТРДД настраиваются на тягу «взлётного» режима при МСА. При этом другие штатно-контролируемые параметры, например, $n_{вд}$, $n_{нд}$, получают для серии выпускаемых авиадвигателей (выборки) разброс относительно среднего значения (математического ожидания) в доверительных интервалах $\pm \varepsilon$: $\pm \varepsilon_{нд}$, $\pm \varepsilon_{вд}$. Эти интервалы предлагается определить для условий земли, а затем перейти к оценке разброса (доверительного интервала) контролируемых параметров двигателя при законе управления двигателем $n_2 = const$ в полёте, используя дроссельную характеристику.

Для решения такой задачи необходимо использовать представительную выборку из генеральной совокупности ТРДД, испытанных на стенде и провести статистическую обработку выборки штатно-контролируемых параметров этих двигателей. Статистическая обработка данных по стендовым испытаниям двигателей необходима для нахождения закона распределения частоты вращения ротора ВД n_2 и частоты вращения ротора низкого давления n_1 . Установление закона распределения стендовой тяги ТРДД является актуальной проблемой, поскольку эти двигатели имеют ряд особенностей, описанных в Главе 1. Установить закон распределения «взлётной» тяги двигателей позволяет обработка статистики испытаний этого ТРДД по частотам вращения роторов высокого и низкого давления.

При выполнении данной диссертационной работы был проведен анализ результатов исследования доверительных интервалов тяги. Для статистической обработки приведенных параметров двигателя может быть использован закон нормального распределения измеряемых параметров.

Рассмотрены вопросы моделирования предложенного и разработанного метода коррекции разнотяговости ТРДД по результатам исследования доверительных интервалов тяги $N=76$ ТРДД на основе предложенной и разработанной методики тестирования технического состояния однотипных ТРДД после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе [13, 76, 78-79]. На основании проведенного анализа результатов исследования доверительных интервалов параметров тяги и графиков вероятностей проявления разных диапазонов статистических выборок рабочих параметров ТРДД получен вывод, что для статистической обработки приведенных параметров этого двигателя можно использовать закон нормального распределения измеряемых параметров [49].

Графики вероятностей проявления разных диапазонов статистических выборок рабочих параметров ТРДД приведены на рисунках 2.1 и 2.2.

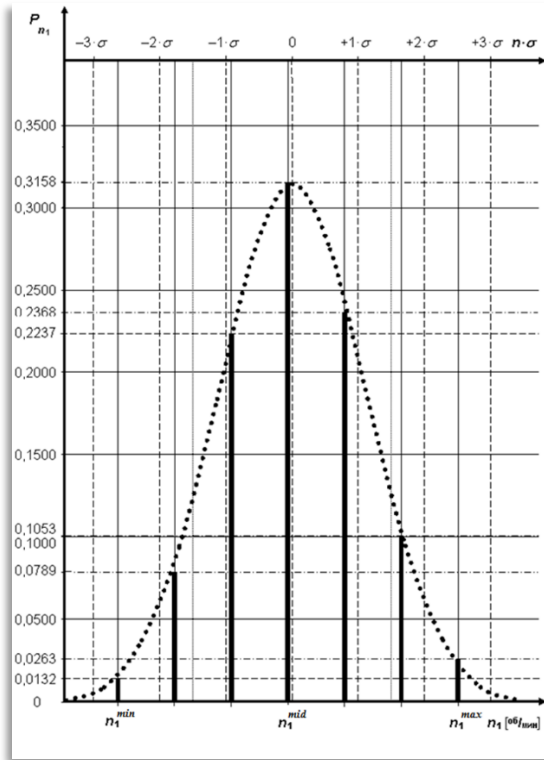


Рисунок 2.1 – Диапазоны выборки параметра тяги n_1

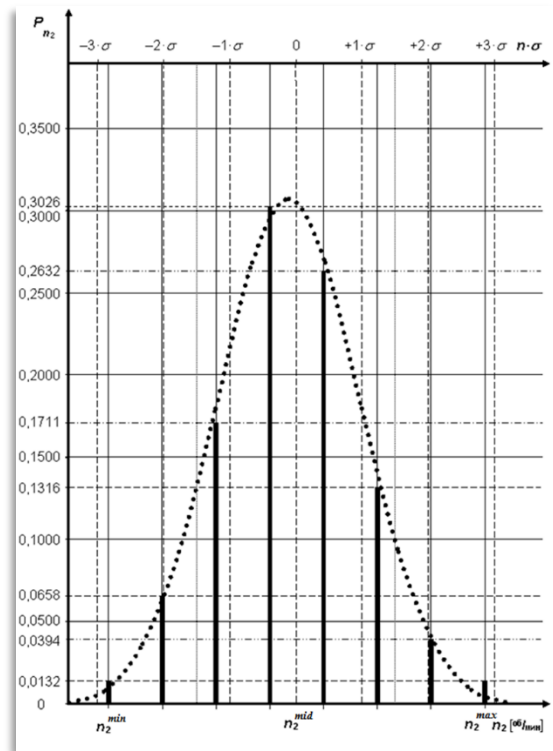


Рисунок 2.2 – Диапазоны выборки параметра тяги n_2

Рассмотрение вопросов моделирования предложенного и разработанного метода уменьшения разнотяговости ТРДД по результатам исследования доверительных интервалов тяги $N=76$ ТРДД на основе предложенной и разработанной методики тестирования технического состояния однотипных ТРДД после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе.

2.2 Формализация задачи уменьшения разнотяговости силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте

2.2.1 Обобщенное математическое описание работы ТРДД

Алгоритм расчета характеристик двигателя сводится к определению параметров рабочего тела в характерных сечениях проточной части двигателя, относительно расхода топлива, подаваемого в камеру сгорания, а также удельной тяги, удельного расхода топлива, расхода воздуха и тяги:

1. Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве $\sigma_{вх}$ определяется в зависимости от M_n :

$$\text{при } M_n < 1: \sigma_{вх} = 0,97;$$

при $M_n \geq 1$: $\sigma_{\text{вх}} = 0,97 - 0,1(M_n - 1)^{3/2}$.

2. Степень повышения давления во входном устройстве:

$$\pi_v^* = \sigma_{\text{вх}}(1 + 0,2 M_n^2)^{3,5}. \quad (2.1)$$

3. Температура торможения и полное давление на входе в вентилятор:

$$T_g^* = T_n(1 + 0,2 M_n^2); \quad (2.2)$$

$$p_B^* = p_n \pi_v^*. \quad (2.3)$$

4. Относительная $\bar{n}_{\text{в пр}}$ для полученной T_B^* при использовании связи $\bar{n}_{\text{к пр}} = f(\bar{n}_{\text{в пр}})$ определяется по уравнению:

$$T_B^* = \frac{T_0}{\bar{n}_{\text{в пр}}^2}. \quad (2.4)$$

5. Параметры вентилятора и степень двухконтурности m определяются в зависимости от $\bar{n}_{\text{в пр}}$, параметры компрессора и $\bar{T}_{\text{г пр}}^*$ - в зависимости от $\bar{n}_{\text{к пр}}$.

6. Расход воздуха через двигатель:

$$G_B = 0,0404 q(\lambda_B) P_B \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}}. \quad (2.5)$$

7. Температура и давление воздуха за вентилятором

$$T_{\text{вн}}^* = T_B^* \left[1 + \frac{\pi_B^{*0,286} - 1}{\eta_B} \right] \quad (2.6)$$

$$p_{\text{вн}}^* = \pi_B^* p_B^*. \quad (2.7)$$

8. Температура и давление воздуха за компрессором

$$T_K^* = T_{\text{вн}}^* \left[1 + \frac{\pi_K^{*0,286} - 1}{\eta_K} \right] \quad (2.8)$$

$$p_K^* = \pi_K^* p_{\text{вн}}^*. \quad (2.9)$$

9. Полное давление газа перед турбиной

$$p_\Gamma^* = p_K^* \sigma_{\text{кс}}. \quad (2.10)$$

10. Относительный расход топлива в камере сгорания

$$q_T = \frac{c_p T_{\Gamma}^* - c_p T_k^*}{H_u \eta_{\Gamma} - c_{pp} T_{\Gamma}^* + c_{pp} T_0}. \quad (2.11)$$

11. Степень понижения давления на турбине определяется из условия

$$L_k = (1 + q_T)(1 - \delta_{отб}) L_T \eta_m. \quad (2.12)$$

12. Введем функцию

$$X_T = 1 - \frac{1}{\pi_T^{*0,248}}; \quad (2.13)$$

$$X_T = \frac{1005(T_k^* - T_B^*)}{1165 T_{\Gamma}^* \eta_T^* (1 + q_T)(1 - \delta_{отб}) \eta_m}; \quad (2.14)$$

$$\pi_T^* = (1 - X_T)^{-4,03}. \quad (2.15)$$

13. Полное давление и температура торможения за турбиной:

$$p_T^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_T^*}; \quad (2.16)$$

$$T_T^* = T_{\Gamma}^* (1 - X_T \eta_T^*). \quad (2.17)$$

13. Приведенная изоэнтропическая скорость истечения из сопла

$$\pi(\lambda_{CS}) = \frac{p_H}{p_T^*}. \quad (2.18)$$

14. Приведенная скорость истечения из сопла и газодинамическая функция:

$$\lambda_c = \lambda_{CS} \varphi_c; \quad (2.19)$$

$$\pi(\lambda_c) = \left[1 - \frac{(k-1)\lambda_c^2}{k+1} \right]^{k/(k-1)}. \quad (2.20)$$

15. Полное давление на срезе сопла

$$p_c^* = \frac{p_n}{\pi(\lambda_c)}. \quad (2.21)$$

16. Приведенная изэнтропическая скорость истечения сопла и статическое давление на срезе сопла

$$\lambda_{cs} = 1; \quad (2.22)$$

$$p_c = p_T^* \pi(1). \quad (2.23)$$

17. Избыточное статическое давление на срезе сопла

$$\Delta p_c = p_c - p_n. \quad (2.24)$$

18. Приведенная скорость истечения из сопла:

$$\lambda_c = \varphi_c. \quad (2.25)$$

19. Полное давление на срезе сопла

$$p_c^* = \frac{p_c}{\pi(\lambda_c)}. \quad (2.26)$$

20. Скорость истечения из сопла

$$C_c = 18,1 \lambda_c \sqrt{T_T^*}. \quad (2.27)$$

21. Удельная тяга

$$R_{уд} = \frac{(1+q_T(1-\delta_{отб}))C_c - V_n + \Delta p_c \sqrt{T_T^*} (1+q_T(1-\delta_{отб}))}{m_{кр} q(\lambda_c) p_c^*}. \quad (2.28)$$

22. Тяга двигателя

$$R = R_{уд} G_B. \quad (2.29)$$

При реализации алгоритма задаются условия полёта M_n , H и режим работы двигателя n_k или n_v , затем определяются p_n , T_n , a_n .

2.2.2 Динамические характеристики ТРДД

При запуске и разгоне (увеличении числа оборотов) ГТД все параметры рабочего процесса изменяются во времени. Характеристики процессов запуска и разгона существенно влияют на надежность и ресурс ГТД [6, 99-100]. На Рисунке 2.3 представлены зависимости параметров двухвального ТРДД от времени при переходе двигателя от режима малого газа до максимального режима.

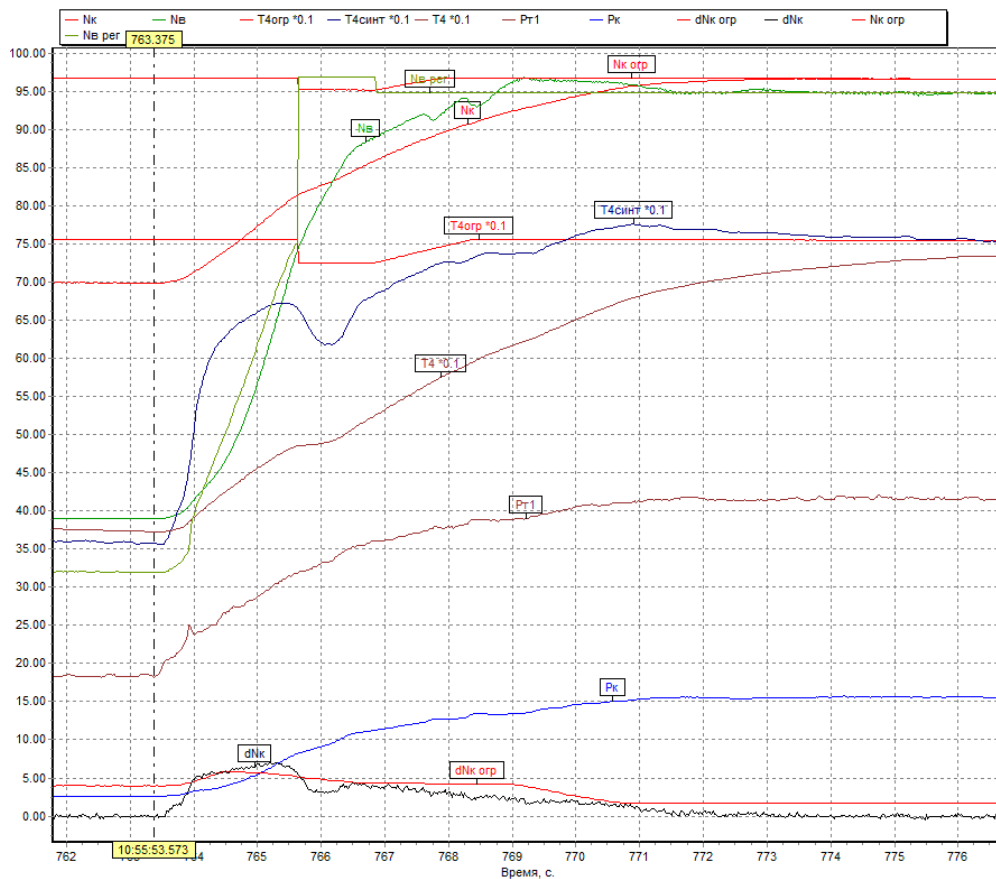


Рисунок 2.3 – Приёмистость двухвального ТРДД от режима малого газа до максимального режима

Параметры, представленные на Рисунке 2.3:

- Nv рег, Nk огр, T4 огр, dNk огр – настроечные значения программ ограничения;
- Nv – частота вращения ротора низкого давления (вентилятор, турбина вентилятора);
- Nk – частота вращения ротора высокого давления (компрессор, турбина компрессора);
- dNk – ускорение ротора высокого давления;
- T4 – температура газов за турбиной вентилятора по коллектору термопар;
- T4 синт – расчетная температура газов за турбиной вентилятора (с учетом инерционности термопар);
- Pt1 – давление топлива в первом топливном коллекторе.

- P_k – давление воздуха за КВД.

При работе ТРДД на установившемся режиме (при постоянном числе оборотов) всегда соблюдается условие: мощность, развиваемая турбиной, равна мощности, потребляемой компрессором и агрегатами (насосами, регуляторами, генераторами). При работе двигателя на переходных, неустановившихся режимах, например при разгоне (увеличении числа оборотов двигателя), на ускорение вращающихся частей двигателя необходимо затратить дополнительную мощность. Следовательно, при разгоне ТРДД мощность, развиваемая турбиной, должна быть больше мощности, потребляемой компрессором. При этом, чем больше избыточная мощность турбины, тем быстрее двигатель увеличивает число оборотов.

При работе двигателя на установившемся режиме каждому значению числа оборотов соответствуют определенное количество газа, протекающее через турбину, определенное давление и температура T_3 и, следовательно, определенная подача топлива в камеры сгорания. На максимальных числах оборотов турбина работает при наибольшей допустимой температуре $T_{3\max}$, поэтому ограничивается время непрерывной работы двигателя на максимальных оборотах.

В промежутке между числами оборотов холостого хода и максимальными числами оборотов мощность турбины превышает мощность, потребляемую компрессором, то есть турбина в этом интервале чисел оборотов имеет избыточную мощность.

Для перевода двигателя с малых оборотов на большие надо увеличить мощность турбины, а для этого – увеличить температуру газа перед турбиной. Это достигается увеличением подачи топлива. При увеличении подачи топлива увеличивается температура газов перед турбиной, при этом мощность и число оборотов, развиваемые турбиной, возрастут. А так как турбина связана с компрессором, то будет увеличиваться мощность, которую потребляет компрессор, это приведет к большей подаче (и под большим давлением) воздуха в камеры сгорания. В результате мощность турбины увеличится. Косвенную информацию о тяге двигателя можно получить по давлению воздуха за КВД. На рисунках 2.4 - 2.6 показаны изменения этого параметра при разгоне ТРДД.

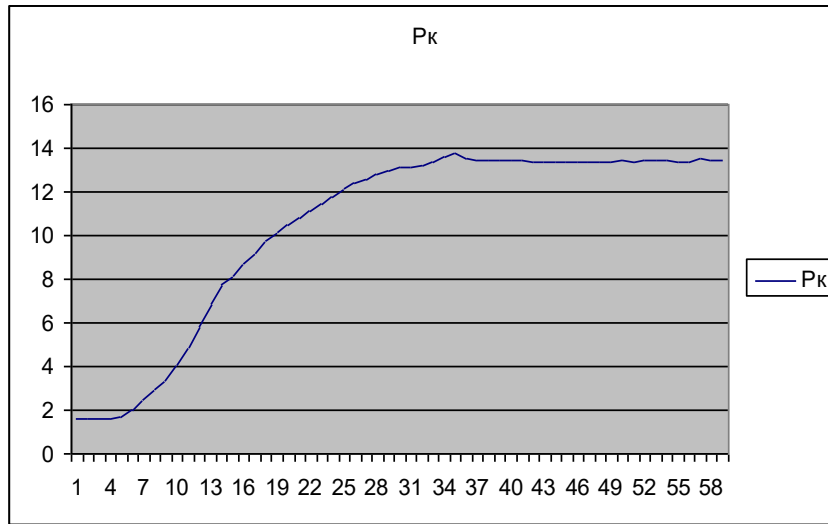


Рисунок 2.4 – Изменение давления за КВД при разгоне двигателя (двигатель №1)

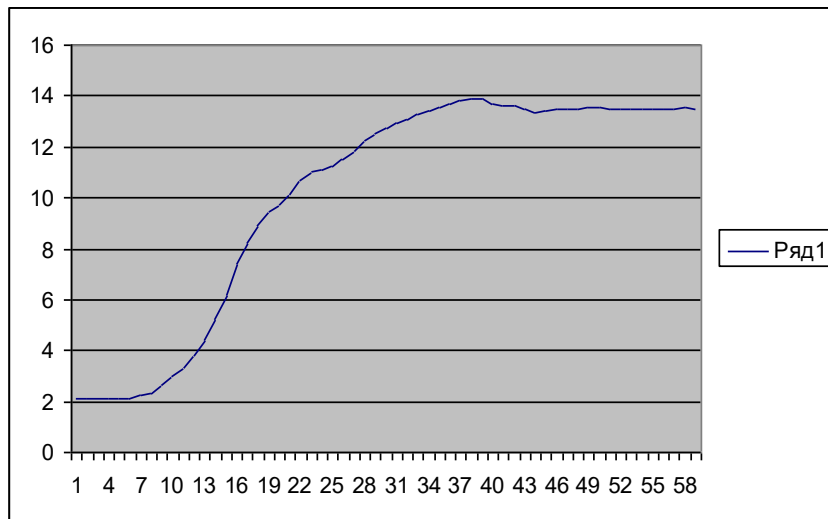


Рисунок 2.5 – Изменение давления за КВД при разгоне двигателя (двигатель №2)

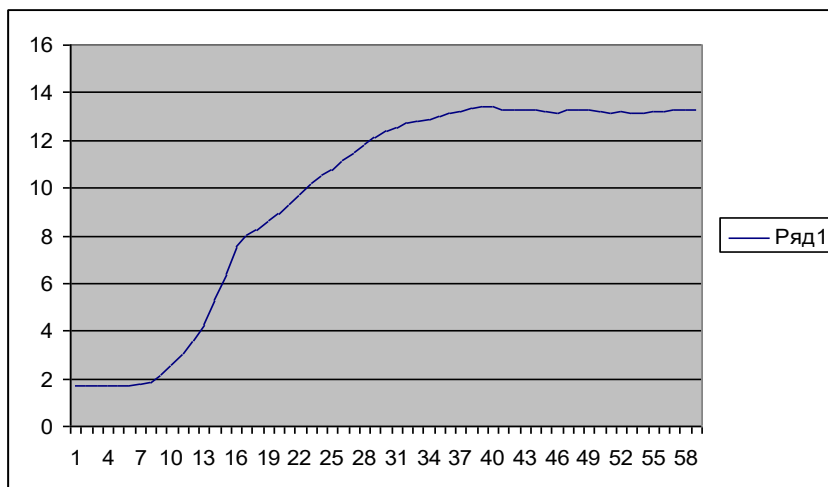


Рисунок 2.6 – Изменение давления за КВД при разгоне двигателя (двигатель №3)

Рассматривая характеристики для трех двигателей, можно заметить, что приемистость одного двигателя не идентична приемистости другого двигателя того же типа. На рисунках 2.7 – 2.9 представлены разности изменения давления за КВД для этих двигателей.

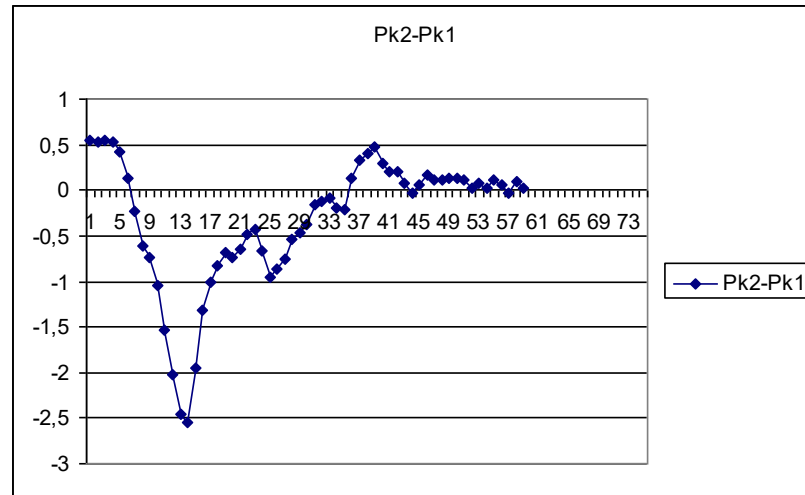


Рисунок 2.7 – Разность изменений давлений p_k при разгоне двигателей №1 и №2

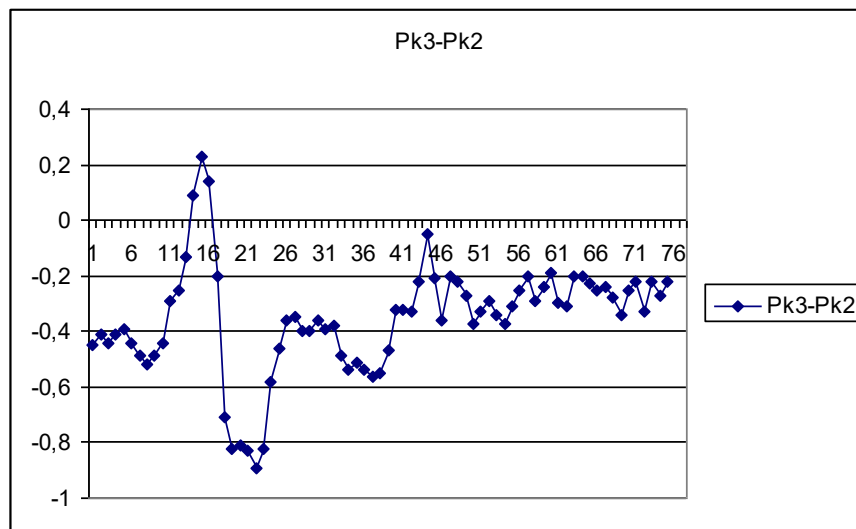


Рисунок 2.8 – Разность изменений давлений p_k при разгоне двигателей №2 и №3

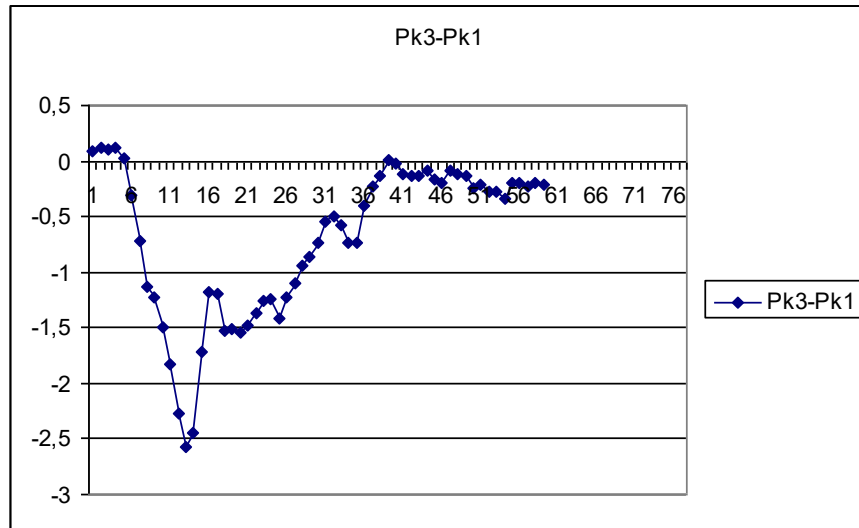


Рисунок 2.9 – Разность изменений давлений p_k при разгоне двигателей №1 и №2

Плохая приемистость ТРДД затрудняет управление двигателем (сектор газа надо двигать плавно, без рывков), ухудшает маневренность самолёта, затрудняет полёт и уменьшает безопасность посадки. А разная приемистость двигателей двухдвигательного самолёта можно вызывать разнотяговость ТРДД.

2.2.3 Управление тягой турбореактивных двухконтурных двигателей в составе двухдвигательной силовой установки

Термогазодинамические процессы в силовой установке двухдвигательного самолёта в части взаимодействия тяги и параметров тяги двух ТРДД силовой установки можно описать в виде следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} R = f(n_1); \\ R^* = f(n_1^*); \\ |R - R^*| = \Delta R, \end{cases} \quad (2.30)$$

где R – тяга одного ТРДД, R^* – тяга другого ТРДД, n_1 – частота вращения РНД одного ТРДД, n_1^* – частота вращения РНД другого ТРДД, или системой уравнений:

$$\begin{cases} R = f(n_2); \\ R^* = f(n_2^*); \\ |R - R^*| = \Delta R, \end{cases} \quad (2.31)$$

где R – тяга одного ТРДД, R^* – тяга другого ТРДД, n_2 – частота вращения РНД одного ТРДД, n_2^* – частота вращения РНД другого ТРДД.

Тогда управление тягой в силовой установке двухдвигательного самолёта в части управления параметрами тяги двух двигателей можно описать системой уравнений:

$$\begin{cases} n_1 \pm \delta n_1 = const; \\ n_1^* \pm \delta n_1^* = const, \end{cases} \quad (2.32)$$

где n_1 – параметр тяги одного ТРДД, δn_1 – отклонения параметра тяги n_1 ,

n_1^* – параметр тяги другого ТРДД, δn_1^* – отклонения параметра тяги n_1^* или системой уравнений:

$$\begin{cases} n_2 \pm \delta n_2 = const; \\ n_2^* \pm \delta n_2^* = const, \end{cases} \quad (2.33)$$

где n_2 – параметр тяги одного ТРДД, δn_2 – отклонения параметра тяги n_1 ,

n_2^* – параметр тяги другого ТРДД, δn_2^* – отклонения параметра тяги n_1^* .

Таким образом, получим один двигатель ведущий, а другой – ведомый. Это может создавать сложности в управлении. Разнотяговость ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта при их безотказной работе или потери тяги одного из них контролируется по показаниям датчиков частоты вращения одного из роторов одного ТРДД и частоты вращения такого же ротора другого ТРДД, т.е. по текущим значениям только одного управляющего фактора, являющегося параметром тяги. В случае если происходит снижение величины другого параметра тяги, который в такой постановке задач не является управляющим фактором, отклонение величины этого второго параметра тяги не будет зафиксировано, пока это не приведет к изменению величины первого параметра тяги, который является управляющим фактором. Таким образом, в случае возникновения разнотяговости ТРДД, изменение второго параметра тяги не будет своевременно зафиксировано, так как оно определяется только вследствие изменения величины первого параметра тяги с задержкой во времени. Это представляет угрозу безопасности полёта из-за разворачивающего момента, действующего на самолёт. Это ведет к необходимости более точного контроля параметров каждого двигателя. Для того, чтобы решить задачу уменьшения, коррекции разнотяговости двигателей в многомерной постановке задач в трехмерной системе координат (вероятности проявления разных диапазонов статистических выборок 2-х параметров тяги – 1-й параметр тяги – 2-й параметр тяги).

В соответствии с вышеизложенным, математическая модель слово установки самолёта описывается системой уравнений:

$$\begin{cases} R = f(n_1); \\ R = f(n_2); \\ R^* = f(n_1^*); \\ R^* = f(n_2^*); \\ |R - R^*| = \Delta R, \end{cases} \quad (2.34)$$

где R – тяга одного ТРДД, R^* – тяга другого ТРДД, n_1 – частота вращения РНД одного ТРДД, n_1^* – частота вращения РНД другого ТРДД,

n_2 – параметр тяги одного ТРДД, δn_1 – отклонения параметра тяги n_1 ,

n_2^* – параметр тяги другого ТРДД, δn_2^* – отклонения параметра тяги n_2^* .

Поэтому, математическая модель предлагаемой системы автоматической коррекции тяги (САКТ) ТРДД двухдвигательного самолёта в части управления параметрами тяги описывается системой уравнений:

$$\begin{cases} n_1 \pm \delta n_1 = const; \\ n_1^* \pm \delta n_1^* = const; \\ n_2 \pm \delta n_2 = const; \\ n_2^* \pm \delta n_2^* = const, \end{cases} \quad (2.35)$$

где n_1 – параметр тяги одного ТРДД, δn_1 – отклонения параметра тяги n_1 , n_2^* – параметр тяги другого ТРДД, δn_2^* – отклонения параметра тяги n_2^* .

2.3 Типовые схемы систем управления ТРДД силовой установкой самолёта и системы управления режимами работы и регулирования параметров силовых установок

Системы управления расходом топлива различных типов ГТД отличаются многообразием схем и особенностями реализации основных принципов регулирования. На Рисунке 2.10 представлен ТРДД с основным топливным насосом управляемой производительности.

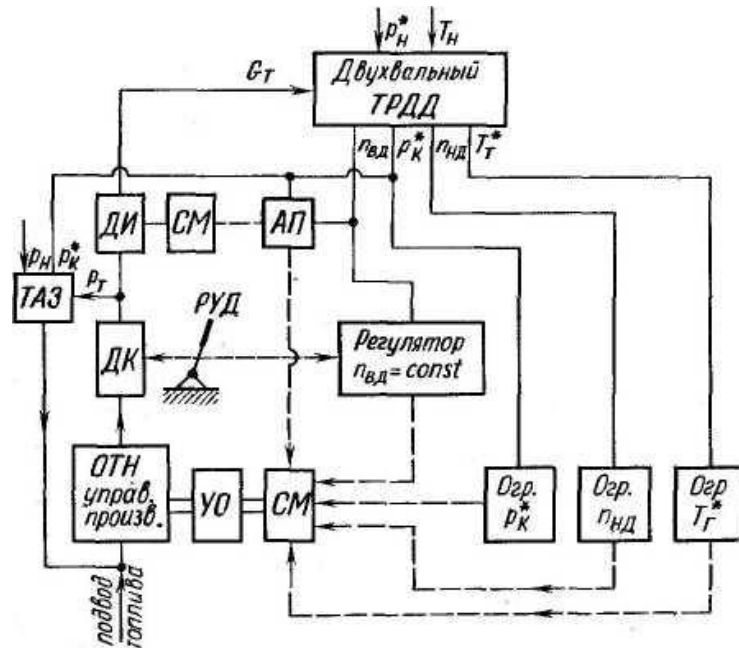


Рисунок 2.10 – Схема двухвального ТРДД с основным топливным насосом управляемой производительности

В качестве управляемого параметра для равновесных режимов данного двигателя принята частота вращения ротора высокого давления n_2 , программу стабилизации которой выполняет регулятор $n_2 = const$, воздействуя на основной топливный насос (ОН) через сервомотор (СМ), изменяющий положение управляющего органа (УО), например, наклонной шайбы плунжерного насоса. Такое воздействие на производительность ОН приводит к изменению расхода топлива G_T , поступающего в двигатель через дроссельный кран (ДК) и дозирующую иглу (ДИ) автомата приемистости (АП). Режим работы двигателя задают вручную с помощью РУД, который изменяет проходное сечение ДК на увеличение или уменьшение подачи топлива и перенастраивает регулятор $n_2 = const$ на соответствующую этому режиму частоту вращения. Ограничение неуправляемых параметров ТРДД на их максимальных уровнях (предельно допустимых по условиям прочности и устойчивой работы узлов двигателя) осуществляют ограничители температуры газа перед турбиной T_3 , частоты вращения ротора низкого давления n_1 и полного давления воздуха за компрессором p_K^* . Данные ограничители в случае превышения параметрами своих максимальных значений оказывают приоритетное воздействие на сервомотор ОН, который перемещает управляющий орган УО в направлении уменьшения подачи топлива к форсункам до тех пор, пока какой-либо из ограничиваемых параметров не уменьшится ниже предельно допустимого уровня. Это сопровождается снижением управляемого параметра n_2 , в результате чего тяга двигателя станет меньше заданной положением РУД величины. На Рисунке 2.11 представлена схема двухвального ТРДД с основным топливным насосом управляемой производительности.

На переходных режимах подачи топлива управляет автомат приемистости (АП), обеспечивая необходимое соответствие между количеством подаваемого топлива и расходом воздуха через камеру сгорания таким образом, чтобы время переходного процесса было минимальным при условиях устойчивой работы узлов двигателя (компрессора, камеры сгорания) и безопасного (в смысле прочности) прогрева и охлаждения его деталей. АП измеряет расход воздуха по косвенным параметрам (n_2, p_k^*) и оказывает в соответствии с их изменением управляющее воздействие на сервомоторы ОТН и дозирующей иглы (ДИ), изменяя подачу топлива в двигатель по оптимальным законам независимо от скорости перемещения РУД при разгоне или сбросе газа. В процессе запуска управление подачей топлива к рабочим форсункам осуществляет топливный автомат запуска (ТАЗ), который аналогично автомату приемистости обеспечивает оптимальное соответствие между расходами воздуха и топлива на всех этапах процесса. ТАЗ измеряет расход воздуха по величинам давления воздуха за компрессором p_2 и в атмосфере p_n , а расход топлива — по величине его давления p_m за дроссельным краном. При избыточном расходе топлива ТАЗ перепускает его избыток в магистраль низкого давления (на вход в ОТН), в результате чего к форсункам поступает строго необходимое количество топлива для обеспечения запуска за минимальное время при устойчивой работе компрессора, а также без превышений температуры газа перед турбиной и частот вращения роторов. После запуска двигателя ТАЗ прекращает перепуск топлива под действием возросшего давления воздуха за компрессором p_k , выключаясь из работы, а в работу вступает регулятор $n_2 = const$, выполняя заданную программу управления на режиме малого газа. Двухвальный ТРДД с основным топливным насосом неуправляемой производительности представлен на Рисунке 2.11.

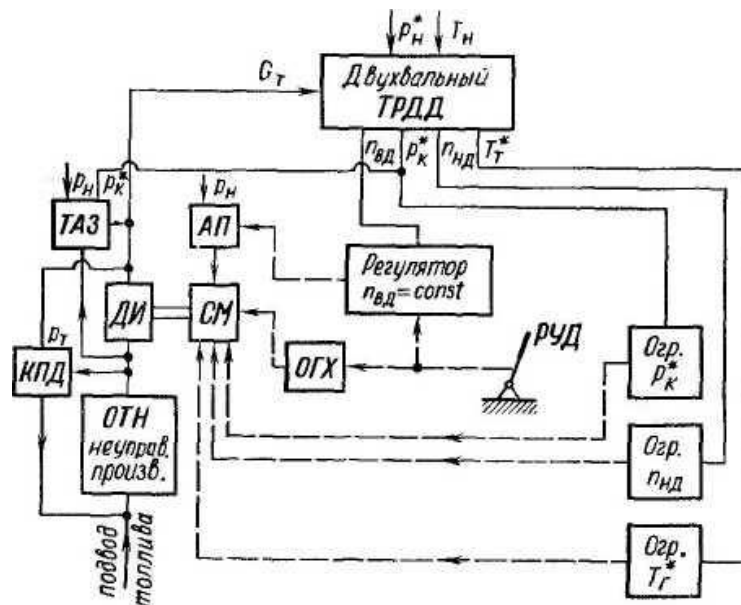


Рисунок 2.11 – Схема системы управления расходом топлива двухвального ТРДД с ОТН неуправляемой производительности

Программу управления расходом топлива на равновесных режимах данного двигателя выполняет регулятор $n_2 = const$, воздействуя через автомат приемистости АП на сервомотор СМ, который в нужном направлении изменяет проходное сечение ДИ. При любом положении ДИ клапан перепада давления КПД поддерживает заданный перепад давления топлива на ней путем перепуска избыточного количества топлива с выхода из ОТН на его вход. Изменение проходного сечения ДИ при сохранении перепада давления на ней обеспечивает возможность направленного изменения подачи топлива в двигатель. Режим работы двигателя задают вручную с помощью РУД, который перенастраивает регулятор $n_2 = const$ на соответствующую этому режиму частоту вращения и перемещает ограничитель хода дозирующей иглы (ОГХ), осуществляющий ограничение минимального расхода топлива при заданном положении РУД. Ограничители неуправляемых параметров T^*_c , n_1 и $p^*_к$ воздействуют на сервомотор дозирующей иглы, уменьшающий ее проходное сечение и подачу топлива к форсункам в случае превышения каким-либо из параметров своего максимально допустимого значения. Топливный автомат запуска (ТАЗ) измеряет расход воздуха по косвенным параметрам (p_k и p_n) в соответствии с их изменением осуществляет подпитку магистрали дозированного топлива таким образом, чтобы время запуска было минимальным при устойчивой работе компрессора и без превышения температуры газа и частот вращения роторов.

2.4 Выбор метода приближенного синтеза оптимального управления для решения задачи уменьшения тяги ТРДД

Рассмотрим задачу синтеза оптимального управления при действии случайных факторов. В нашем случае – разнотяговость установленных на самолёт ТРДД. Априорные стохастические характеристики действующих на оба ТРДД возмущений по тяге не известны (по аналогии с «белым шумом»). Это позволяет их учесть при формировании алгоритма управления. В результате требуется решить стохастическую задачу синтеза.

Существует два типа стохастических задач синтеза: задачи управления по полным данным и задачи управления по неполным данным [67]. Задача коррекции разнотяговости относится к задаче управления по неполным данным. Здесь формирование управления u осуществляется при наличии неполной информации о текущем состоянии ТРДД. На рисунке 2.12 представлена схема управления разнотяговостью ТРДД по неполным данным.

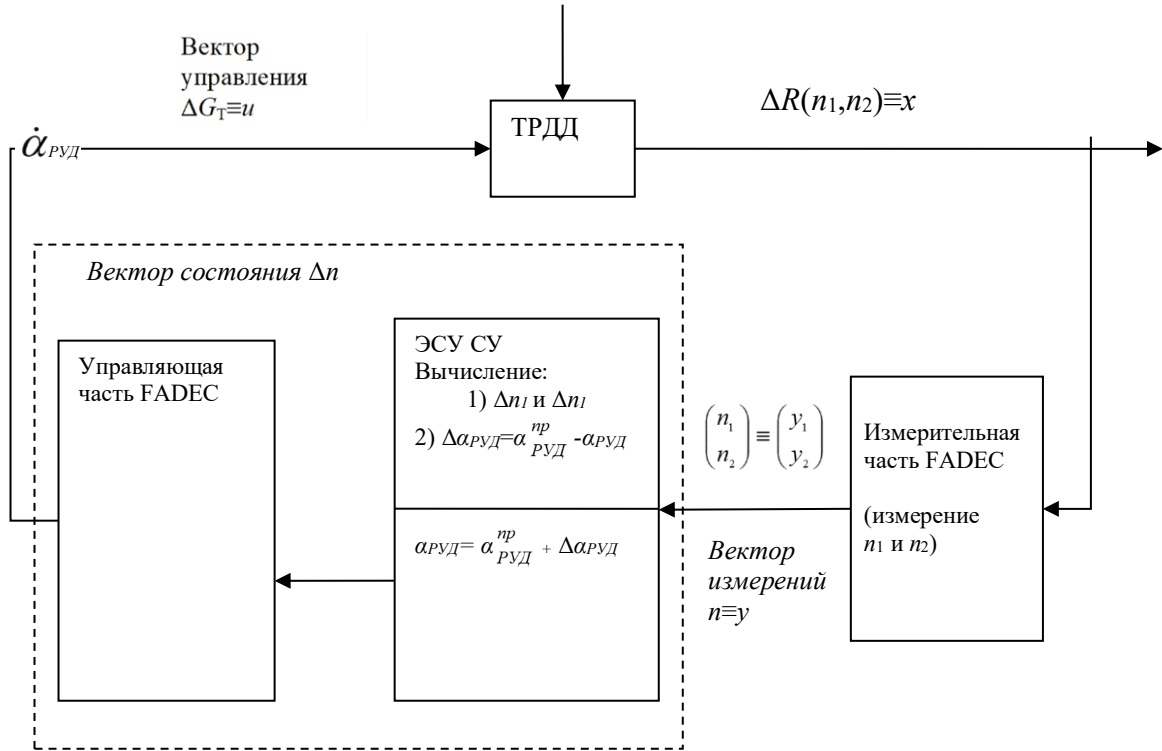


Рисунок 2.12 – Схема управления разнотяговостью ТРДД

В литературе [67] указывается, что основной трудностью при применении достаточных условий оптимальности при решении задач синтеза будет необходимость запоминания оптимизации функции будущих потерь, являющейся в общем случае функцией n переменных. Запоминание таких функций при $n \geq 3$ требует очень большого объема памяти, что слишком затратно даже для современных бортовых вычислителей. Поэтому следует воспользоваться приближенными методами. Такие методы основаны либо на линеаризации (обычной и статистической), либо на аппроксимации функции будущих потерь. Рассмотрим один из этих методов применительно к задачам коррекции разнотяговости силовой установки двухдвигательного самолёта.

Метод линеаризации применяется к задаче синтеза оптимального управления системой:

$$x_{i+1} = f_i(x_i, u_i, \xi_i), i = \overline{1, N} \quad (2.36)$$

где x_i – это вектор текущего состояния разности тяг, u_i – вектор управления уменьшения разнотяговости с помощью управления расходом топлива G_T , вычисленный по частотам вращения n_1 и n_2 , ξ – вектор случайных возмущений, N – количество шагов управления.

Здесь условием будет обращение в минимум критерия с количеством шагов управления управления N :

$$\bar{J} = M[J] = M \left[\sum_{i=0}^N f_{0i}(x_i, u_i) + F(x_{N+1}) \right], \quad (2.37)$$

когда ограничения на вектор управления отсутствуют. Опишем, что возмущенное движение системы (2.47) с помощью уравнений в отклонениях

$$\Delta x_{i+1} = A_i \Delta x_i + B_i \Delta u_i + H_i \xi_i, \quad \Delta x_0 = 0 \quad (2.38)$$

относительно некоторой задаваемой программной траектории, определяемой уравнением

$$x_{i+1}^{np} = f_i(x_i^{np}, u_i^{np}) \quad (2.39)$$

где

$$\Delta x_i = x_i - x_i^{np}; \quad \Delta u_i = u_i - u_i^{np}$$

$$A_i^T = \frac{\partial f_i(x_i^{np}, u_i^{np})}{\partial x_i}; \quad B_i^T = \frac{\partial f_i(x_i^{np}, u_i^{np})}{\partial u_i}; \quad H_i^T = \frac{\partial f_i(x_i^{np}, u_i^{np})}{\partial \xi_i}$$

На основе формулы (2.39) уровень тяги в полёте одного из ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте с несимметричной тягой можно выразить следующей формулой:

$$(R_{TRDD})_{i+1} = f_i \left\{ \begin{array}{l} (R_{TRDD})_i; \\ n_1 + \delta n_1 = const \text{ и } n_2 + \delta n_2 = const; \\ (\Delta R_{TRDD})_i = |(R_{TRDD})_i - (R_{MAX} + R_{MIN}) / 2| \end{array} \right\} \quad (2.40),$$

где $R_{MAX} \geq (R_{TRDD})_{i+1} = (R_{TRDD})_i = (R_{TRDD})_1 \geq R_{MIN}$; $\Delta R_{MIN} \geq (\Delta R_{TRDD})_i \geq 0$; $i=1,2,3\dots$

На основе формулы (2.0) тягу одного из ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта можно выразить следующей формулой:

$$(R_{TRDD})_{i+1}^{PR} = f_i \left\{ (R_{TRDD})_i^{PR}; n_1^{LIMIT} \geq n_1 + \delta n_1 \geq n_1^{SET} \text{ и } n_2^{LIMIT} \geq n_2 + \delta n_2 \geq n_2^{SET} \right\}, \quad (2.41)$$

где $R_{MAX} \geq (R_{TRDD})_{i+1}^{PR} = (R_{TRDD})_i^{PR} = (R_{TRDD})_1^{PR} \geq R_{MIN}$.

При этом

$$(\Delta R_{TRDD})_{i+1}^{PR} = (R_{TRDD})_{i+1}^{PR} - (R_{TRDD})_{i+1} =$$

$$= \left\{ \begin{array}{l} (R_{TRDD})_{i+1}^{PR} - (R_{MAX} + R_{MIN})/2 - (\Delta R_{TRDD})_i, \text{ если } (R_{TRDD})_i \geq (R_{MAX} + R_{MIN})/2; \\ (R_{TRDD})_{i+1}^{PR} - (R_{MAX} + R_{MIN})/2 + (\Delta R_{TRDD})_i, \text{ если } (R_{TRDD})_i < (R_{MAX} + R_{MIN})/2 \end{array} \right\}$$

так как

$$(\Delta R_{TRDD})_i = |(R_{TRDD})_i - (R_{MAX} + R_{MIN})/2| =$$

$$= \left\{ \begin{array}{l} (R_{TRDD})_i - (R_{MAX} + R_{MIN})/2, \text{ если } (R_{TRDD})_i \geq (R_{MAX} + R_{MIN})/2, \\ (R_{MAX} + R_{MIN})/2 - (R_{TRDD})_i, \text{ если } (R_{TRDD})_i < (R_{MAX} + R_{MIN})/2 \end{array} \right., \quad (2.42)$$

следовательно

$$(R_{TRDD})_i = (R_{MAX} + R_{MIN})/2 + (\Delta R_{TRDD})_i, \text{ если } (R_{TRDD})_i \geq (R_{MAX} + R_{MIN})/2;$$

$$(R_{TRDD})_i = (R_{MAX} + R_{MIN})/2 - (\Delta R_{TRDD})_i, \text{ если } (R_{TRDD})_i < (R_{MAX} + R_{MIN})/2.$$

Если $(R_{TRDD})_{i+1}^{PR} = R_{MAX}$, то

$$(\Delta R_{TRDD})_{i+1}^{PR} = (R_{TRDD})_{i+1}^{PR} - (R_{TRDD})_{i+1} = \left\{ \begin{array}{l} R_{MAX} - (R_{MAX} + R_{MIN})/2 - (\Delta R_{TRDD})_i = \\ = R_{MAX}/2 - R_{MIN}/2 - (\Delta R_{TRDD})_i = \\ = (R_{MAX} - R_{MIN})/2 - (\Delta R_{TRDD})_i, \text{ если } \\ (R_{TRDD})_i \geq (R_{MAX} + R_{MIN})/2; \\ R_{MAX} - (R_{MAX} + R_{MIN})/2 + (\Delta R_{TRDD})_i = \\ = R_{MAX}/2 - R_{MIN}/2 + (\Delta R_{TRDD})_i = \\ = (R_{MAX} - R_{MIN})/2 + (\Delta R_{TRDD})_i, \text{ если } \\ (R_{TRDD})_i < (R_{MAX} + R_{MIN})/2 \end{array} \right., \quad (2.43)$$

где

$$\Delta R_{MIN} \geq (\Delta R_{TRDD})_i \geq 0,$$

$$\Delta R_{MIN} \geq (\Delta R_{TRDD})_{i+1}^{PR} \geq 0, \quad i = 1, 2, 3, \dots$$

2.5 Метод уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта

2.5.1 Сущность метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта

Рассмотренные конструктивно-компоновочные и аппаратно-программные подходы к решению проблемы возникновения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте, а также аналоговые и цифровые методы решения этой проблемы в полуавтоматическом режиме управления полётом такого самолёта с визуальным определением разнотяговости его двигателей по компасу и креномеру и в автоматическом режиме при использовании компьютерных систем, которые автоматически определяют и корректируют несимметричность тяги двигателей в полете соответственно стали теоретическими предпосылками решения задачи уменьшения разнотяговости ТРДД, устанавливаемых на двухдвигательный самолёт [10, 12, 21-22, 31-34, 40-44, 50-59, 77, 84-87, 105-116, 118-122]. На основании этих предпосылок стало возможным предложить и реализовать поэтапное уменьшение разнотяговости ТРДД одной серии в условиях их серийного производства и эксплуатации в силовой установке двухдвигательного самолёта.

Предложен и разработан двухэтапный метод уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта при их производстве и эксплуатации. Этот метод заключается в применении известных алгоритмов статистических методов регрессионного анализа и иерархического кластерного анализа при селективном отборе ТРДД одной серии для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов путём определения близости друг к другу зависимостей, полученных в результате регрессионного анализа соотношений рабочих параметров этих двигателей и использования расстояния Фреше, чтобы определять какие двигатели этой серии наиболее близки в пределах одного кластера, и при формировании матриц данных на основе термогазодинамической модели ТРДД с учётом суммарных изменений КПД узлов ТРДД, обеспечивающим определение статистик тяги («оценочной тяги») этих двигателей в силовых установках двухдвигательных самолётов в крейсерском режиме полёта.

Сущность метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта состоит в поэтапном уменьшении разнотяговости ТРДД силовой установки такого самолёта при селективном отборе этих двигателей на заводе изготовителе и при коррекции их тяги в крейсерском режиме полёта. На первом этапе предлагается уменьшать разнотяговость ТРДД одной серии путём селективного отборе пары ТРДД этой серии для комплектации силовой установки двухдвигательного самолёта по результатам стендовых

испытаний в условиях серийного производства. На втором этапе предлагается уменьшать разнотяговость тех же ТРДД и при их эксплуатации в силовой установке двухдвигательного самолёта с использованием измеренных в крейсерском режиме полёта и заранее смоделированных значений рабочих параметров этих двигателей с учётом суммарных изменений КПД их узлов.

2.5.2 Теоретические основы метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта

Теоретические основы метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в условиях их серийного производства и эксплуатации в силовой установке двухдвигательного самолёта представляют собой совокупность известных методов:

- статистического метода регрессионного анализа;
- статистического метода иерархического кластерного анализа;
- метода термогазодинамического моделирования ТРДД.

2.5.3 Структура метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта

Структура метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта представляет собой совокупность следующих процедур поэтапного уменьшения разнотяговости ТРДД одной серии.

Для уменьшения разнотяговости этих ТРДД при их производстве и эксплуатации предлагается использовать следующие процедуры:

1. Обработка результатов стендовых испытаний ТРДД одной серии и формирование матриц данных для определения оценочных значений силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта с помощью матриц данных в полёте.

1.1. Задание необходимого размера N выборки ТРДД одной серии и расчёт значений вероятности случайного распределения измеренных значений частот вращения РНД и РВД N ТРДД в доверительных интервалах их нормального распределения.

1.2. Проведение анализа соотношений значений частот вращения РНД и РВД N ТРДД методами направленного перебора и сравнительной оценки их измеренных значений.

1.3. Вычисление уровня разнотяговости N ТРДД одной серии, у которых измеренные значения частот вращения РНД и РВД находятся в доверительных интервалах их нормального распределения.

1.4. Сужение доверительных интервалов нормального распределения измеренных значений частот вращения РНД и РВД ТРДД одной серии.

1.5. Вычисление уровня разнотяговости ТРДД одной серии, у которых измеренные значения частот вращения РНД и РВД находятся в суженных интервалах их распределения.

1.6. Выдача заключения о разбросе измеренных значений силы тяги N ТРДД одной серии, у которых частоты вращения РНД и РВД не попадают в суженные доверительные интервалы их нормального распределения.

1.7. Задание условий полёта двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме.

1.8. Построение модели ТРДД с использованием его термогазодинамической модели и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений, валидация построенной модели и анализ диапазонов отклонений её параметров.

1.9. Аппроксимация зависимости тяги и отклонения тяги ТРДД двухдвигательного самолёта от частоты вращения РНД и РВД для эксплуатационного диапазона высот полёта в крейсерском режиме.

1.10. Аппроксимация зависимости тяги и отклонения тяги ТРДД двухдвигательного самолёта от частоты вращения РНД и РВД для эксплуатационного диапазона скоростей полёта в крейсерском режиме.

1.11. Построение характеристик ТРДД на основе его термогазодинамической модели с учётом совокупного изменения КПД его узлов.

1.12. Формирование матриц данных для определения оценочных значений силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта с помощью матриц данных в полёте.

2. Анализ характеристик ТРДД одной серии по результатам стендовых испытаний и оценка значений силы тяги этих двигателей по результатам анализа их характеристик.

3. Оценка взаимного соответствия измеренных значений рабочих параметров ТРДД одной серии по результатам анализа их характеристик.

3.1. Анализ характеристик тяги ТРДД одной серии для учёта и контроля взаимного соответствия уровня тяги двигателей, устанавливаемых на двухдвигательный самолёт для дальнейшего применения предлагаемого алгоритма при реализации этапа 2.

3.2. Формирование рекомендаций по уменьшению разнотяговости ТРДД одной серии.

4. Селективный отбор ТРДД одной серии с максимально возможным уровнем взаимного соответствия их параметров тяги для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов.

4.1. Обработка данных с помощью алгоритма иерархического кластерного анализа.

4.2. Построение дендрограммы для определения двигателей с минимальными отклонениями их характеристик.

4.3. Определение двигателей с минимальными отклонениями их характеристик.

Для уменьшения разнотяговости тех же ТРДД в полёте для балансировки их тяги в крейсерском режиме полёта предлагается использовать следующие процедуры:

1. Анализ высотно-скоростных и дроссельных характеристик силовой установки двухдвигательного самолёта, полученных по результатам стендовых испытаний на заводе-изготовителе и моделирования с использованием термогазодинамической модели ТРДД и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений.

1.1. Предварительное получение характеристик тяги каждого из двух ТРДД, устанавливаемых на один и тот же самолёт, по результатам стендовых испытаний.

1.2. Предварительное получение характеристик тяги каждого из двух ТРДД, устанавливаемых на один и тот же самолёт, по результатам моделирования двигателей с использованием термогазодинамической модели ТРДД и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений.

1.3. Аппроксимация зависимостей силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта от высоты и скорости полёта в крейсерском режиме:

– аппроксимация зависимости значений силы тяги двигателя и отклонения значений силы тяги каждого двигателя от значений частот вращения его роторов для нужных высот из эксплуатационного диапазона высот полёта в крейсерском режиме;

– аппроксимация зависимости значений силы тяги двигателя и отклонения значений силы тяги каждого двигателя от значений частот вращения его роторов для нужных скоростей из эксплуатационного диапазона скоростей полёта в крейсерском режиме;

– анализ высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей.

2. Прогнозирование разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта в полёте по результатам стендовых испытаний и моделирования характеристик.

2.1. Определение разности измеренных значений силы тяги этих ТРДД по результатам стендовых испытаний.

2.2. Определение поправок значений частот вращения РНД и РВД этих ТРДД по результатам стендовых испытаний.

2.3. Построение характеристик этих ТРДД с учётом изменений КПД их узлов.

3. Обработка сигналов с датчиков двухдвигательного самолёта и вычисление поправок частот вращения РНД и РВД его ТРДД программно-аппаратными средствами САКТ этими ТРДД.

3.1. Ввод в САКТ ТРДД двухдвигательного самолёта сигналов от датчика высоты полёта, датчика скорости полёта и датчиков положения РУД ТРДД и формирование логических

сигналов о соответствии положения РУД, высоты полёта и скорости полёта положению РУД и параметрам полёта в крейсерском режиме.

3.2. Ввод в САКТ ТРДД двухдвигательного самолёта сигналов от датчиков частот вращения РНД и РВД каждого двигателя в полёте и вычисление первых производных измеренных значений этих частот в качестве поправок их значений в полёте.

3.3. Вычисление суммарных значений частот вращения РНД и РВД каждого двигателя в полёте и первых производных этих частот.

4. Автоматическая корректировка тяги ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта.

4.1. Определение оценочных значений силы тяги каждого ТРДД двухдвигательного самолёта по измеренным в полёте значениям его рабочих параметров с учётом первых производных частот вращения РНД и РВД, измеренным в полёте значениям параметров полёта и заранее рассчитанным значениям тех же рабочих параметров ТРДД и параметров полёта из матриц данных путём сравнительного анализа соотношений измеренных в полёте и заранее рассчитанных значений параметров для достижения наибольшей близости сравниваемых значений, но не при точном их совпадении, а с допустимым отклонением.

4.2. Сравнение оценочных значений силы тяги двух ТРДД двухдвигательного самолёта и определение их разнотяговости ΔR в полёте при одинаковых для них условиях полёта.

4.3. Формирование единичного значения логического сигнала управления тягой двигателя двухдвигательного самолёта в ЭБУД ТРДД с меньшей тягой для повышения тяги этого двигателя и понижения тяги ТРДД с большей тягой для сохранения требуемого уровня суммарной тяги силовой установки этого самолёта.

4.4. Повышение силы тяги R_{small} ТРДД с меньшей тягой на $\Delta R/2$ и уменьшение силы тяги R_{large} ТРДД с большей тягой на $\Delta R/2$ при сохранении требуемого уровня суммарной тяги силовой установки двухдвигательного самолёта.

4.5. Формирование логических сигналов для прекращения дополнительной подачи топлива на один ТРДД и снижения подачи топлива на другой ТРДД.

Структурная схема предлагаемого метода представлена на рисунке 2.13.

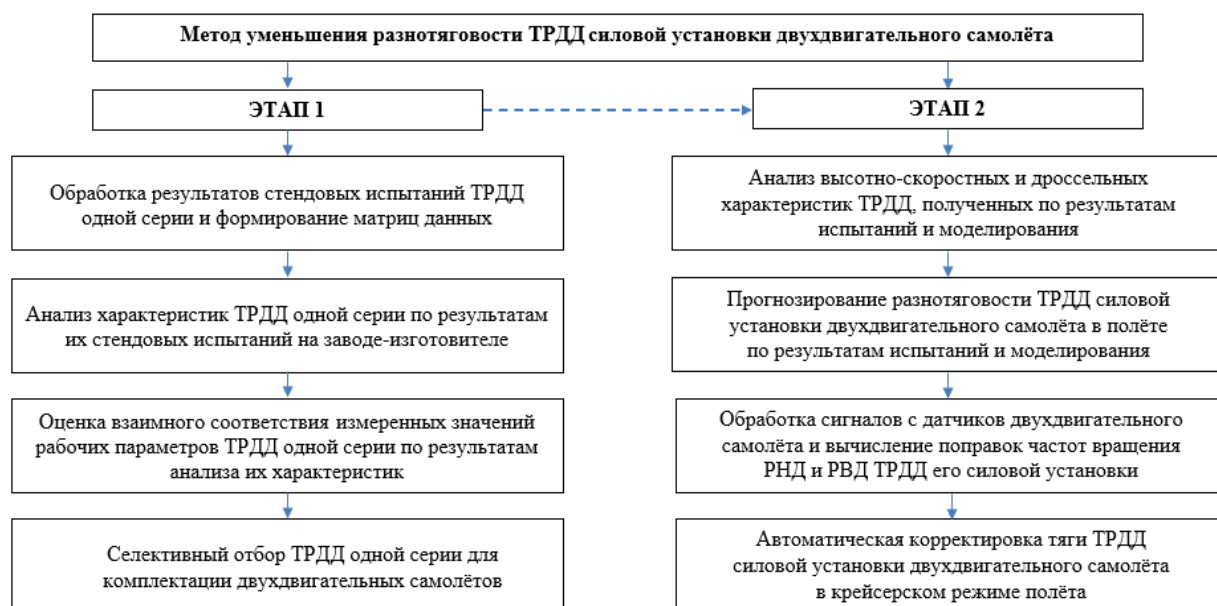


Рисунок 2.13 – Структурная схема предлагаемого метода

Предлагаемый метод охватывает стадии серийного производства, комплектации и летной эксплуатации ТРДД, что позволяет минимизировать негативные эффекты, обусловленные их разнотяговостью. Метод условно делится на два этапа.

На первом этапе решается задача селективного отбора пар двигателей для установки на самолет, при которой минимизируется разнотяговость в парах. Отбор производится по результатам стендовых испытаний двигателей, результатам испытаний опытного образца двигателя в термобарокамере и результатам математического моделирования высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей при различных режимах полета.

На втором этапе решается задача компенсации разнотяговости двигателей, установленных на самолет, за счет введения САКТ. Эта система вносит поправки на величины управляющих воздействий, обеспечивая равенство тяг обоих двигателей. Формирование поправок осуществляется на основе информации о текущих условиях полета, индивидуальных особенностях двигателей, изменении их КПД, обусловленных различными факторами, и параметрах двигателей, измеренных в полете.

2.6 Выводы по главе

На основе проведенных исследований и поиска решений поставленных задач можно сделать следующие выводы:

1) Проанализированы причины возникновения асимметрии тяги ТРДД двухдвигательного самолета в полёте. Различное сочетание частот вращения роторов высокого и низкого давлений может соответствовать одной и той же тяге «взлётного» режима при МСА у разных двигателей, устанавливаемых на один самолёт. Это может быть обусловлено их различным техническим состоянием и индивидуальными особенностями в конструкции;

2) На основании проведенного анализа результатов исследования доверительных интервалов параметров тяги и графиков вероятностей проявления разных диапазонов статистических выборок рабочих параметров ТРДД получен вывод, что для статистической обработки приведенных параметров этого двигателя можно использовать закон нормального распределения измеряемых параметров.

3) Рассмотрен алгоритм расчета характеристик двигателя, который сводится к определению параметров рабочего тела в характерных сечениях проточной части двигателя, относительно расхода топлива, подаваемого в камеру сгорания, а также удельной тяги, удельного расхода топлива, расхода воздуха и тяги, выявлена однозначная зависимости тяги двигателя от давления за КВД.

4) Рассмотрены динамические характеристики ТРДД, их влияние на маневренность самолета. Проведенные исследования зависимости тяги ТРДД от частот вращения его обоих валов показали, что для повышения качества выпускаемых ТРДД целесообразно контролировать их тягу с учетом частот вращения обоих роторов.

5) Разнотяговость ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта при их безотказной работе в полёте можно корректировать, используя частоты вращения РНД и РВД обоих ТРДД в качестве параметров их тяги.

6) Рассмотрена возможность применения метода приближенного синтеза оптимального управления для задачи уменьшения асимметрии тяги в полете и определена роль метода линеаризации при постановке такой задачи.

7) Предложен и разработан двухэтапный метод уменьшения разнотяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта при их производстве и эксплуатации.

ГЛАВА 3. УМЕНЬШЕНИЕ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ ИХ СЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

3.1 Коррекция разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта при одновременном учете частот вращения роторов низкого давления и высокого давления обоих двигателей

Тестирование технического состояния ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости методами математической статистики с применением перспективных методов анализа результатов испытаний ТРДД при проведении их сертификации может и должно обеспечивать объективность этих результатов для достоверной оценки соответствия качества сертифицируемых ТРДД требованиям Авиационных правил (АП) МАК и нормативов Международной организации ГА ICAO. Это позволит повысить безопасность полёта СМС и ДМС коррекцией разнотяговости их ТРДД после испытаний этих двигателей на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе [29-30]. Тем более, что основные тенденции развития как методики тестирования технического состояния ТРДД, предназначенных для СМС и ДМС, так и метода коррекции разнотяговости этих ТРДД в условиях их серийного производства и последующей эксплуатации в многомерной постановке задач такой коррекции с целью обеспечения безопасности полёта СМС и ДМС с ТРДД в настоящее время обусловлены требованиями подтверждения соответствия качества российских ТРДД новейшим достижениям передовых зарубежных двигателестроительных фирм «PRATT&WHITNEY» и «ROLLS-ROYCE». Очевидно, что необходимый уровень контроля качества ТРДД можно и должно обеспечить разработкой и применением перспективных методик подтверждения соответствия их качества при сертификации в свете текущего реформирования отечественной системы технического регулирования.

Предлагаемая методика тестирования технического состояния ТРДД после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе основана на исследовании доверительных интервалов тяги (разнотяговости) N этих ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости по результатам расчёта дроссельных характеристик этих двигателей [14, 80, 101, 118]. Такое тестирование позволяет снижать разнотяговость ТРДД, предназначенных, например, для самолётов «ИЛ-96-300», «ИЛ-114», «ТУ-204-300», путём введения через САУ силовой установки двухдвигательного самолёта с ТРДД, успешно прошедшими на заводе-изготовителе выходной контроль с ужесточёнными

после тестирования их технического состояния условиями заводской приёмки, статистических поправок (малых отклонений) управляющих факторов (контролируемых рабочих параметров ТРДД), например, степени повышения давления в двигателе *EPR*, частоты вращения РНД n_1 , частоты вращения РВД n_2 .

Применяемая для тестирования однотипных ТРДД двумерная случайная функция $\varphi(x,y)=\varphi_1(x)\cdot\varphi_2(y)$, при $r_{x,y}=0$ описывает в системе координат X - Y - Z поверхность $Z(x,y)$ пространственной фигуры $(\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1, \varepsilon^1)$, отображающей вероятностное распределение этой функции по нормальному закону в форме записи по Лапласу (см. Рисунок 3.1).

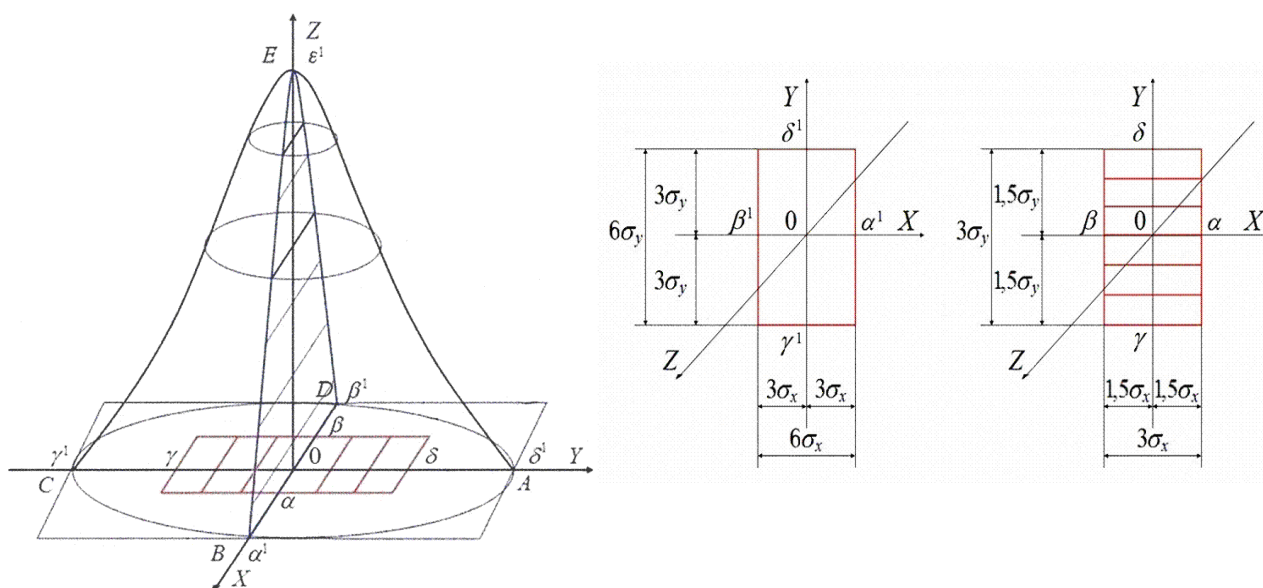


Рисунок 3.1 – Пространственная фигура двумерного нормального закона и её сечения

Эта фигура принимает пространственную форму тела вращения, именуемого «виртуальный осесимметричный колокол» (ось вращения 0 - Z), т.к. пределы интегрирования по осям 0 - X и 0 - Y идентичны и равны ± 3 . В сечениях этой фигуры плоскостями, параллельными плоскости X - 0 - Y , образуются эллипсы рассеивания, а плоскостями X - 0 - Z и Y - 0 - Z – кривые плотности распределения двух одномерных случайных функций $\varphi_1(x)=\varphi(n_1)$ и $\varphi_2(y)=\varphi(n_2)$. При $r_{x,y}=0$ оси эллипсов рассеивания параллельны осям координат 0 - X и 0 - Y или совмещены с ними, когда математические ожидания $\bar{x} = 0$ и $\bar{y} = 0$ (нормальное распределение в форме записи по Лапласу). Большая ось нижнего эллипса равна $6 \cdot \sigma_x$, а его малая ось – $6 \cdot \sigma_y$, т.е. выполняется «правило трёх сигм» ($\pm 3 \cdot \sigma_x, \pm 3 \cdot \sigma_y$) для нормального распределения выборки $N(\pm 3 \cdot \sigma_N)$ для обоих нормальных распределений, построенных на малой оси (B - D) и большой оси (A - C) нижнего эллипса, а доверительная вероятность расчётов принята равной $P(x_1 < x < x_2) = 0,9973$.

Прямоугольник $(\alpha^l, \delta^l, \beta^l, \gamma^l)$ со сторонами $6 \cdot \sigma_x$ и $6 \cdot \sigma_y$ «заужен» вдвое по осям $0-X$ и $0-Y$ до размеров прямоугольника $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$ со сторонами $6 \cdot \sigma_x / 2 = 3 \cdot \sigma_x$ и $6 \cdot \sigma_y / 2 = 3 \cdot \sigma_y$ для отработки вероятности попадания сертифицируемых рабочих параметров x и y внутрь прямоугольника $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$ в результате тестирования технического состояния ТРДД с применением нормального статистического закона распределения двумерной случайной функции $\varphi(x, y)$.

Координаты прямоугольника $(\alpha^l, \delta^l, \beta^l, \gamma^l)$ с доверительными интервалами $\pm 3 \cdot \sigma_x$ и $\pm 3 \cdot \sigma_y$ обозначены греческими буквами с верхними индексами, а прямоугольника $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$ с доверительными интервалами $\pm 1,5 \cdot \sigma_x$ и $\pm 1,5 \cdot \sigma_y$ – этими же буквами, но без индексов. Отрезок (α^l, β^l) по оси $0-X$ – интервал $(-3 \cdot \sigma_{N,x} \div +3 \cdot \sigma_{N,x})$, а отрезок (δ^l, γ^l) по оси $0-Y$ – интервал $(-3 \cdot \sigma_{N,y} \div +3 \cdot \sigma_{N,y})$, который должен быть известен из стендового эксперимента или по полётной информации. При повороте фигуры $(\alpha^l, \delta^l, \beta^l, \gamma^l, \varepsilon^l)$ против часовой стрелки вокруг оси $0-Z$ на 90° , оси $0-X$ и $0-Y$ принимают стандартное направление в плоскости $X-0-Y$, обычно используемое в алгебре ($0-X$ – горизонталь; $0-Y$ – вертикаль). Причём, i -ый ТРДД при $i=1,2,3 \dots N$ будет удовлетворять техническим условиям на него только в том случае, если координаты рабочей точки (x, y) попадут при $Z(x, y) = 0$ внутрь прямоугольника $(\alpha^l, \delta^l, \beta^l, \gamma^l)$, который в плоскости $X-0-Y$ описан вокруг эллипса рассеивания с полуосями $x = \pm 3 \cdot \sigma_x$, $y = \pm 3 \cdot \sigma_y$. Тогда вероятность попадания параметров x и y в этот прямоугольник для ТРДД при взлёте составляет 99,44%.

Ужесточение технических условий по приёмке ТРДД на заводе-изготовителе, эквивалентное «зауживанию» прямоугольника $(\alpha^l, \delta^l, \beta^l, \gamma^l)$ по площади в два раза, когда длины его сторон на осях $0-X$ и $0-Y$ уменьшаются вдвое по сравнению с исходными, а верхний индекс в написании его координат опускается, приводит к уменьшению вероятности попадания исследуемых точек x и y внутрь «зауженного» прямоугольника $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$ в 1,325 раза. Поэтому, при условиях приёмки ТРДД по сертифицируемым рабочим параметрам x и y вдвое более жёстких, чем стандартные условия на изготовление ТРДД, лишь 75,06% всех ТРДД по этим параметрам окажутся в новом доверительном интервале $[\pm 1,5 \cdot \sigma_x, \pm 1,5 \cdot \sigma_y]$.

При тестировании технического состояния ТРДД на заводе-изготовителе перед отправкой в эксплуатацию следует ужесточить вдвое допуски на их сертифицируемые рабочие параметры x и y . Тогда вероятность попадания характеристик ТРДД по таким параметрам в «зауженный» вдвое по площади прямоугольник $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$ составит 99,44%, а кривые нормального распределения Гаусса-Лапласа в плоскостях координат $X-0-Z$ и $Y-0-Z$ сузятся, т.е. точки $\alpha, \delta, \beta, \gamma$ прямоугольника $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$ при контроле таких параметров совпадут с исходными точками B, A, D, C , соответственно, т.к. те примут новое положение после ужесточения поля допуска. Это можно выполнить схематически перемещением горизонтального сечения «виртуального осесимметричного колокола» $X-0-Y$ вверх вдоль оси $0-Z$, пока «зауженный» прямоугольник $(\alpha, \delta,$

β, γ) не будет описан вокруг меньшего по площади эллипса в горизонтальном сечении того же «виртуального колокола» [18-19].

Значения параметров x и y – это максимальные n_1^{max} и n_2^{max} , средние n_1^{mid} и n_2^{mid} , минимальные n_1^{min} и n_2^{min} частоты вращения роторов ТРДД одной серии при вероятностях распределения этих частот по нормальному закону Pn_1 и Pn_2 и вероятности их двумерного распределения $Pn_{1,n_2}=Pn_1 \cdot Pn_2$ с дисперсиями σ_1^2 и σ_2^2 при $0 < z \leq 3.0$, согласно уравнению (1):

$$P_{n_1, n_2} = \frac{1}{2\pi\sigma_1^2\sigma_2^2} \int_{-z\sigma_1}^{+z\sigma_1} \int_{-z\sigma_2}^{+z\sigma_2} e^{-\frac{(n_1-\bar{n}_1)^2}{2\sigma_1^2} - \frac{(n_2-\bar{n}_2)^2}{2\sigma_2^2}} dn_1 dn_2 = \frac{1}{2\pi\sigma_1^2\sigma_2^2} \int_{-z\sigma_1}^{+z\sigma_1} e^{-\frac{(n_1-\bar{n}_1)^2}{2\sigma_1^2}} dn_1 \int_{-z\sigma_2}^{+z\sigma_2} e^{-\frac{(n_2-\bar{n}_2)^2}{2\sigma_2^2}} dn_2 \quad (3.1)$$

Сужение диапазонов распределения измеренных значений рабочих параметров ТРДД одной серии обеспечивает повышение взаимного соответствия таких значений этих параметров только N_z ТРДД одной серии за счет их отбора из числа сертифицируемых ТРДД этой серии.

3.2 Оценка разброса тяги выпускаемых двигателей

На основании полученных результатов данной диссертационной работы предложенный и разработанный метод коррекции разнотяговости однотипных ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости позволяет снизить разнотяговость N тестируемых ТРДД ΔR по сравнению с их разнотяговостью по результатам их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе $\Delta R^{тест}=0,0667$ до $\Delta R^{max}=0,0445$, т.е. на 33,28% ($100 \cdot 100 \cdot \Delta R^{max} / \Delta R^{тест} = 100 \cdot 100 \cdot 0,0445 / 0,0667 = 100 \cdot 0,222 / 0,0667 = 33,2834$) или в 1,5 раза ($\Delta R^{тест} / \Delta R^{max} = 0,0667 / 0,0445 = 1,4989$) за счёт применения двумерной случайной функции $\varphi(x, y) = \varphi(n_1^{тест}, n_2^{тест})$, распределённой по нормальному закону. Такой контроль технического состояния двигателей предлагается проводить перед их установкой на самолёт с целью уменьшения разнотяговости в полёте [15, 17].

Причём, отсутствие уменьшения разнотяговости этих ТРДД ΔR при применении одномерной случайной функции $\varphi(x) = \varphi(n_1^{тест})$, распределённой по нормальному закону, вполне соответствует полученным фирмой «PRATT & WHITNEY» результатам исследований работы различных программ управления ТРДД на СМС и ДМС фирмы «Boeing». При этом, уменьшение разнотяговости тех же ТРДД ΔR при применении одномерной случайной функции $\varphi(y) = \varphi(n_2^{тест})$, распределённой по нормальному закону, до $\Delta R = 0,0454$, т.е. на 31,93% ($100 \cdot 100 \cdot \Delta R^{max} / \Delta R^{тест} = 100 \cdot 100 \cdot 0,0454 / 0,0667 = 100 \cdot 0,213 / 0,0667 = 31,9340$) или в 1,47 раза ($\Delta R^{тест} / \Delta R^{max} = 0,0667 / 0,0454 = 1,4692$) по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД

на заводе-изготовителе $\Delta R^{\text{тест}}=0,0667$.

Двигатели конструируются исходя из расчетной тяги. По результатам исследований [27, 32], большой разброс тяги приводит к нестабильной работе двигателя в требуемых условиях. Поэтому произведем отбор только тех ТРДД, которые удовлетворяют новым требованиям.

Программа управления $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$ даёт наибольшую разнотяговость ТРДД в крейсерском полёте на всех типах самолётов фирмы «Boeing» и обладает худшей экономичностью в полёте по сравнению с иными программами управления на всех этапах полёта, согласно результатам исследований фирмой «PRATT & WHITNEY» работы разных программ управления ТРДД на СМС и ДМС фирмы «Boeing». А совокупное применение одномерных случайных функций $\varphi(n_1^{\text{тест}})$ и $\varphi(n_2^{\text{тест}})$, распределённых по нормальному закону, при реализации одновременно программ управления $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$ и $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$ в САУ силовой установкой СМС и ДМС с коррекцией разнотяговости их ТРДД в многомерной постановке задач коррекции разнотяговости этих ТРДД на основе тестирования их технического состояния с применением двумерной случайной функции $\varphi(n_1^{\text{тест}}, n_2^{\text{тест}}) = \varphi(n_1^{\text{тест}}) \cdot \varphi(n_2^{\text{тест}})$, распределённой по нормальному закону, позволяет снизить на треть разнотяговость этих ТРДД после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе.

Коррекция разнотяговости однотипных ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости будет снижать вероятность ложных срабатываний САКТ с ТРДД, успешно прошедшими на заводе-изготовителе тестирование их технического состояния и выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки, в случае превышения допустимого уровня разнотяговости их ТРДД при выполнении условия $n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt < n_1^{\text{зад}}$ или $n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt < n_1^{\text{зад}}$, или $n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt < n_2^{\text{зад}}$, или $n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt < n_2^{\text{зад}}$ из-за исходной разнотяговости ТРДД вследствие неравенства тестовых и заданных значений частот вращения их роторов. Такая коррекция разнотяговости однотипных ТРДД обеспечивает уменьшение времени обнаружения недопустимого уровня их разнотяговости в полёте на СМС и ДМС на всех этапах полёта и позволяет сокращать часовой расход топлива G_T на компенсацию разнотяговости этих ТРДД в полёте, что даёт возможность увеличения дальности или продолжительности полёта СМС и ДМС с ТРДД, успешно прошедшими на заводе-изготовителе тестирование их технического состояния и выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки, если возникает необходимость обхода грозового фронта или ухода на запасной аэродром для повышения безопасности полёта при неблагоприятных условиях полёта или посадки на основной аэродром.

Логическая схема алгоритма этапа 1 предлагаемого метода приведена на рисунке 3.2.

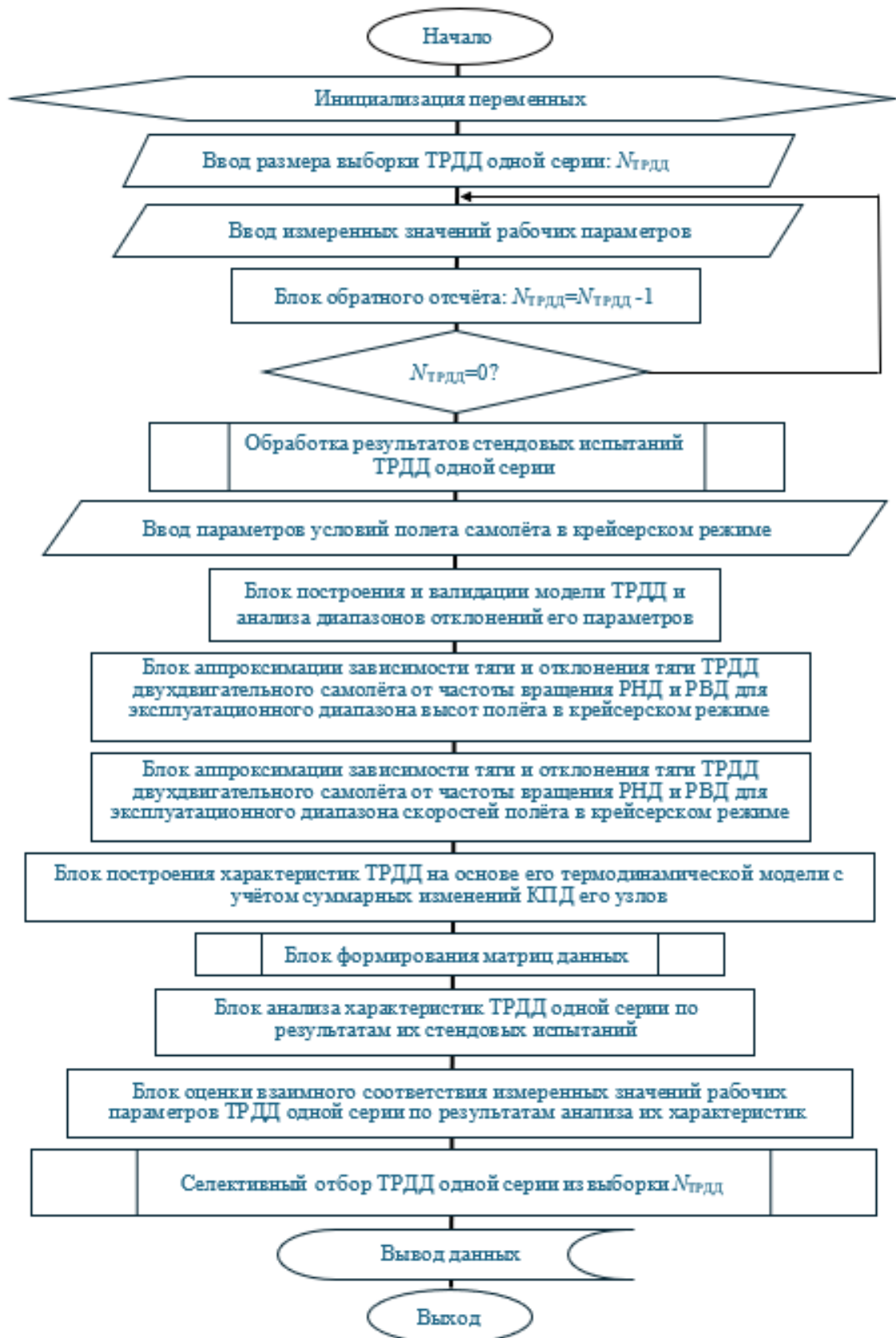


Рисунок 3.2 – Логическая схема алгоритма этапа 1 предлагаемого метода

При этом, разнотяговость тех же ТРДД ΔR при применении одномерной случайной функции $\varphi(n_2^{\text{тест}})$ уменьшается до $\Delta R=0,0454$, т.е. на 31,93% ($100-100 \cdot \Delta R^{\text{max}}/\Delta R^{\text{тест}}=100-100 \cdot 0,0454/0,0667=100 \cdot 0,0213/0,0667=31,9340$) или в 1,47 раза ($\Delta R^{\text{тест}}/\Delta R^{\text{max}}=0,0667/0,0454=1,4692$) по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе $\Delta R^{\text{тест}}=0,0667$. На рисунке 3.3 отображён разброс значений тяги R_n тестируемых ТРДД из статистической выборки N ТРДД в зависимости от их номеров $n \leq N$, где $N=76$.

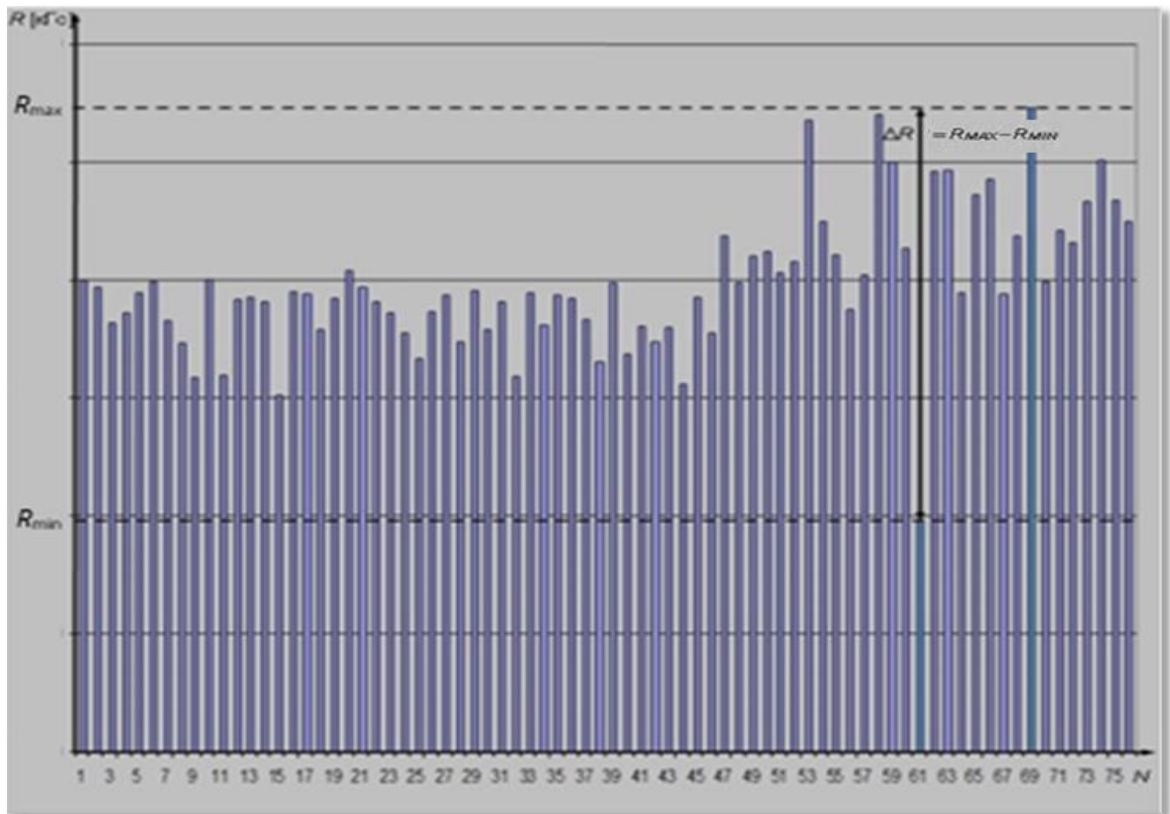


Рисунок 3.3 – Значения тяги R_n тестируемых ТРДД из статистической выборки N ТРДД в зависимости от их номеров $n \leq N$, где $N=76$

На рисунках 3.3 – 3.5 отображён разброс значений тяги R_n тестируемых и годных по $n_1^{\text{тест}}$ и по $n_2^{\text{тест}}$ ТРДД из статистической выборки N ТРДД в зависимости от их номеров $n \leq N$, где $N=76$.

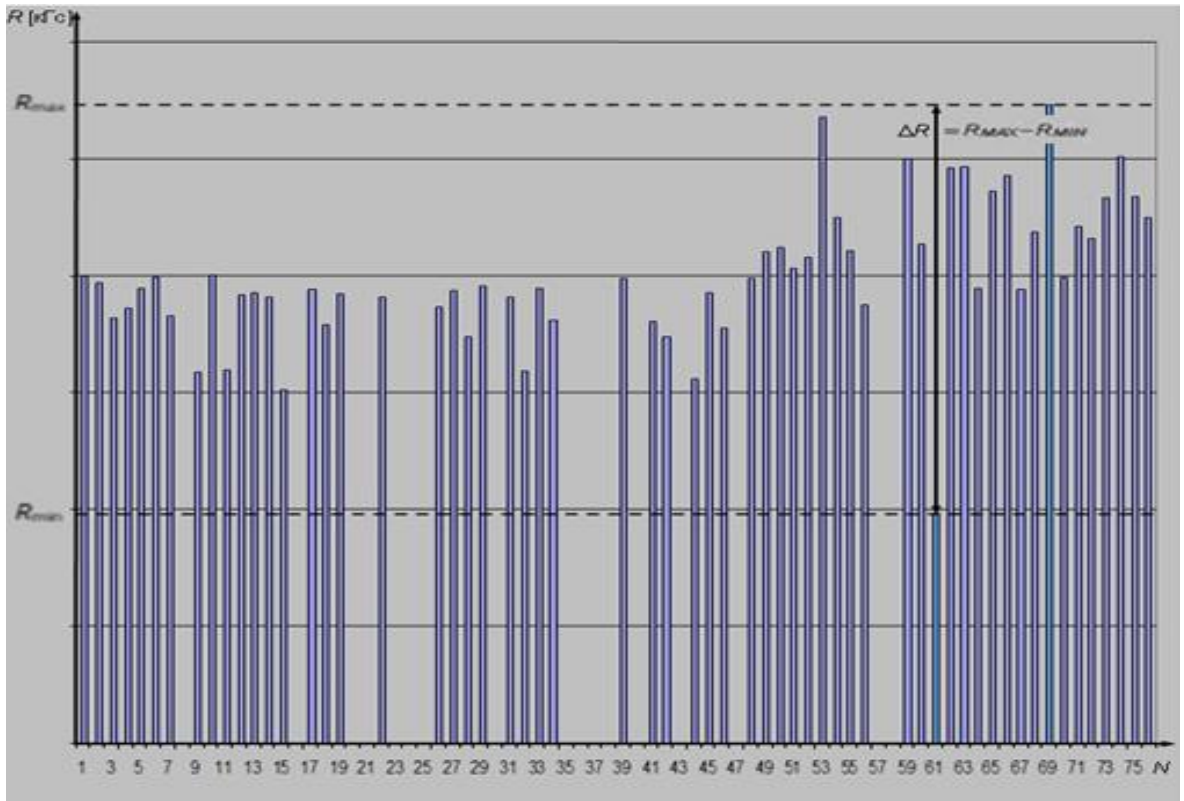


Рисунок 3.4 – Значения тяги R_n тестируемых и годных по $n_1^{\text{тест}}$ ТРДД из статистической выборки N ТРДД в зависимости от их номеров $n \leq N$, где $N=76$

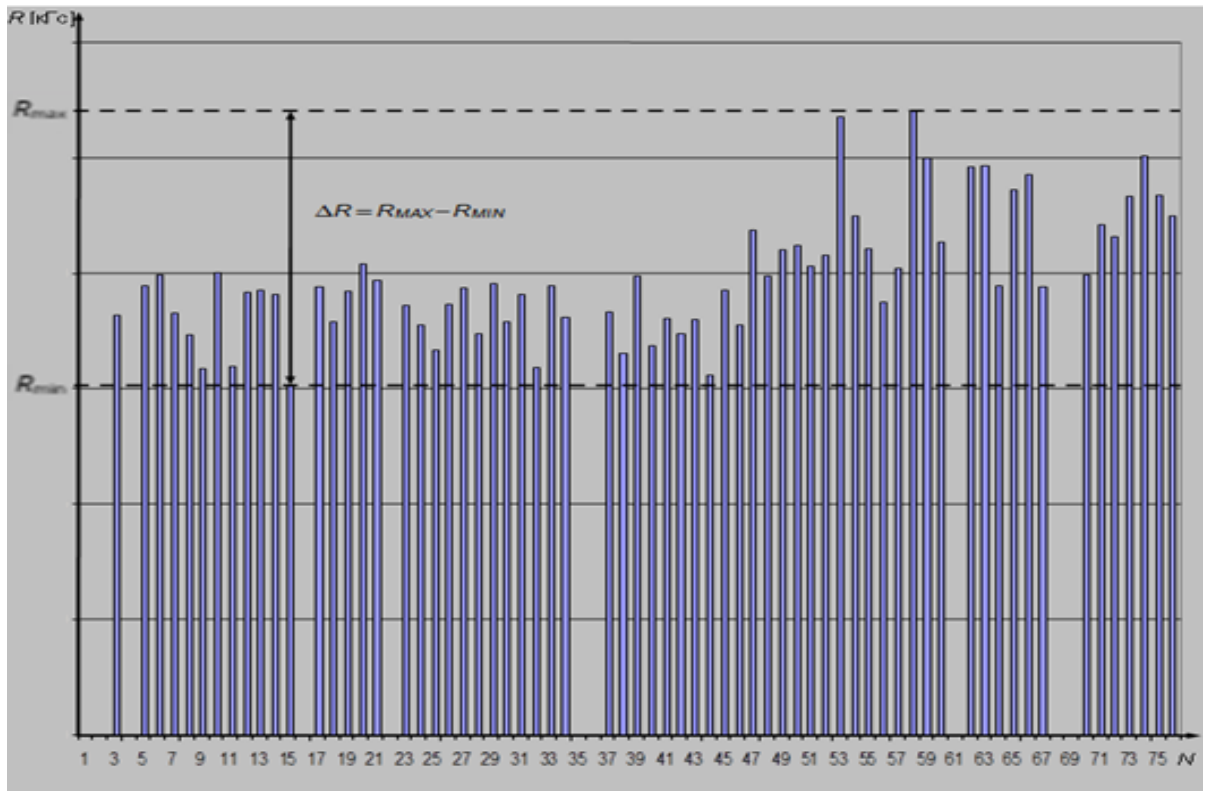


Рисунок 3.5 – Значения тяги R_n тестируемых и годных по $n_2^{\text{тест}}$ ТРДД из статистической выборки N ТРДД в зависимости от их номеров $n \leq N$, где $N=76$

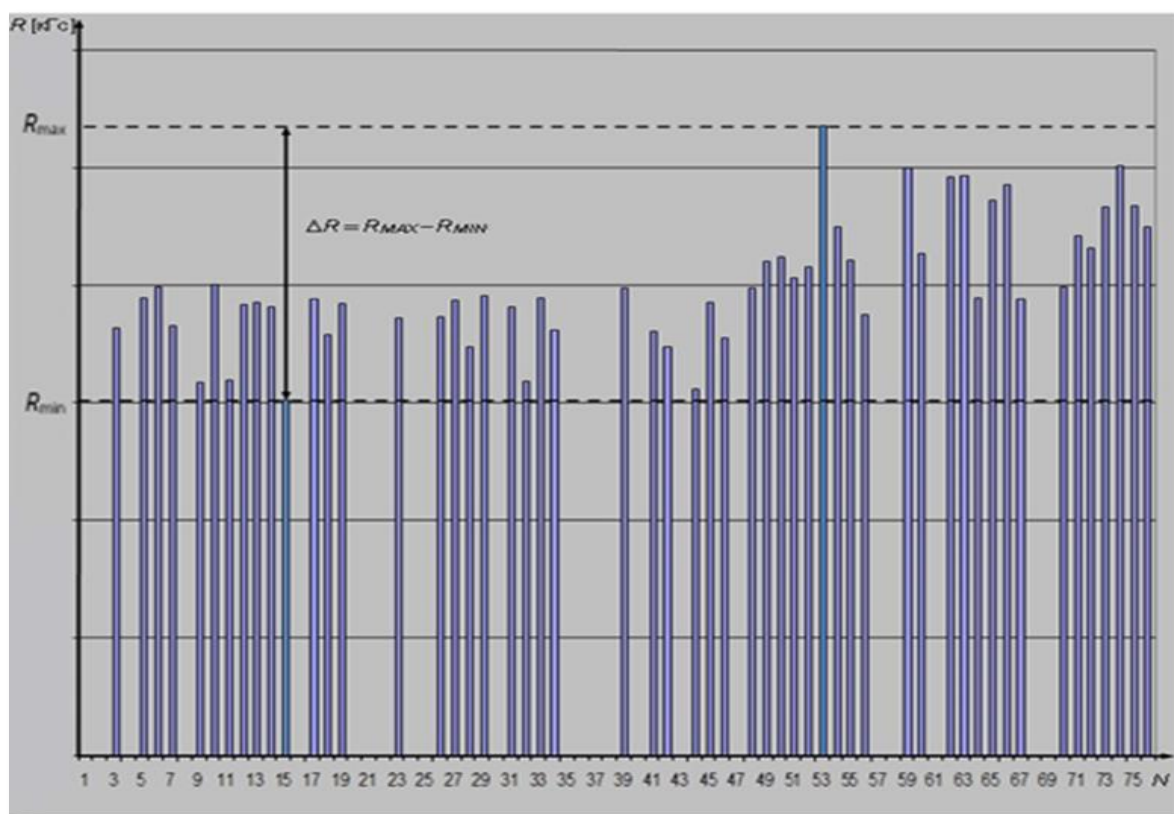


Рисунок 3.6 – Значения тяги R_n тестируемых и годных по $n_1^{\text{тест}}$ и $n_2^{\text{тест}}$ ТРДД из статистической выборки N ТРДД в зависимости от их номеров $n \leq N$, где $N=76$.

Применение двумерной случайной функции $\varphi(x,y)=\varphi(n_1^{\text{тест}},n_2^{\text{тест}})$, распределённой по нормальному закону, для коррекции разнотяговости однотипных ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости позволяет снизить в 1,5 раза (на треть) разнотяговость N тестируемых ТРДД ΔR по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе. При этом выигрыш по тяге $R+\Delta R$ от применения двумерной случайной функции $\varphi(x,y)=\varphi(n_1^{\text{тест}},n_2^{\text{тест}})$, распределённой по нормальному закону, для снижения разнотяговости однотипных ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости вместо применения одномерной случайной функции $\varphi(x)=\varphi(n_1^{\text{тест}})$, распределённой по нормальному закону, или одномерной случайной функции $\varphi(y)=\varphi(n_2^{\text{тест}})$, распределённой по нормальному закону, для снижения разнотяговости тех же однотипных ТРДД в маломерной постановке этих задач и соответственного повышения их размерности с $L^{\text{min}}=2$ (маломерная постановка задач) до $L^{\text{min}}=3$ (многомерная постановка задач) заключается в снижении разнотяговости N тестируемых ТРДД с $\Delta R=0,0667$ при применении одномерной случайной функции $\varphi(x)=\varphi(n_1^{\text{тест}})$, распределённой по нормальному закону, до $\Delta R^{\text{max}}=0,0445$, т.е. на 33,28% или с $\Delta R=0,0454$ при применении одномерной случайной функции $\varphi(y)=\varphi(n_2^{\text{тест}})$,

распределённой по нормальному закону, до $\Delta R^{max}=0,0445$, т.е. на 2,42% и состоит в снижении разнотяговости однотипных ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости по сравнению с любым из двух вариантов маломерной постановки этих задач.

Однако, в маломерной их постановке с применением одномерной случайной функции $\varphi(x)=\varphi(n_1^{тест})$, распределённой по нормальному закону, нет никакого уменьшения разнотяговости конкретных N тестируемых ТРДД ΔR по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе $\Delta R^{тест}$, т.к. $\Delta R=\Delta R^{тест}=0,0667$. И только применение одномерной случайной функции $\varphi(y)=\varphi(n_2^{тест})$, распределённой по нормальному закону, для снижения разнотяговости тех же конкретных N тестируемых ТРДД ΔR по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе $\Delta R^{тест}$ в маломерной постановке этих задач обеспечивает $\Delta R<\Delta R^{тест}$.

Наличие ДВУХ ТОЧЕК ($x_1; y_1$), т.е. точки ($x_1=1; y_1=0,0667$)] для применения $\varphi(n_1^{тест})$ и точки ($x_1=1; y_1=0,0454$)] для применения $\varphi(n_2^{тест})$ показывает и подтверждает НЕОДНОЗНАЧНОСТЬ результатов снижения разнотяговости N тестируемых ТРДД ΔR при маломерной постановке задач коррекции разнотяговости однотипных ТРДД ($L^{min}=2$) с применением ОДНОМЕРНОЙ случайной функции ($L=1$) и уменьшения разнотяговости ТРДД может быть, а может и НЕ быть (см. таблицу 3.1).

Наличие ОДНОЙ ТОЧКИ ($x_2; y_2$), т.е. точки ($x_2=2; y_2=0,0445$)] для применения $\varphi(n_1^{тест}, n_2^{тест})=\varphi(n_1^{тест}) \cdot \varphi(n_2^{тест})$ показывает и подтверждает ОДНОЗНАЧНОСТЬ результатов коррекции разнотяговости N тестируемых ТРДД ΔR при многомерной постановке задач коррекции разнотяговости однотипных ТРДД ($L^{min}=3$) с применением ДВУМЕРНОЙ случайной функции ($L=2$) и уменьшения разнотяговости ТРДД следует ожидать (см. таблицу 3.1).

Поэтому, вероятность уменьшения разнотяговости N тестируемых ТРДД ΔR по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе $\Delta R^{тест}$ для соответствия их качества требованиям АП МАК и нормативов Международной организации ГА ICAO $P_R(L)$ при маломерной постановке задач коррекции разнотяговости однотипных ТРДД ($L^{min}=2$) оказывается на уровне $P_R(1)=50\%$, т.е. либо $\Delta R<\Delta R^{тест}$, либо $\Delta R=\Delta R^{тест}$. Её величина при многомерной постановке той же задачи ($L^{min}=3$) увеличивается до уровня $P_R(1)=75\%$ (см. таблицу 3.1).

Таблица 3.1 – Результаты применения случайных функций, распределённых по нормальному закону, для коррекции разнотяговости N тестируемых ТРДД ΔR по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе $\Delta R^{\text{тест}}$

| Случайная функция, распределённая по нормальному закону | Результаты применения случайной функции, распределённой по нормальному закону | | | |
|---------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 |
| $\varphi(n_1^{\text{тест}})$ | $\Delta R < \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R = \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R < \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R = \Delta R^{\text{тест}}$ |
| $\varphi(n_2^{\text{тест}})$ | $\Delta R < \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R < \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R = \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R = \Delta R^{\text{тест}}$ |
| $\varphi(n_1^{\text{тест}}, n_2^{\text{тест}})$ | $\Delta R < \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R < \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R < \Delta R^{\text{тест}}$ | $\Delta R = \Delta R^{\text{тест}}$ |

3.3 Оценка качества ТРДД, отбираемых для совместной установки на самолёт

Эффективность предлагаемого метода коррекции разнотяговости ТРДД заключается в очевидном выигрыше по вероятности правильной оценки соответствия качества ТРДД требованиям АП МАК и нормативов Международной организации ГА ICAO по критерию «соответствие качества есть или соответствия качества нет» при многомерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД $\overline{P_{III}}$ по сравнению с вероятностью правильной оценки соответствия качества ТРДД требованиям АП МАК и нормативов Международной организации ГА ICAO по критерию «соответствие качества есть или соответствия качества нет» при маломерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД $\overline{P_{II}}$. Маломерная постановка задач позволяет использовать результаты расчёта дроссельных характеристик ТРДД и даёт возможность оценить качество ТРДД по разным выходным рабочим параметрам, например, степени повышения давления в двигателе EPR , частоте вращения РНД n_1 , частоте вращения РВД n_2 , которые могут быть задействованы в САУ в качестве основного или резервного управляющего фактора, если независимо друг от друга рассматриваются одномерные функции этих контролируемых рабочих параметров ТРДД (управляющих факторов) в двумерных системах декартовых координат, например, $P_{II}-EPR$ при анализе степени повышения давления в двигателе EPR , $P_{II}-n_1$ при анализе частоты вращения РНД n_1 , $P_{II}-n_2$ при анализе частоты вращения РВД n_2 , где P_{II} P_{II} P_{II} – вероятности проявления разных диапазонов статистической выборки одного управляющего фактора. А многомерная постановка задач позволяет использовать результаты расчёта дроссельных характеристик ТРДД и даёт возможность оценить качество

ТРДД одновременно по 2-м из тех же его контролируемых рабочих параметров, которые могут быть задействованы в САУ в качестве основного или резервного управляющего фактора.

Предложенный и разработанный метод коррекции разнотяговости ТРДД позволяет вероятность правильной оценки соответствия качества ТРДД требованиям АП МАК и нормативов Международной организации ГА ICAO по критерию «соответствие качества есть или соответствия качества нет» повысить с 50% при маломерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД $\left(\overline{P}_{11} = \xi(EPR) \leq 0,5; \overline{P}_{11} = \xi(n_1) \leq 0,5; \overline{P}_{11} = \xi(n_2) \leq 0,5 \right)$ до 75% при многомерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД СМС и ДМС $\left(\overline{P}_{111} = \xi(EPR, n_1) \leq 0,75; \overline{P}_{111} = \xi(n_1, n_2) \leq 0,75; \overline{P}_{111} = \xi(n_2, EPR) \leq 0,75 \right)$.

Для коррекции разнотяговости ТРДД, например, «J-75P-17» или «J57-P-29» фирмы "PRATT&WHITNEY", можно и должно представительные статистические выборки его рабочих параметров EPR, n_1, n_2 рассматривать в многомерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД, т.е. в системе координат: $P_{EPR, n_1} - EPR - n_1$ или $P_{n_1, n_2} - n_1 - n_2$, или $P_{n_2, EPR} - n_2 - EPR$, или $P_{EPR, n_2} - EPR - n_2$, или $P_{n_2, n_1} - n_2 - n_1$, или $P_{n_1, EPR} - n_1 - EPR$, где P_{EPR, n_1} , P_{n_1, n_2} , $P_{n_2, EPR}$, P_{EPR, n_2} , P_{n_2, n_1} , $P_{n_1, EPR}$ – вероятности проявления разных диапазонов статистических выборок 2-х управляющих факторов. Эффективность метода коррекции разнотяговости ТРДД в такой системе координат состоит в выигрыше по вероятности правильной оценки соответствия качества ТРДД нормативам ICAO по критерию "соответствие качества есть или соответствия качества нет" при многомерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД $\overline{P}_{111} \left(\overline{P}_{111} = \xi(EPR, n_1) \leq 0,75; \overline{P}_{111} = \xi(n_1, n_2) \leq 0,75; \overline{P}_{111} = \xi(n_2, EPR) \leq 0,75 \right)$ по сравнению с вероятностью этой оценки при маломерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД $\overline{P}_{11} \left(\overline{P}_{11} = \xi(EPR) \leq 0,5; \overline{P}_{11} = \xi(n_1) \leq 0,5; \overline{P}_{11} = \xi(n_2) \leq 0,5 \right)$, когда независимо друг от друга рассматриваются одномерные функции тех же параметров в системах координат: $P_{EPR} - EPR, P_{n_1} - n_1, P_{n_2} - n_2$, где $P_{EPR}, P_{n_1}, P_{n_2}$ – вероятность проявления разных диапазонов статистической выборки 1-го управляющего фактора.

Экономить топливо в полёте двухдвигательного самолёта с ТРДД предлагается за счёт применения в его силовой установке только двигателей, успешно прошедших тестирование их технического состояния после стендовых испытаний в условиях серийного производства. Это тестирование сразу по двум параметрам тяги таких двигателей позволяет ужесточить контроль взаимного соответствия качества ТРДД одной серии по результатам их стендовых испытаний. В качестве параметров тяги предлагается использовать частоты вращения роторов турбин компрессоров низкого давления и компрессоров высокого давления ТРДД. Ужесточение

контроля взаимного соответствия качества ТРДД одной серии в условиях серийного производства обеспечивает снижение исходной разнотяговости ТРДД силовых установок двухдвигательных самолётов. На уменьшение асимметрии тяги их двигателей в полёте требуется топлива меньше, чем при уменьшении асимметрии тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта, не прошедших тестирование их технического состояния по результатам стендовых испытаний. Такая экономия топлива способствует повышению безопасности полёта за счёт возможности дополнительных манёвров на сэкономленном топливе.

3.4 Алгоритм оценки тяги ТРДД по результатам стендовых испытаний

Алгоритм оценки тяги ТРДД по результатам стендовых испытаний состоит в следующем:

1. Задание необходимого размера N выборки ТРДД одной серии.
2. Выбор частот вращения РНД и РВД N ТРДД в качестве параметров тяги двигателей.
3. Расчёт значений вероятности случайного распределения измеренных значений частот вращения РНД и РВД N ТРДД в доверительных интервалах их нормального распределения.
4. Проведение анализа соотношений значений частот вращения РНД и РВД N ТРДД методами направленного перебора и сравнительной оценки их измеренных значений.
5. Вычисление уровня разнотяговости N ТРДД одной серии при взаимном соответствии их частот вращения РНД и РВД, как параметров тяги, находящихся в доверительных интервалах нормального распределения измеренных значений этих параметров.
6. Сужение доверительных интервалов нормального распределения измеренных значений частот вращения РНД и РВД N ТРДД одной серии.
7. Вычисление уровня разнотяговости N ТРДД одной серии при взаимном соответствии измеренных значений параметров их тяги, находящихся в суженных интервалах распределения.
8. Выдача заключения о разбросе тяг N ТРДД одной серии, у которых частоты вращения РНД и РВД не попадают в суженные доверительные интервалы их нормального распределения.

Результаты моделирования разработанного метода подтвердили возможность снижения разнотяговости ΔR ТРДД одной серии до величины $\Delta R_{TESTmin}=0,0445$ по сравнению с величиной их разнотяговости по результатам стендовых испытаний 77 ТРДД этой серии $\Delta R_{TESTmax}=0,0667$, т.е. в 1,5 раза за счёт ужесточения вдвое допусков на их рабочие параметры.

3.5 Способ и алгоритм отбора ТРДД для комплектации самолёта по результатам стендовых испытаний

Предлагается следующий алгоритм селективного отбора ТРДД одной серии с максимально возможным уровнем взаимного соответствия их силы тяги и частот вращения РНД и РВД, позволяющая уменьшить разнотяговость ТРДД одной серии, предназначенных для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов по результатам стендовых испытаний ТРДД этой серии на заводе-изготовителе.

1. Обработка результатов стендовых испытаний ТРДД одной серии и формирование матриц данных для определения оценочных значений силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта с помощью матриц данных в полёте.

1.1. Задание необходимого размера N выборки ТРДД одной серии и расчёт значений вероятности случайного распределения измеренных значений частот вращения РНД и РВД N ТРДД в доверительных интервалах их нормального распределения.

1.2. Проведение анализа соотношений значений частот вращения РНД и РВД N ТРДД методами направленного перебора и сравнительной оценки их измеренных значений.

1.3. Вычисление уровня разнотяговости N ТРДД одной серии, у которых измеренные значения частот вращения РНД и РВД находятся в доверительных интервалах их нормального распределения.

1.4. Сужение доверительных интервалов нормального распределения измеренных значений частот вращения РНД и РВД ТРДД одной серии.

1.5. Вычисление уровня разнотяговости ТРДД одной серии, у которых измеренные значения частот вращения РНД и РВД находятся в суженных интервалах их распределения.

1.6. Выдача заключения о разбросе измеренных значений силы тяги N ТРДД одной серии, у которых частоты вращения РНД и РВД не попадают в суженные доверительные интервалы их нормального распределения.

1.7. Задание условий полёта двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме.

1.8. Построение модели ТРДД с использованием его термогазодинамической модели и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений, валидация построенной модели и анализ диапазонов отклонений её параметров.

1.9. Аппроксимация зависимости тяги и отклонения тяги ТРДД двухдвигательного самолёта от частоты вращения РНД и РВД для эксплуатационного диапазона высот полёта в крейсерском режиме.

1.10. Аппроксимация зависимости тяги и отклонения тяги ТРДД двухдвигательного самолёта от частоты вращения РНД и РВД для эксплуатационного диапазона скоростей полёта в крейсерском режиме.

1.11. Построение характеристик ТРДД на основе его термогазодинамической модели с учётом совокупного изменения КПД его узлов.

1.12. Формирование матриц данных для определения оценочных значений силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта с помощью матриц данных в полёте.

2. Анализ характеристик ТРДД одной серии по результатам стендовых испытаний и оценка значений силы тяги этих двигателей по результатам анализа их характеристик.

3. Оценка взаимного соответствия измеренных значений рабочих параметров ТРДД одной серии по результатам анализа их характеристик.

3.1. Анализ характеристик тяги ТРДД одной серии для учёта и контроля взаимного соответствия уровня тяги двигателей, устанавливаемых на двухдвигательный самолёт для дальнейшего применения предлагаемой методики при реализации этапа 2.

3.2. Формирование рекомендаций по уменьшению разнотяговости ТРДД одной серии.

4. Селективный отбор ТРДД одной серии с максимально возможным уровнем взаимного соответствия их параметров тяги для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов.

4.1. Обработка данных с помощью алгоритма иерархического кластерного анализа.

4.2. Построение дендрограммы для определения двигателей с минимальными отклонениями их характеристик.

4.3. Определение двигателей с минимальными отклонениями их характеристик.

Этот алгоритм позволит уменьшить разнотяговость ТРДД одной серии, предназначенных для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов по результатам стендовых испытаний на заводе-изготовителе и обеспечит возможность уменьшения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта с помощью матриц данных при крейсерском режиме полёта с заданной скоростью на заданной высоте полёта.

После установки в силовую установку двухдвигательного самолёта ТРДД одной серии предлагается снижать их остаточную разнотяговость ΔR программно-аппаратными средствами САКТ ТРДД этой силовой установки путем расчёта и учёта специальных поправок δn_1 и δn_2 контролируемых значений частот вращения РНД n_1 и РВД n_2 обоих ТРДД в полёте. Для уменьшения их разнотяговости в полёте необходимо подобрать ТРДД, параметры которых соответствуют критериям по формулам (8) - (10). Традиционно при расчетах высотно-скоростных характеристик таких двигателей рекомендуется в большинстве точек иметь недобор тяги не более полпроцента (0,5%). Поэтому, каждый из предложенных критериев равен **0,005**:

1) критерию приближенного равенства силы тяги двух ТРДД одной серии по формуле (3.2):

$$|R_l - R_m| / (R_{\max} - R_{\min}) \leq 0,005$$

при $R_{\min} \leq R_l \leq R_{\max}$, $R_{\min} \leq R_m \leq R_{\max}$, $R_{\min} < R_{\max}$, $l \in \overline{1, L}$, $m \in \overline{1, L}$, $l \neq m$ (3.2)

где l – номер l -го двигателя из выборки L ТРДД одной серии; m – номер m -го двигателя из этой выборки; R_l – сила тяга l -го двигателя из этой же выборки; R_m – сила тяга m -го двигателя из той же выборки; R_{\max} , R_{\min} – максимальное и минимальное значения силы тяги ТРДД из этой выборки.

2) критерию приближенного равенства частот вращения РНД этих ТРДД по формуле (3.3):

$$|(n_1)_l - (n_1)_m| / [(n_1)_{\max} - (n_1)_{\min}] \leq 0,005$$

при $(n_1)_{\min} \leq (n_1)_l \leq (n_1)_{\max}$, $(n_1)_{\min} \leq (n_1)_m \leq (n_1)_{\max}$, $(n_1)_{\min} < (n_1)_{\max}$, (3.3)

где l – номер l -го двигателя из выборки L ТРДД одной серии, $l \in \overline{1, L}$; m – номер m -го двигателя из той же выборки, $m \in \overline{1, L}$, $m \neq l$; $(n_1)_l$ – частота вращения РНД l -го двигателя из этой выборки; $(n_1)_m$ – частота вращения РНД m -го двигателя из этой же выборки; $(n_1)_{\max}$ и $(n_1)_{\min}$ – максимально и минимально возможные значения частоты вращения РНД двигателей из этой выборки.

3) критерию приближенного равенства частот вращения РВД этих ТРДД по формуле (3.4):

$$|(n_2)_l - (n_2)_m| / [(n_2)_{\max} - (n_2)_{\min}] \leq 0,005$$

при $(n_2)_{\min} \leq (n_2)_l \leq (n_2)_{\max}$, $(n_2)_{\min} \leq (n_2)_m \leq (n_2)_{\max}$, $(n_2)_{\min} < (n_2)_{\max}$, (3.4)

где l – номер l -го двигателя из выборки L ТРДД одной серии, $l \in \overline{1, L}$; m – номер m -го двигателя из той же выборки, $m \in \overline{1, L}$, $m \neq l$; $(n_2)_l$ – частота вращения РВД l -го двигателя из этой выборки; $(n_2)_m$ – частота вращения РВД m -го двигателя из этой же выборки; $(n_2)_{\max}$ и $(n_2)_{\min}$ – максимально и минимально возможные значения частоты вращения РВД двигателей из этой выборки.

При селективном отборе ТРДД одной серии для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов учитывается взаимосвязь рабочих параметров этих двигателей, установленная в математических моделях, разработанных в Центральном институте авиационного моторостроения имени П.И. Баранова. При их валидации применяются допустимые отклонения значений рабочих параметров двигателей с определёнными значениями КПД их узлов от заданных значений этих параметров. Анализ выполняется полнофакторным виртуальным экспериментальным планом с определением границ отклонения для всех параметров и их сочетаний, не приводящих к отклонению за производственные допуски. Проводится расчет со всеми возможными сочетаниями параметров, но без сочетаний, где

значения недопустимы. Для определения, какие двигатели наиболее близки в пределах одного кластера, использовались расстояния Фреше для определения близости друг к другу зависимостей, полученных в результате регрессионного анализа. Результаты отбора ТРДД для комплектации двухдвигательных самолётов на основе кластерного анализа приведены на Рисунке 3.8.

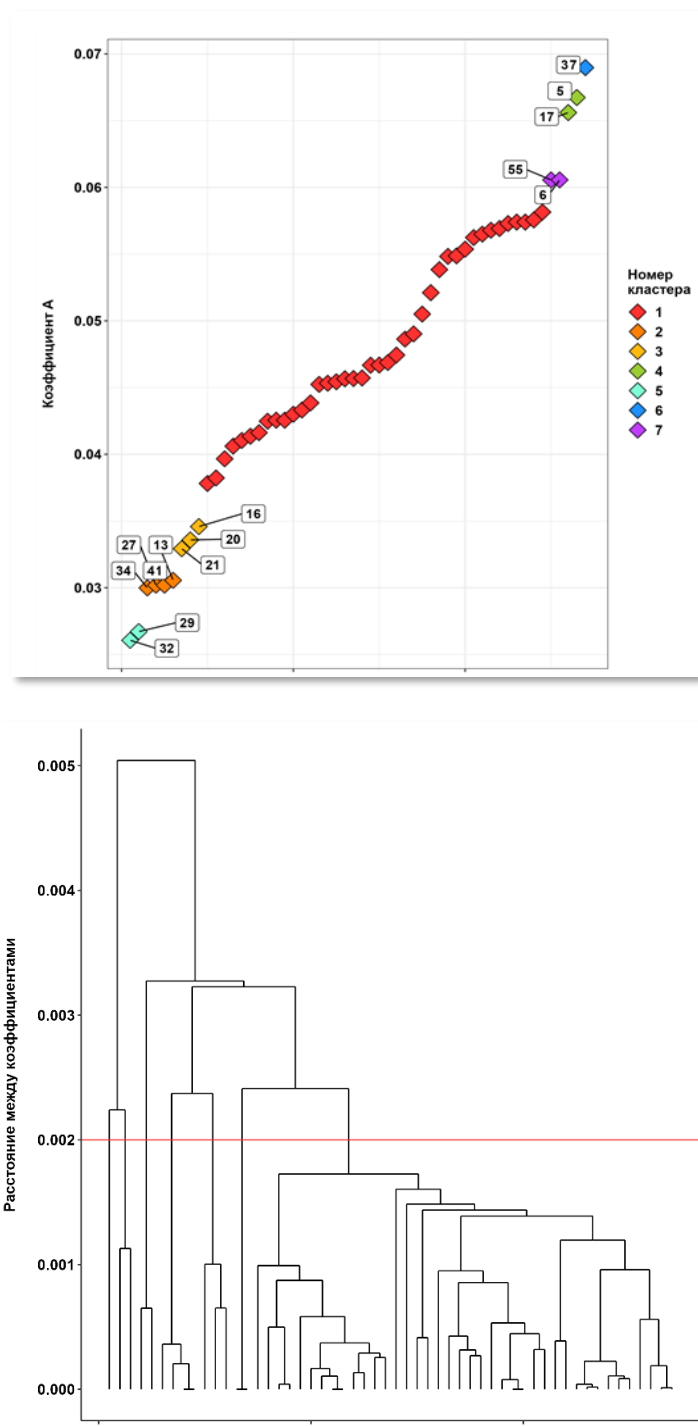


Рисунок 3.8 – Результаты отбора ТРДД на основе кластерного анализа

3.6 Выводы по главе

- 1) Предложена методика тестирования технического состояния ТРДД по результатам стендовых испытаний на заводе-изготовителе.
- 2) Проведена оценка разброса тяги выпускаемых двигателей.
- 3) Применение двумерной случайной функции $\varphi(x,y)=\varphi(n_1^{\text{тест}},n_2^{\text{тест}})$, распределённой по нормальному закону, для коррекции разнотяговости однотипных ТРДД в многомерной постановке задач коррекции их разнотяговости позволяет снизить в разнотяговость тестируемых ТРДД по сравнению с их разнотяговостью по результатам испытаний этих ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства ТРДД на заводе-изготовителе.
- 4) Разнотяговость ТРДД, устанавливаемых на самолёт, может достигать 7%, которая снижается на 33,28% в результате применения разработанного метода контроля.
- 5) Снижение разнотяговости серийных ТРДД обеспечивает уменьшение времени обнаружения недопустимого уровня их разнотяговости в полёте на СМС и ДМС на всех этапах полёта и позволяет сокращать часовой расход топлива G_T на коррекцию разнотяговости этих ТРДД в полёте, что даёт возможность увеличения дальности или продолжительности полёта СМС и ДМС с ТРДД если возникает необходимость обхода грозового фронта или ухода на запасной аэродром для повышения безопасности полёта при неблагоприятных условиях полёта или посадки на основной аэродром.
- 6) Предлагаемое сужение диапазонов допустимого изменения параметров тяги разнотяговых ТРДД одной серии позволяет повысить взаимное соответствие качества работы таких ТРДД.
- 7) Введение и применение специальных поправок параметров тяги (частот вращения РНД и РВД) разнотяговых ТРДД силовой установки двухдвигательного самолета обеспечивает возможность пошаговой коррекции контролируемых значений этих параметров.

ГЛАВА 4. УМЕНЬШЕНИЕ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА В КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ПОЛЁТА

Уменьшение разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта основывается на следующих основных принципах:

- комплектация силовой установки двухдвигательного самолёта такими ТРДД одной серии, которые прошли отбор по результатам выполнения этапа 1 предлагаемого метода;
- уменьшение разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта на основе аппаратно-программного обеспечения системы автоматического управления этой силовой установкой;
- использование САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;
- сохранение требуемого уровня суммарной тяги силовой установки двухдвигательного самолёта при уменьшении разнотяговости его двигателей в крейсерском режиме полёта по результатам сравнения оценочных значений их тяги.

4.1 Алгоритм уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

Предлагается следующий алгоритм уменьшения разнотяговости этих ТРДД в полёте для балансировки их тяги в крейсерском режиме полёта [16, 23-26, 102-104, 117]:

1. Анализ высотно-скоростных и дроссельных характеристик силовой установки двухдвигательного самолёта, полученных по результатам стендовых испытаний на заводе-изготовителе и моделирования с использованием термодинамической модели ТРДД и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений.

1.1. Предварительное получение характеристик тяги каждого из двух ТРДД, устанавливаемых на один и тот же самолёт, по результатам стендовых испытаний.

1.2. Предварительное получение характеристик тяги каждого из двух ТРДД, устанавливаемых на один и тот же самолёт, по результатам моделирования двигателей с использованием термодинамической модели ТРДД и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений.

1.3. Аппроксимация зависимостей силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта от высоты и скорости полета в крейсерском режиме:

- аппроксимация зависимости значений силы тяги двигателя и отклонения значений силы тяги каждого двигателя от значений частот вращения его роторов для нужных высот из эксплуатационного диапазона высот полёта в крейсерском режиме;
 - аппроксимация зависимости значений силы тяги двигателя и отклонения значений силы тяги каждого двигателя от значений частот вращения его роторов для нужных скоростей из эксплуатационного диапазона скоростей полёта в крейсерском режиме;
 - анализ высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей.
2. Прогнозирование разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта в полёте по результатам стендовых испытаний и моделирования характеристик.
 - 2.1. Определение разности измеренных значений силы тяги этих ТРДД по результатам стендовых испытаний.
 - 2.2. Определение поправок значений частот вращения РНД и РВД этих ТРДД по результатам стендовых испытаний.
 - 2.3. Построение характеристик этих ТРДД с учётом изменений КПД их узлов.
 3. Обработка сигналов с датчиков двухдвигательного самолёта и вычисление поправок частот вращения РНД и РВД его ТРДД программно-аппаратными средствами САКТ этими ТРДД.
 - 3.1. Ввод в САКТ ТРДД двухдвигательного самолёта сигналов от датчика высоты полёта, датчика скорости полёта и датчиков положения РУД ТРДД и формирование логических сигналов о соответствии положения РУД, высоты полёта и скорости полёта положению РУД и параметрам полёта в крейсерском режиме.
 - 3.2. Ввод в САКТ ТРДД двухдвигательного самолёта сигналов от датчиков частот вращения РНД и РВД каждого двигателя в полёте и вычисление первых производных измеренных значений этих частот в качестве поправок их значений в полёте.
 - 3.3. Вычисление суммарных значений частот вращения РНД и РВД каждого двигателя в полёте и первых производных этих частот.
 4. Автоматическая корректировка тяги ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта.
 - 4.1. Определение оценочных значений силы тяги каждого из двух ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта.
 - 4.2. Сравнение оценочных значений силы тяги двух ТРДД двухдвигательного самолёта и определение их разнотяговости ΔR в полёте при одинаковых для них условиях полёта.
 - 4.3. Формирование значения логического сигнала $I_4=1$ в ЭБУД ТРДД с меньшей тягой для повышения тяги этого ТРДД и понижения тяги ТРДД с большей тягой для сохранения требуемого уровня суммарной тяги силовой установки двухдвигательного самолёта.

4.4. Повышение силы тяги R_{small} ТРДД с меньшей тягой на $\Delta R/2$ и уменьшение силы тяги R_{large} ТРДД с большей тягой на $\Delta R/2$ при сохранении требуемого уровня суммарной тяги силовой установки двухдвигательного самолёта.

4.5. Формирование логических сигналов для прекращения дополнительной подачи топлива на один ТРДД и снижения подачи топлива на другой ТРДД.

Определение оценочных значений силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта по п.4.1 осуществляется в соответствии со следующим алгоритмом. Алгоритм определения оценочных значений силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта:

1. Ввод измеренных в полёте значений рабочих параметров ТРДД (частот вращения РНД и РВД, температуры заторможенного потока и полного давления за компрессором) с учётом первых производных частот вращения РНД и РВД (НАЧАЛО РАБОТЫ АЛГОРИТМА).

2. Ввод измеренных в полёте значений параметров полёта (положение РУД, высота и скорость полета)

3. Ввод набора заранее рассчитанных значений тех же рабочих параметров ТРДД и параметров полёта из матриц данных (НАЧАЛО ЦИКЛА СРАВНЕНИЯ ДАННЫХ)

4. Сравнительный анализ соотношений измеренных в полёте и заранее рассчитанных значений параметров

5. Проверка достижения наибольшей близости сравниваемых значений, но не при точном их совпадении, а с допустимым отклонением.

6. Определение и вывод оценочного значения силы тяги из этого набора заранее рассчитанных параметров (КОНЕЦ ЦИКЛА и ОКОНЧАНИЕ РАБОТЫ АЛГОРИТМА) ИЛИ переход к п.1 (К НАЧАЛУ ЦИКЛА).

После того, как разнотяговость двигателей будет устранена, значения логических сигналов управления тягой ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта станут равны нулю. При таком их значении прекращается дополнительная подача топлива на один двигатель и снижение подачи топлива на другой. Подача топлива на оба двигателя будет осуществляться в соответствии с их программами управления и, следовательно, их тяги снова начнут возвращаться к исходным значениям, соответствующим тем значениям рабочих параметров ТРДД, которые были зафиксированы на стендовых испытаниях этих двигателей в условиях серийного производства. Соотношение оценочных значений силы их тяги снова будет определено аппаратно-программными средствами реализации цифровых алгоритмов предлагаемого метода. По результатам очередного сравнения оценочных значений силы тяги двух ТРДД начнется или не начнется увеличение тяги одного из них и соответствующее уменьшение тяги другого двигателя для сохранения требуемого уровня суммарной тяги силовой

установки и т.д. Логическая схема алгоритма этапа 2 предлагаемого метода приведена на рисунке 4.1.

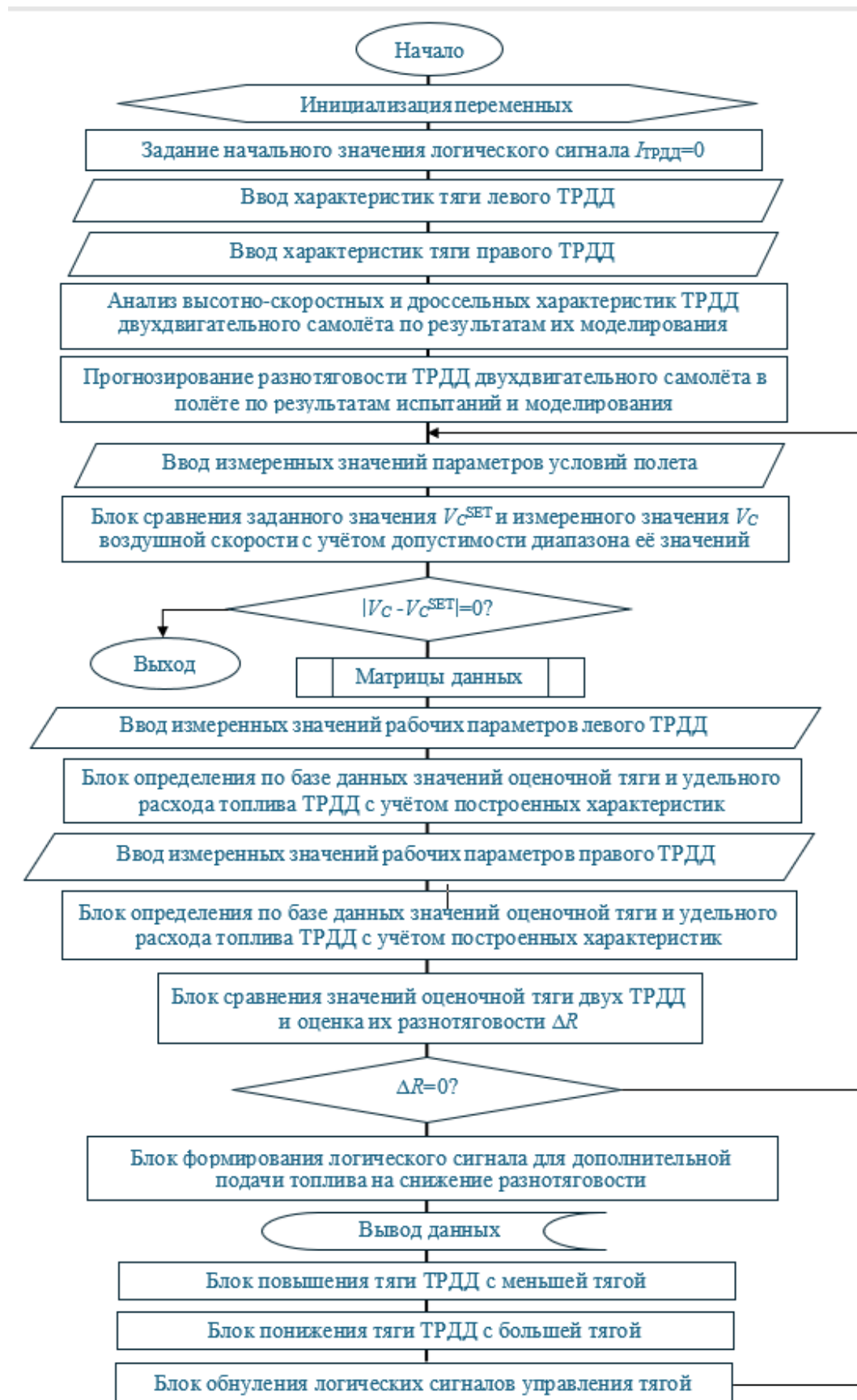


Рисунок 4.1 – Логическая схема алгоритма этапа 2 предлагаемого метода

4.2 Моделирование работы ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

Графические интерпретации результатов моделирования работы ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта построены и приведены на рисунках 4.2 – 4.5. Зависимость тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта от числа Маха и частоты вращения РВД в крейсерском режиме полёта показана на рисунке 4.2.

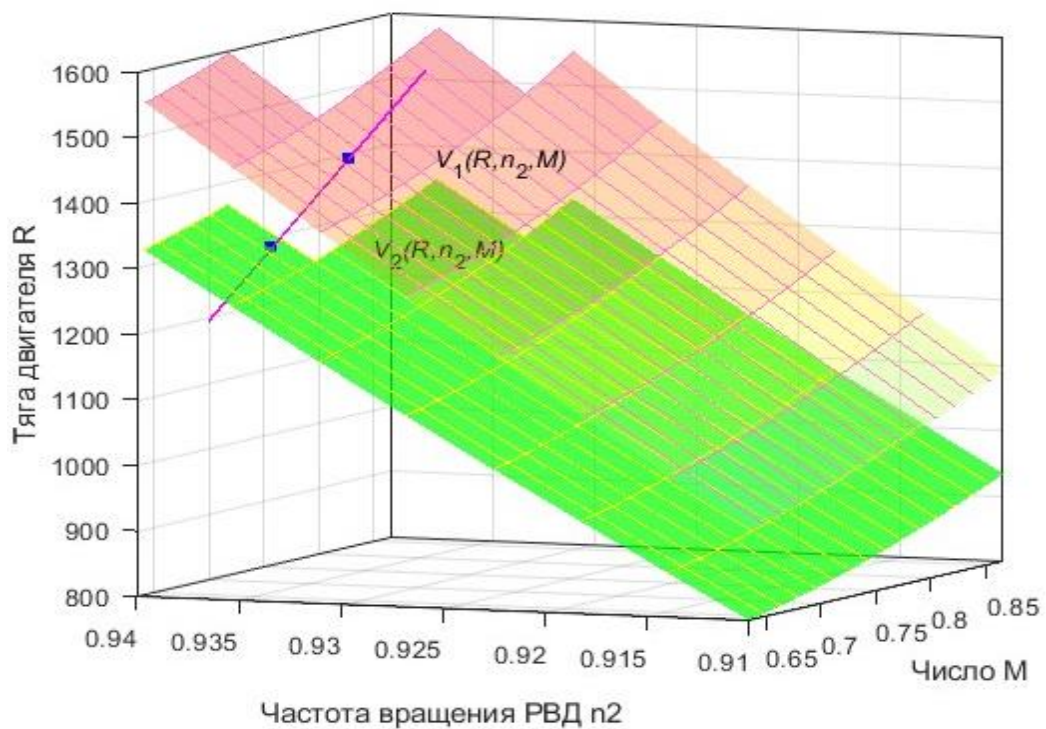


Рисунок 4.2 – Зависимость тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта от числа Маха и частоты вращения РВД в крейсерском режиме полёта

На рисунке 4.2 каждая аппроксимирующая поверхность зависимости тяги от числа Маха и частоты вращения РВД соответствует определенной высоте полёта. Прямая линия соединяет известные точки, лежащие на поверхностях, и на этой прямой линии находится искомая точка оценочного значения тяги при текущих значениях числа Маха и частоты вращения РВД.

На рисунке 4.3 показаны результаты варьирования КПД узлов ТРДД для оценки разброса значений силы тяги и частот вращения РВД, где каждая точка на графике соответствует одному значению КПД узла ТРДД.

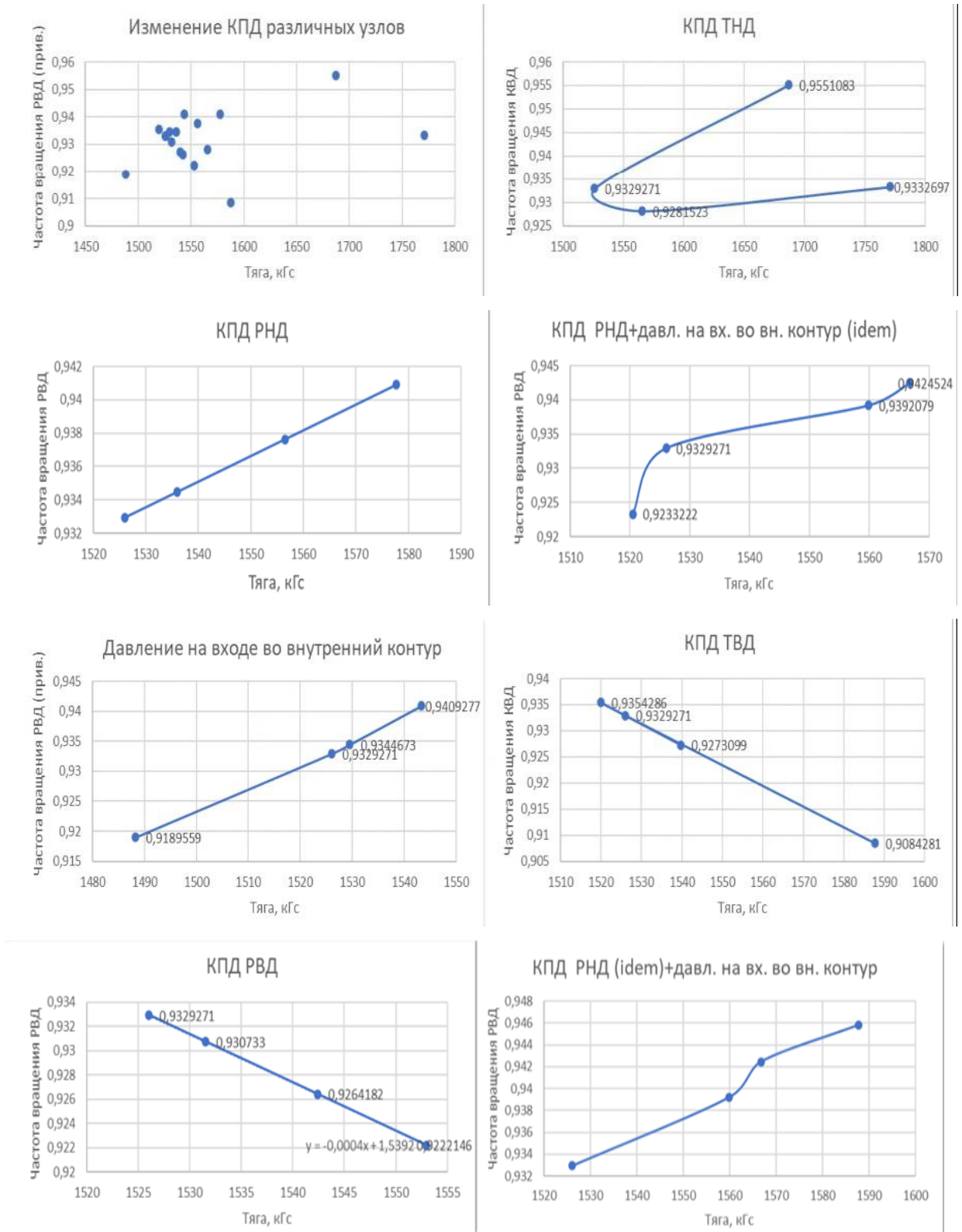


Рисунок 4.3 – Графики отклонения значений силы тяги и частот вращения РВД при изменении КПД узлов ТРДД

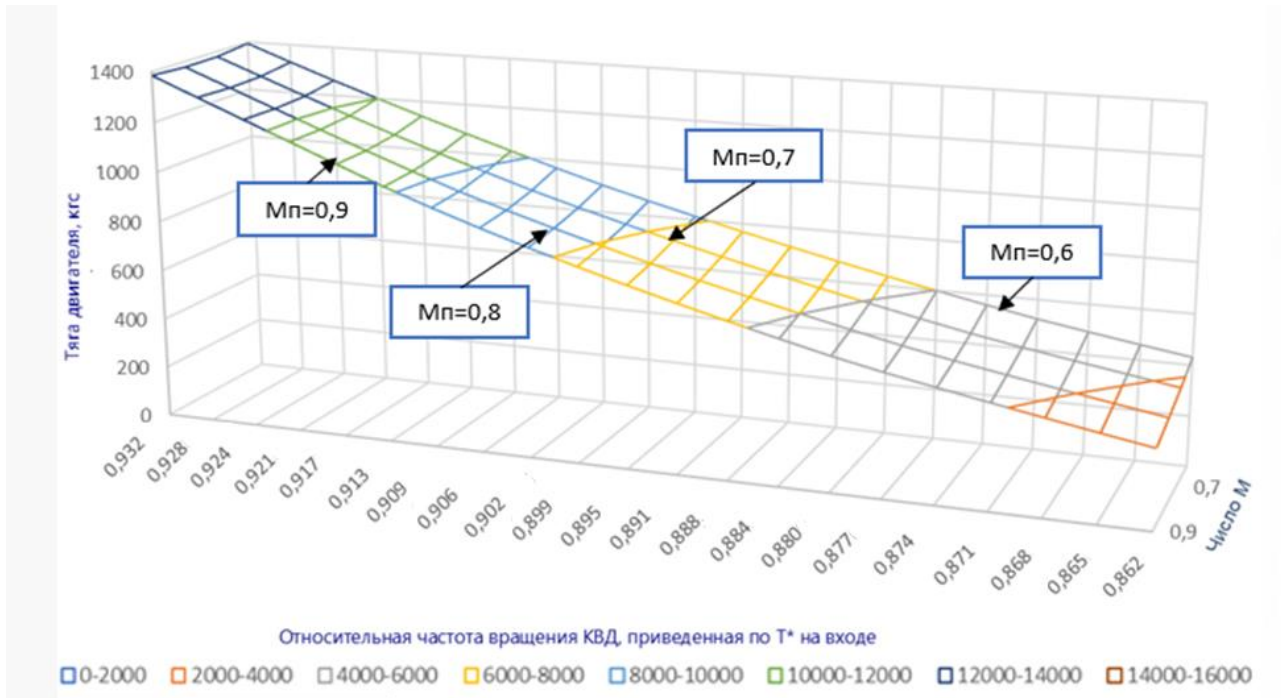


Рисунок 4.4 – Регрессионная зависимость разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта

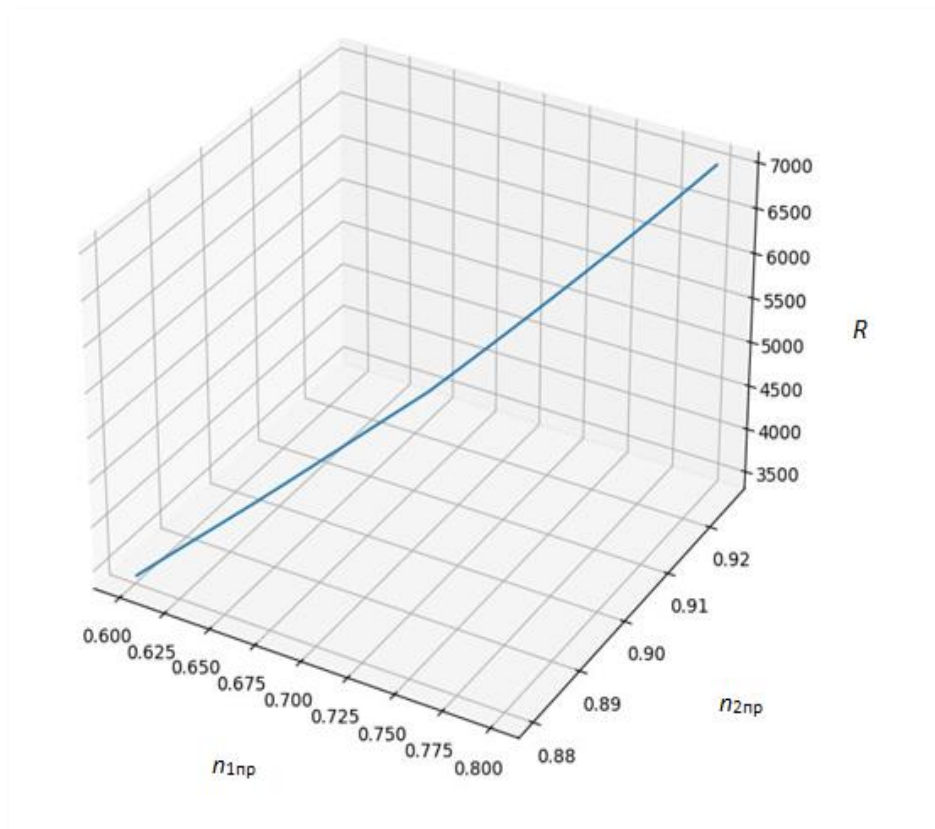


Рисунок 4.5 – Результаты вычисления силы тяги ТРДД в зависимости от частот вращения его РНД и РВД

Результаты моделирования значений силы тяги ТРДД по значениям относительных частот вращения РНД и РВД, приведенных по температуре заторможенного потока на входе, приведены на рисунках 4.6 и 4.7.

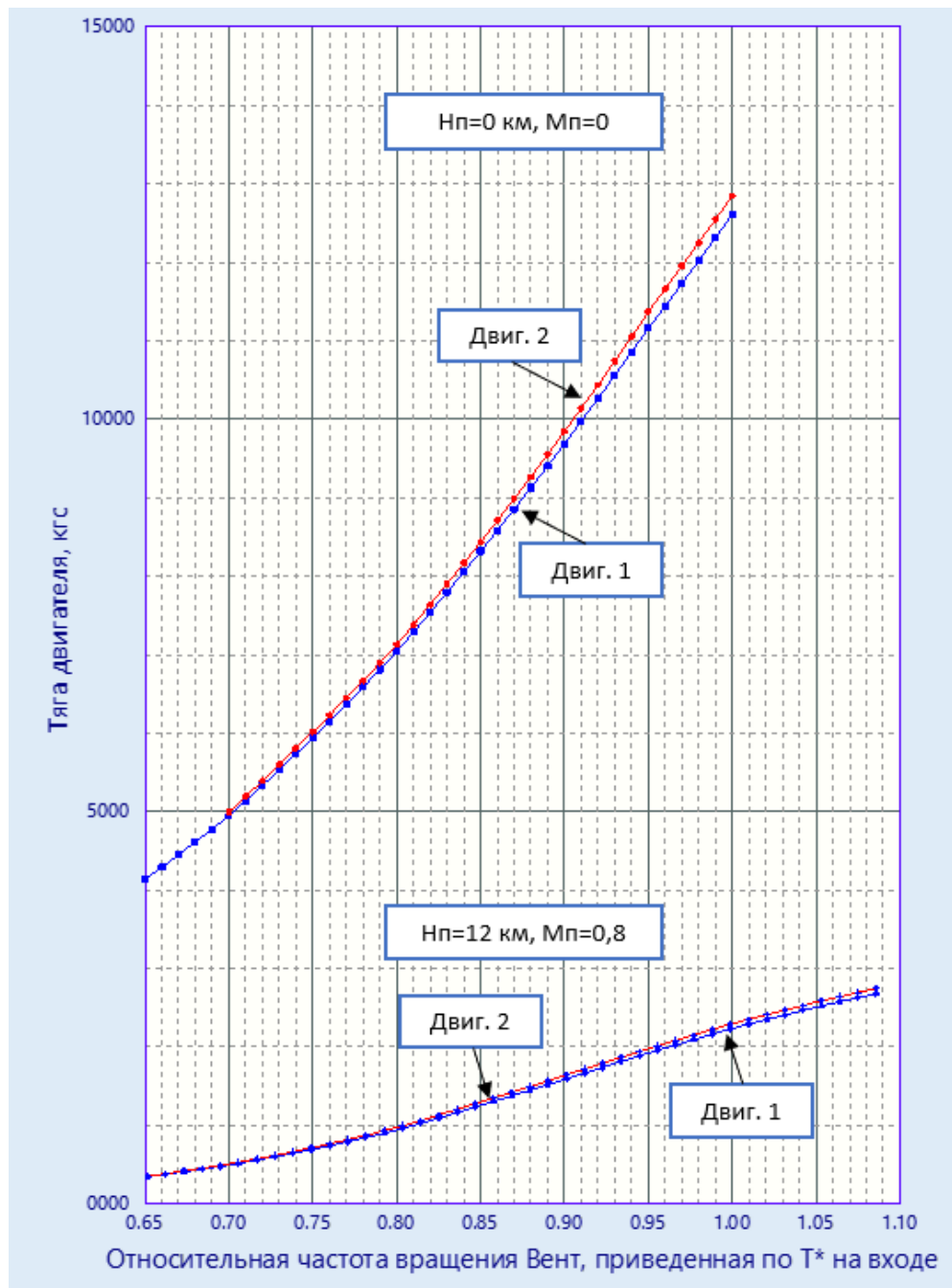


Рисунок 4.6 – Результаты определения (оценки) тяги ТРДД по значениям относительной частоты вращения n_1 , приведенной по температуре заторможенного потока на входе

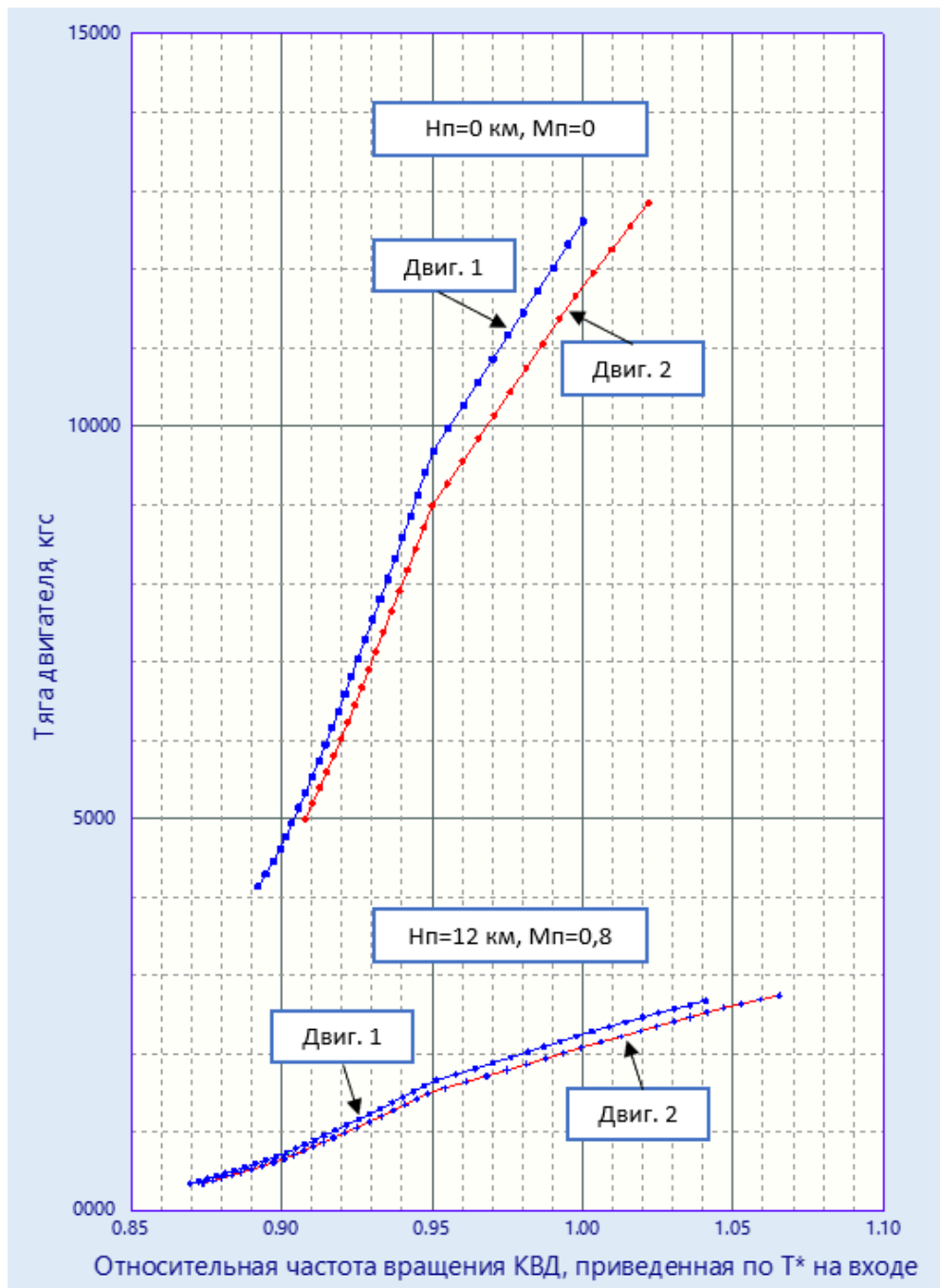


Рисунок 4.7 – Результаты моделирования тяги ТРДД по значениям относительной частоты вращения n_2 , приведенной по температуре заторможенного потока на входе

Зависимости тяги $R(n_{1пр}, H_n)$ и $R(n_{2пр}, H_n)$ ТРДД двухдвигательного самолёта от приведённых частот вращения РНД $n_{1пр}$ и РВД $n_{2пр}$ при изменении высоты полёта H_n в эксплуатационном диапазоне высот полёта в крайсенском режиме формализована в виде уравнений (2) – (4) с коэффициентами $B_{01}(H_n)$, $B_{02}(H_n)$, $B_{11}(H_n)$, $B_{12}(H_n)$, $B_{21}(H_n)$, $B_{22}(H_n)$, $BB_{02}(H_n)$ и $BB_{12}(H_n)$, значения которых определяются по результатам стендовых испытаний ТРДД одной серии на заводе-изготовителе и моделирования двигателей этой серии с использованием

термогазодинамической модели ТРДД и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений:

$$R(n_{1пр}, H_n) = B_{21}(H_n) \cdot (n_{1пр})^2 + B_{11}(H_n) \cdot n_{1пр} + B_{01}(H_n). \quad (4.1)$$

$$R(n_{2пр}, H_n) = B_{22}(H_n) \cdot (n_{2пр})^2 + B_{12}(H_n) \cdot n_{2пр} + B_{02}(H_n) \text{ при } n_{2пр} \leq 0,95. \quad (4.2)$$

$$R(n_{2пр}, H_n) = BB_{12}(H_n) \cdot n_{2пр} + BB_{02}(H_n) \text{ при } n_{2пр} > 0,95. \quad (4.3)$$

Зависимости тяги $R(n_{1пр}, M_n)$ и $R(n_{2пр}, M_n)$ ТРДД двухдвигательного самолёта от приведённых частот вращения РНД $n_{1пр}$ и РВД $n_{2пр}$ при изменении скорости полёта (числа Маха M_n) в эксплуатационном диапазоне скоростей полёта в крейсенском режиме формализована в виде уравнений (5) – (7) с коэффициентами $D_{01}(M_n)$, $D_{02}(M_n)$, $D_{11}(M_n)$, $D_{12}(M_n)$, $D_{21}(M_n)$, $D_{22}(M_n)$, $DD_{02}(M_n)$ и $DD_{12}(M_n)$, значения которых определяются по результатам стендовых испытаний ТРДД одной серии и моделирования двигателей этой серии с использованием термогазодинамической модели ТРДД и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений:

$$R(n_{1пр}, M_n) = D_{21}(M_n) \cdot (n_{1пр})^2 + D_{11}(M_n) \cdot n_{1пр} + D_{01}(M_n). \quad (4.4)$$

$$R(n_{2пр}, M_n) = D_{22}(M_n) \cdot (n_{2пр})^2 + D_{12}(M_n) \cdot n_{2пр} + D_{02}(M_n) \text{ при } n_{2пр} \leq 0,95. \quad (4.5)$$

$$R(n_{2пр}, M_n) = DD_{12}(M_n) \cdot n_{2пр} + DD_{02}(M_n) \text{ при } n_{2пр} > 0,95. \quad (4.6)$$

Результаты моделирования разработанного метода подтвердили возможность снижения разнотяговости ΔR ТРДД до величины $\Delta R_{TESTmin} = 0,0445$ по сравнению с величиной их разнотяговости по результатам стендовых испытаний $\Delta R_{TESTmax} = 0,0667$, т.е. в 1,5 раза, если селективный отбор ТРДД одной серии осуществлялся при наиболее суженных диапазонах нормального распределения силы тяги и частот вращения роторов этих двигателей, куда попадали значения этих параметров хотя бы двух ТРДД из этой серии одновременно.

Результаты прогнозирования разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта приведены на рисунках 4.8.

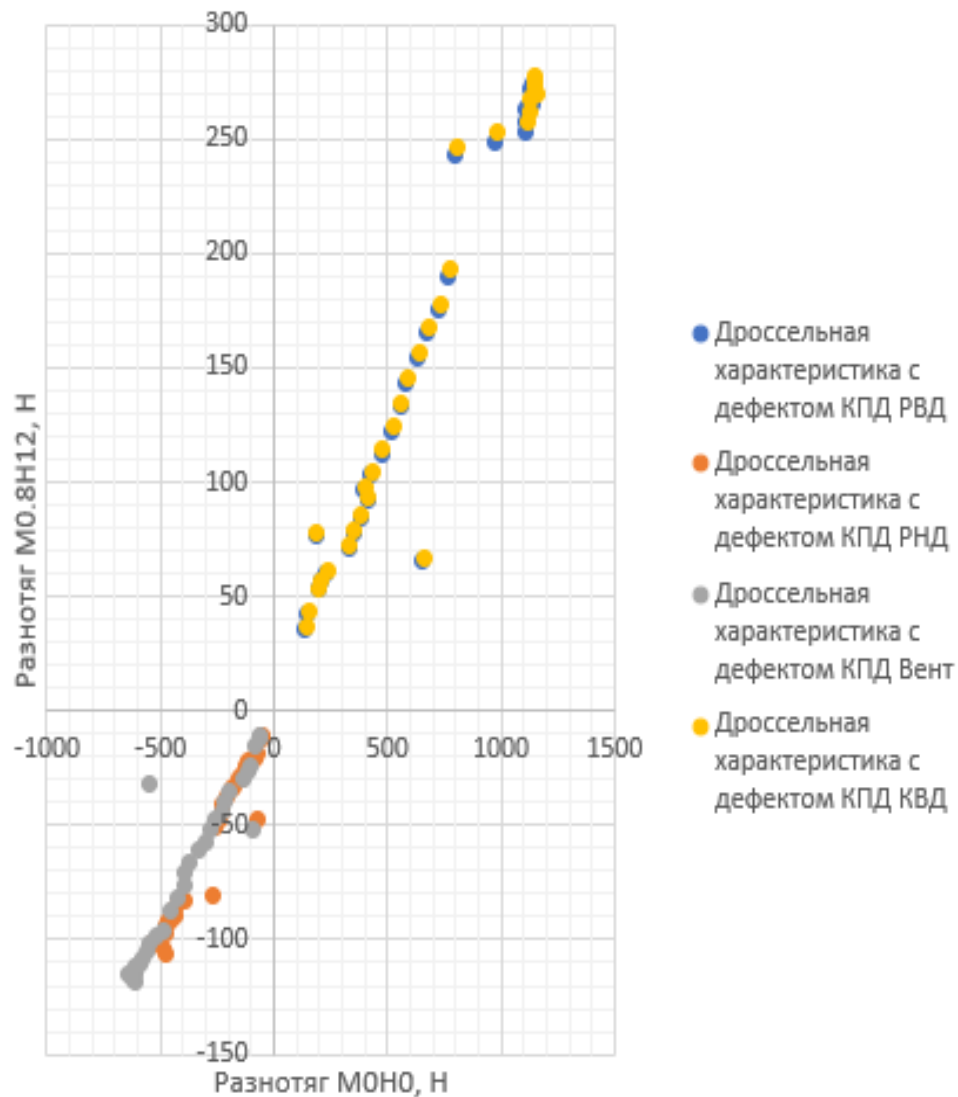


Рисунок 4.8 – Результаты прогнозирования разностьговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта

Массивы данных для построения характеристик и прогнозирования разностьговости были получены с помощью программного комплекса (ПК) ThermoGTE, который используется при решении задач разработки, доводки и эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) и энергетических установок. Основные сферы применения ПК ThermoGTE: проектирование ГТД (выбор основных параметров двигателя и прогноз его характеристик; испытания и доводка двигателя до работоспособного состояния) и эксплуатация ГТД (мониторинг и анализ параметров в ходе работы). Ключевые возможности ПК ThermoGTE: определение основных параметров двигателя на этапе его закладки, расчёт параметров рабочего тела в различных сечениях двигателя, анализ высотно-скоростных и дроссельных характеристик ГТД, оценка влияния изменений в узлах и элементах двигателя на его общие параметры, разработка и

оптимизация программ управления двигателем, подготовка и расчёт формул для программ испытаний, идентификация математической модели двигателя по результатам экспериментов.

На рисунке 4.9 представлена зависимость силы тяги $R(n_{1пр}, n_{2пр})$ ТРДД от приведённых к МСА частоты вращения РНД $n_{1пр}$ и частоты вращения РВД $n_{2пр}$, описываемая следующим выражением:

$$R(n_{1пр}, n_{2пр}) = 12545 (n_{1пр})^2 + (-8457,25) (n_{1пр}) + 313434,1 (n_{2пр})^2 + (-525370,5) (n_{2пр}) + 223545,7 \quad (4.7)$$

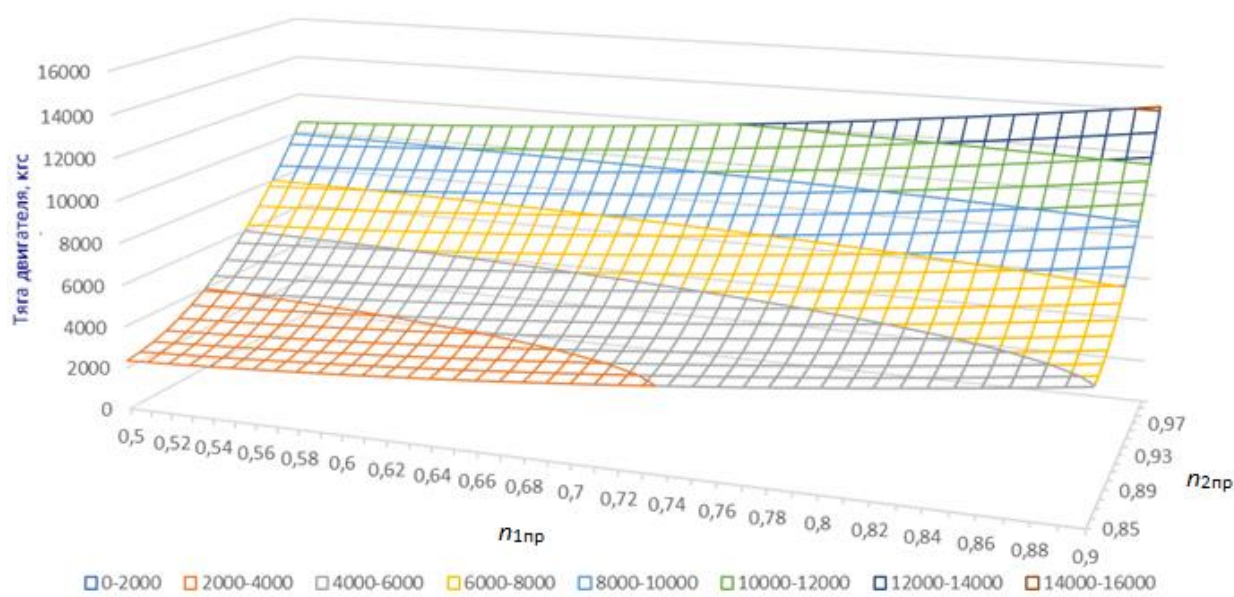


Рисунок 4.9 – Зависимость силы тяги R ТРДД от частоты вращения РНД $n_{1пр}$ и частоты вращения РВД $n_{2пр}$

4.3 Общий подход к решению задачи снижения разнотяговости ТРДД

Снижение разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в постановке задач коррекции их разнотяговости предлагаемым методом проводится путём введения поправок δn_1 и δn_2 параметров тяги n_1 и n_2 через предлагаемую САКТ, в которых задействованы программы управления $n_1 + \delta n_1 = const$ при $0 < n_1 < n_1^{LIMIT}$ и $\delta n_1 > 0$ или $\delta n_1 \leq 0$ и $n_2 + \delta n_2 = const$ при $0 < n_2 < n_2^{LIMIT}$ и $\delta n_2 > 0$ или $\delta n_2 \leq 0$. Такие поправки берутся из нормального распределения Гаусса-Лапласа, являясь разностью между текущими значениями этих управляющих факторов и математическими ожиданиями \bar{n}_1 и \bar{n}_2 , соответственно.

На рисунке 4.10 представлена схема управления силовой установкой двухдвигательного самолёта.

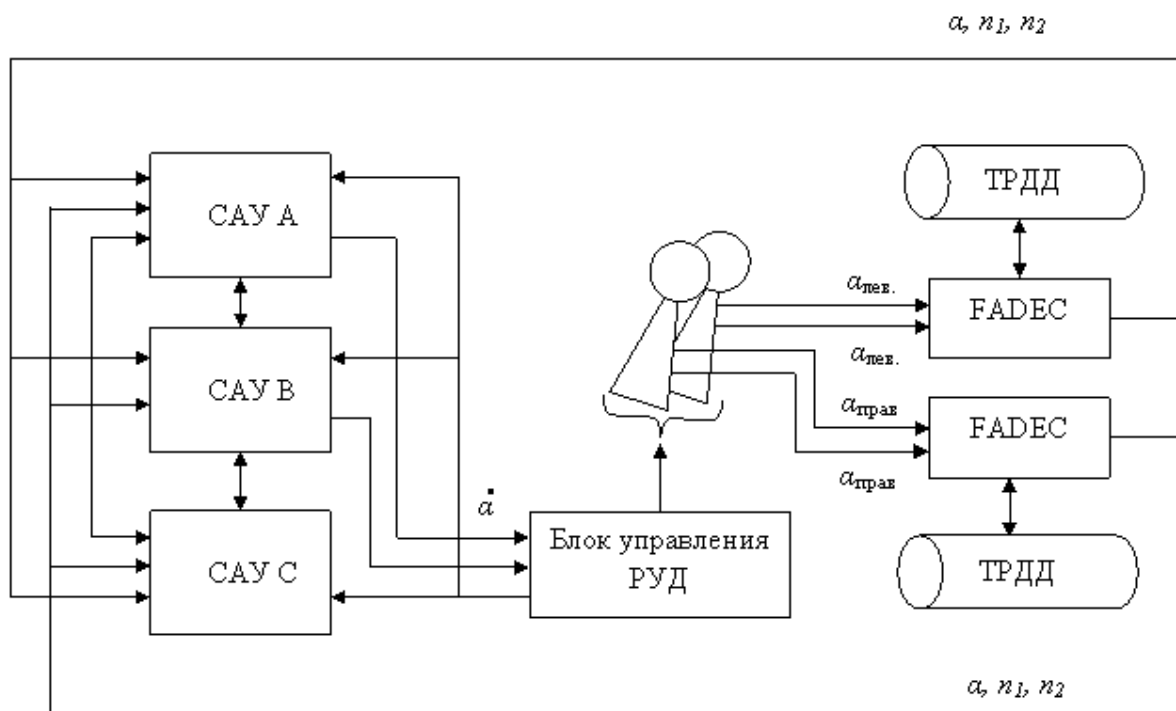


Рисунок 4.10 – Схема управления силовой установкой двухдвигательного самолёта

Ввиду цифрового управления расходом топлива, который является единственным параметром управления тягой ТРДД, целесообразно рассмотреть дискретные моменты закона управления коррекции разнотяговости. В соответствии с комбинированным методом обозначим через ΔR_i величину прогнозируемой конечной разнотяговости в момент, непосредственно предшествующий i -му управляемому изменению расхода количества топлива G_T , отнесенному к среднему квадратичному отклонению априорной разнотяговости.

В соответствии со схемой, показанной на рисунке 2.11, управляемый расход топлива осуществляется с помощью основного топливного насоса через дроссельный кран ДК и дозирующую иглу ДИ автомата приемистости АП. В случае, показанном на рисунке 2.12 управление будет идти через автомат приемистости АП и сервомотор СМ, который в нужном направлении изменит проходное сечение ДИ.

Так как значение силы тяги двигателя оценивается по частоте n_2 вращения ротора высокого давления, то уменьшение разнотяговости, реализуемое за счёт корректировки силы тяги одного из ТРДД, установленных на самолёт, будет осуществляться изменением частоты $n_{вд}$ путём изменения G_T за счёт воздействия на производительность основного топливного насоса ОТН, приводящей к изменению расхода топлива G_T . Таким образом имеется прямая зависимость между n_2 и G_T .

Далее, обозначим через u_i расчетную величину i -й корректирующей скорости изменения разнотяговости, связанной со скоростью изменения расхода топлива G_T , отнесенной к среднему квадратичному значению разнотяговости, на i -м шаге изменения производительности ОТН.

Через B_i обозначим производную по направлению $\text{grad}_{u_i}(\Delta R_i)$. Тогда после отработки i -го сигнала по изменению производительности ОТН получим

$$x_{i+1} = x_i + B_i(u_i + \xi_i), \quad (4.7)$$

где $x_i \equiv \Delta R_i$, ξ_i представляет собой ошибку реализации i -го корректирующего сигнала. Задача оптимизации процесса коррекции будет состоять в определении последовательности $u = \{u_i(x_i)\}$, $i=1, i= 1, \dots, N$, включая определение самих моментов коррекции, обеспечивающей достижение требуемой конечной точности, характеризуемой условием

$$\bar{J}^1 = M[x_{N+1}^2] \leq \bar{J}^1. \quad (4.8)$$

при минимальном расходе топлива, оцениваемом величиной

$$\bar{J}^0 = M \left[\sum_{i=1}^N |u_i| \right]. \quad (4.9)$$

Так как от моментов коррекции зависят только коэффициенты B_i , то задача определения оптимальных моментов коррекции, т. е. задача оптимального распределения корректирующих сигналов, решается как задача отыскания оптимальной последовательности $B = \{B_i\}$, $i=1,2,\dots,N$.

4.4 Пошаговый контроль и компенсация разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта

Задача уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта решается оптимизацией коррекции их разнотяговости комбинированным методом приближенного синтеза оптимального управления тягой её двигателей с применением системного подхода к анализу и синтезу значений $(\Delta R_{TAKEOFF})_{i+1}$ разнотяговости ТРДД с тягой $(R_{TAKEOFF})_i$, частотой вращения РНД $(n_1)_i$, частотой вращения РВД $(n_2)_i$ и ТРДД с тягой $(R^*_{TAKEOFF})_i$, частотой вращения РНД $(n_1^*)_i$, частотой вращения РВД $(n_2^*)_i$.

Пошаговый анализ и приближенный синтез значений сигналов оптимального управления на $(i+1)$ -х шагах автоматического контроля, уменьшения и компенсации разнотяговости ТРДД

двухдвигательного авиалайнера можно формализовать рекуррентными уравнениями (3.14) и (3.15) в соответствии с каноническим уравнением оптимального управления (3.1):

$$x_{i+1} = x_i + B_i(u_i + \xi_i), \quad 1 \leq i < I_{\max}, \quad (3.10)$$

полагая, что $x_{i+1} \equiv (\Delta R_{TAKEOFF})_{i+1}$, $1 \leq i < I_{\max}$, а $x_i \equiv (\Delta R_{TAKEOFF})_i$, $1 \leq i < I_{\max}$, если управление осуществляется пошагово в соответствии со следующими выражениями:

$$u_i \equiv \begin{cases} (U_1)_i = n_1 + C_1 \frac{dn_1}{dt}, n_1^{SOS} < n_1^{SET} < n_1 + C_1 \frac{dn_1}{dt} < n_1^* \leq n_1^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (U_1^*)_i = n_1^* + C_1^* \frac{dn_1^*}{dt}, n_1^{SOS} < n_1^{SET} < n_1^* + C_1^* \frac{dn_1^*}{dt} < n_1 \leq n_1^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (U_2)_i = n_2 + C_2 \frac{dn_2}{dt}, n_2^{SOS} < n_2^{SET} < n_2 + C_2 \frac{dn_2}{dt} < n_2^* \leq n_2^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (U_2^*)_i = n_2^* + C_2^* \frac{dn_2^*}{dt}, n_2^{SOS} < n_2^{SET} < n_2^* + C_2^* \frac{dn_2^*}{dt} < n_2 \leq n_2^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \end{cases} \quad (4.10)$$

$$\xi_i \equiv \begin{cases} (E_1)_i = (n_1)_i, n_1^{SOS} < n_1^{SET} < n_1 + C_1 \frac{dn_1}{dt} < n_1^* \leq n_1^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (E_1^*)_i = (n_1^*)_i, n_1^{SOS} < n_1^{SET} < n_1^* + C_1^* \frac{dn_1^*}{dt} < n_1 \leq n_1^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (E_2)_i = (n_2)_i, n_2^{SOS} < n_2^{SET} < n_2 + C_2 \frac{dn_2}{dt} < n_2^* \leq n_2^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (E_2^*)_i = (n_2^*)_i, n_2^{SOS} < n_2^{SET} < n_2^* + C_2^* \frac{dn_2^*}{dt} < n_2 \leq n_2^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \end{cases} \quad (4.11)$$

$$B_i \equiv \begin{cases} (B_1)_i = J_1 C_1 \frac{dn_1}{dt}, n_1^{SOS} < n_1^{SET} < n_1 + C_1 \frac{dn_1}{dt} < n_1^* \leq n_1^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (B_1^*)_i = J_1 C_1^* \frac{dn_1^*}{dt}, n_1^{SOS} < n_1^{SET} < n_1^* + C_1^* \frac{dn_1^*}{dt} < n_1 \leq n_1^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (B_2)_i = J_2 C_2 \frac{dn_2}{dt}, n_2^{SOS} < n_2^{SET} < n_2 + C_2 \frac{dn_2}{dt} < n_2^* \leq n_2^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \\ (B_2^*)_i = J_2 C_2^* \frac{dn_2^*}{dt}, n_2^{SOS} < n_2^{SET} < n_2^* + C_2^* \frac{dn_2^*}{dt} < n_2 \leq n_2^{LIMIT}, 1 \leq i < I_{\max}; \end{cases} \quad (4.12)$$

то есть функция $B_i = f(G_T)$ характеризует преобразование расхода топлива G_T в число оборотов роторов регулируемого ТРДД.

$$\begin{aligned} (\Delta R_{TAKEOFF})_{i+1} &= (R_{TAKEOFF})_{i+1} - (R^*_{TAKEOFF})_{i+1} = \\ &= [J_1 (n_1)_{i+1}^2 + J_2 (n_2^*)_{i+1}^2] - [J_1 (n_1^*)_{i+1}^2 + J_2 (n_2)_{i+1}^2] = J_1 [(n_1)_{i+1}^2 - (n_1^*)_{i+1}^2] + J_2 [(n_2)_{i+1}^2 - (n_2^*)_{i+1}^2] = \\ &= J_1 \left\{ [(n_1)_i + C_1 \left(\frac{dn_1}{dt}\right)_i]^2 - [(n_1^*)_i + C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt}\right)_i]^2 \right\} + J_2 \left\{ [(n_2)_i + C_2 \left(\frac{dn_2}{dt}\right)_i]^2 - [(n_2^*)_i + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt}\right)_i]^2 \right\} = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= J_1 \left\{ [(n_1)_i]^2 + 2C_1(n_1)_i \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i + C_1^2 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i^2 \right\} - [(n_1^*)_i]^2 + 2C_1^*(n_1^*)_i \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i + (C_1^*)^2 \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i^2 \left\} + \right. \\
&+ J_2 \left\{ [(n_2)_i]^2 + 2C_2(n_2)_i \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_i + C_2^2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_i^2 \right\} - [(n_2^*)_i]^2 + 2C_2^*(n_2^*)_i \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i + (C_2^*)^2 \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i^2 \left\} = \\
&= J_1 [(n_1)_i]^2 - (n_1^*)_i^2 + J_1 C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i [2(n_1)_i + C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i] - J_1 C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i [2(n_1^*)_i + C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i] + \\
&+ J_2 [(n_2)_i]^2 - (n_2^*)_i^2 + J_2 C_2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_i [2(n_2)_i + C_2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_i] - J_2 C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i [2(n_2^*)_i + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i] = \\
&\{ J_1 [(n_1)_i]^2 - (n_1^*)_i^2 \} + J_2 [(n_2)_i]^2 - (n_2^*)_i^2 \} + \{ J_1 C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i \} \{ [(n_1)_i + C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i] + [(n_1)_i] \} - \\
&- \{ J_1 C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i \} \{ [(n_1^*)_i + C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i] + [(n_1^*)_i] \} + \{ J_2 C_2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_i \} \{ [(n_2)_i + C_2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_i] + \\
&+ [(n_2)_i] \} - \{ J_2 C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i \} \{ [(n_2^*)_i + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i] + [(n_2^*)_i] \} = (\Delta R^{TAKEOFF})_i + (B_1)_i [(U_1)_i + \\
&+ (E_1)_i] + (B_1^*)_i [(U_1^*)_i + (E_1^*)_i] + (B_2)_i [(U_2)_i + (E_2)_i] + (B_2^*)_i [(U_2^*)_i + (E_2^*)_i] \quad (3.7)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
(\Delta R^{TAKEOFF})_1 &= J_1 [(n_1)_1]^2 - (n_1^*)_1^2 + J_2 [(n_2)_1]^2 - (n_2^*)_1^2 = J_1 [(n_1^{TEST})_1]^2 - (n_1^{TEST*})_1^2 + J_2 [(n_2^{TEST})_1]^2 - (n_2^{TEST*})_1^2 \\
&\text{при } (n_1)_1 = n_1^{TEST}, (n_1^*)_1 = n_1^{TEST*}, (n_2)_1 = n_2^{TEST}, (n_2^*)_1 = n_2^{TEST*}, \\
&\left(\frac{dn_1}{dt} \right)_1 = \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_1 = \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_1 = \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_1 = 0. \quad (4.13)
\end{aligned}$$

На каждом i -м шаге коррекции разнотяговости ТРДД снижение их разнотяговости обеспечивается программой управления по частоте вращения ротора того двигателя, тяга которого меньше.

При условии $n_1^{SOS} < n_1^{SET} < (n_1)_i + C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i < (n_1^*)_i \leq n_1^{LIMIT}$ задействуется программа управления $(U_1)_i = (n_1)_i + C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i$ с погрешностью управления $(E_1)_i = (n_1)_i$ и вычисляемым значением первой производной частоты вращения ротора $(B_1)_i = J_1 C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i$, если $1 \leq i < I_{max}$, $(n_1)_1 = n_1^{TEST}$, $\left(\frac{dn_1}{dt} \right)_1 = 0$.

При условии $n_1^{SOS} < n_1^{SET} < (n_1^*)_i + C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i < (n_1)_i \leq n_1^{LIMIT}$ задействуется программа управления $(U_1^*)_i = (n_1^*)_i + C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i$ с погрешностью управления $(E_1^*)_i = (n_1^*)_i$ и вычисляемым

значением первой производной частоты вращения ротора $(B_1^*)_i = J_1 C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt}\right)_i$, если $1 \leq i < I_{\max}$,
 $(n_1^*)_1 = n_1^{TEST*}$, $\left(\frac{dn_1^*}{dt}\right)_1 = 0$.

При условии $n_2^{SOS} < n_2^{SET} < (n_2)_i + C_2 \left(\frac{dn_2}{dt}\right)_i < (n_2^*)_i \leq n_2^{LIMIT}$ задействуется программа управления $(U_2)_i = (n_2)_i + C_2 \left(\frac{dn_2}{dt}\right)_i$ с погрешностью управления $(E_2)_i = (n_2)_i$ и вычисляемым значением первой производной частоты вращения ротора $(B_2)_i = J_2 C_2 \left(\frac{dn_2}{dt}\right)_i$, если $1 \leq i < I_{\max}$,
 $(n_2)_1 = n_2^{TEST}$, $\left(\frac{dn_2}{dt}\right)_1 = 0$.

При условии $n_2^{SOS} < n_2^{SET} < (n_2^*)_i + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt}\right)_i < (n_2)_i \leq n_2^{LIMIT}$ задействуется программа управления $(U_2^*)_i = (n_2^*)_i + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt}\right)_i$ с погрешностью управления $(E_2^*)_i = (n_2^*)_i$ и вычисляемым значением первой производной частоты вращения ротора $(B_2^*)_i = J_2 C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt}\right)_i$, если $1 \leq i < I_{\max}$,
 $(n_2^*)_1 = n_2^{TEST*}$, $\left(\frac{dn_2^*}{dt}\right)_1 = 0$.

На последовательных шагах коррекции разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта снижение их разнотяговости обеспечивается программами управления по частотам вращения различных роторов этих двигателей следующим образом. В полёте с несимметричной тягой из-за неравенства частот $n_1^{SET} < n_1 < n_1^* < n_1^{LIMIT}$, $n_1^{SET} < n_1^* < n_1 < n_1^{LIMIT}$, $n_2^{SET} < n_2 < n_2^* < n_2^{LIMIT}$, $n_2^{SET} < n_2^* < n_2 < n_2^{LIMIT}$ снижение разнотяговости ТРДД при соотношении частот вращения роторов $n_1^* < n_1$ обеспечивается повышением частоты вращения ротора n_1^* для достижения приблизительного равенства частот вращения $n_1 \approx n_1^*$, что приводит к соответствующему повышению частоты вращения ротора того же двигателя n_2^* и соотношению частот вращения роторов $n_2 < n_2^*$, при котором обеспечивается повышение частоты вращения ротора n_2 для достижения приблизительного равенства частот вращения роторов $n_2 \approx n_2^*$, а это приводит к соответствующему повышению частоты вращения ротора n_1 и соотношению частот вращения роторов $n_1 > n_1^*$, при котором обеспечивается новое повышение частоты вращения ротора n_1^* и соответствующие ему поочередные повышения частот вращения роторов n_2^* , n_2 , n_1^* , n_1 и так далее до достижения максимально допустимых на заданном режиме значений частот вращения роторов $n_1 \leq n_1^{LIMIT}$, $n_1^* \leq n_1^{LIMIT}$, $n_2 \leq n_2^{LIMIT}$, $n_2^* \leq n_2^{LIMIT}$.

Ожидаемое значение разнотяговости ТРДД ограничивает допустимый диапазон её значений $0 = (\Delta R^{TAKEOFF})_{I_{\max}} \leq |(\Delta R^{TAKEOFF})_i| \leq (\Delta R^{TAKEOFF})_1 \leq \Delta R_{TESTmin}$.

Для достижения ожидаемого значения разнотяговости $(\Delta R^{TAKEOFF})_{I_{\max}} = 0$ необходимо и достаточно выполнение следующих условий:

$$(B_1)_{I_{\max-1}} = J_1 C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0 \text{ при } \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(U_1)_{I_{\max-1}} = (n_1)_{I_{\max-1}} + C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = n_1^{\text{LIMIT}} \text{ при } \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(E_1)_{I_{\max-1}} = (n_1)_{I_{\max-1}} = n_1^{\text{LIMIT}};$$

$$(B_1^*)_{I_{\max-1}} = J_1 C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0 \text{ при } \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(U_1^*)_{I_{\max-1}} = (n_1^*)_{I_{\max-1}} + C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = n_1^{\text{LIMIT}*} \text{ при } \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(E_1^*)_{I_{\max-1}} = (n_1^*)_{I_{\max-1}} = n_1^{\text{LIMIT}*};$$

$$(B_2)_{I_{\max-1}} = J_2 C_2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0 \text{ при } \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(U_2)_{I_{\max-1}} = (n_2)_{I_{\max-1}} + C_2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = n_2^{\text{LIMIT}} \text{ при } \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(E_2)_{I_{\max-1}} = (n_2)_{I_{\max-1}} = n_2^{\text{LIMIT}};$$

$$(B_2^*)_{I_{\max-1}} = J_2 C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0 \text{ при } \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(U_2^*)_{I_{\max-1}} = (n_2^*)_{I_{\max-1}} + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = n_2^{\text{LIMIT}*} \text{ при } \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_{I_{\max-1}} = 0;$$

$$(E_2^*)_{I_{\max-1}} = (n_2^*)_{I_{\max-1}} = n_2^{\text{LIMIT}*};$$

$$n_1^{\text{LIMIT}} \geq (n_1)_i \geq n_1^{\text{TEST}} \geq n_1^{\text{SET}} \geq n_1^{\text{SOS}} > 0 \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1},$$

$$n_1^{\text{LIMIT}*} \geq (n_1^*)_i \geq n_1^{\text{TEST}} \geq n_1^{\text{SET}} \geq n_1^{\text{SOS}} > 0 \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1},$$

$$n_2^{\text{LIMIT}} \geq (n_2)_i \geq n_2^{\text{TEST}} \geq n_2^{\text{SET}} \geq n_2^{\text{SOS}} > 0 \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1},$$

$$n_2^{\text{LIMIT}*} \geq (n_2^*)_i \geq n_2^{\text{TEST}} \geq n_2^{\text{SET}} \geq n_2^{\text{SOS}} > 0 \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1};$$

$$(n_1)_{i+1} = (n_1)_i + C_1 \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_i \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1}, (n_1)_1 = n_1^{\text{TEST}}, \left(\frac{dn_1}{dt} \right)_1 = 0;$$

$$(n_1^*)_{i+1} = (n_1^*)_i + C_1^* \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_i \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1}, (n_1^*)_1 = n_1^{\text{TEST}}, \left(\frac{dn_1^*}{dt} \right)_1 = 0;$$

$$(n_2)_{i+1} = (n_2)_i + C_2 \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_i \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1}, (n_2)_1 = n_2^{\text{TEST}}, \left(\frac{dn_2}{dt} \right)_1 = 0;$$

$$(n_2^*)_{i+1} = (n_2^*)_i + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i \text{ при } i=1, 2, 3 \dots I_{\max-1}, (n_2^*)_1 = n_2^{\text{TEST}}, \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_1 = 0.$$

Выполнение этих условий обеспечивается анализом и синтезом значений параметров тяги двигателей, если в качестве таких параметров используются частоты вращения РНД и частоты вращения РВД этих двигателей.

4.5 Система автоматической коррекции тяги

Предлагаемая САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта работает только в крейсерском режиме полёта с заданной скоростью на заданных высотах и вступает в работу при соответствующем положении РУД этих ТРДД на заданных высотах полёта с крейсерской скоростью, а блокируется при неисправности одного из этих ТРДД [20, 81-83, 104].

4.5.1 Структура системы автоматической коррекции тяги

Структурная схема предлагаемой САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта представлена на рисунке 4.11.

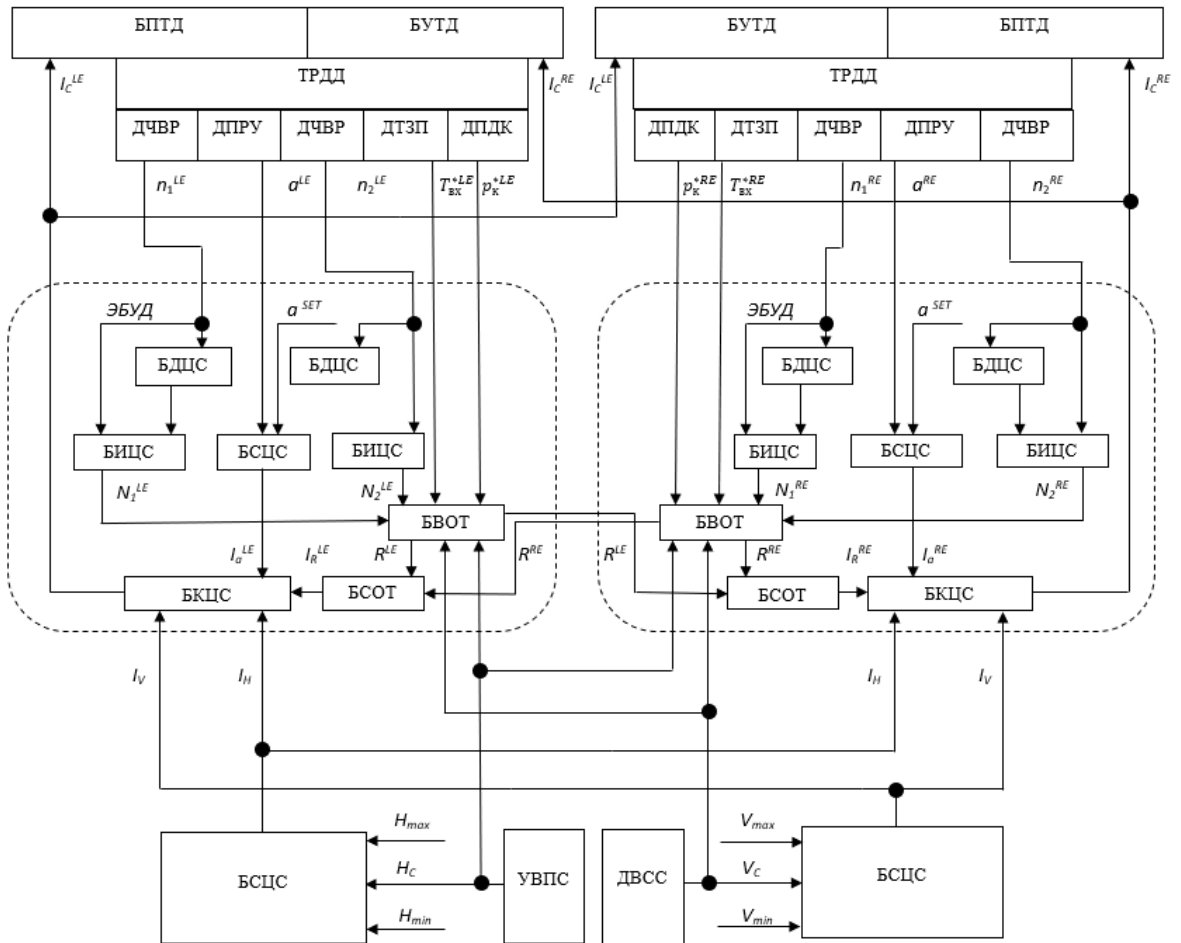


Рисунок 4.11 – Структурная схема предлагаемой САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

На этом рисунке приняты следующие обозначения:

БВОТ – Блок вычисления оценочных значений силы тяги;

БДЦС – Блок дифференцирования цифровых сигналов;

БИЦС – Блок интегрирования цифровых сигналов;

БКЦС – Блок контроля цифровых сигналов;

БПТД – Блок повышения тяги двигателя;

БСОТ – Блок сравнительной оценки силы тяги;

БСЦС – Блок сравнения цифровых сигналов;

БУТД – Блок уменьшения тяги двигателя;

ДВСС – Датчик воздушной скорости самолёта;

ДПДК – Датчик полного давления за компрессором;

ДПРУ – Датчик положения рычагов управления;

ДТЗП – Датчик температуры заторможенного потока;

ДТРД – Двухконтурный турбореактивный двигатель;

ДЧВР – Датчик частоты вращения ротора;

УВПС – Указатель высоты полёта самолёта;

ЭБУД – Электронный блок управления двигателем;

α^{SET} – заданное положение РУД ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

α^{LE} – положение РУД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

I_a^{LE} – логический сигнал о положении РУД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

n_1^{LE} – частота вращения РНД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

n_2^{LE} – частота вращения РВД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

N_1^{LE} – суммарное значение измеренной в полёте частоты вращения РНД левого ТРДД двухдвигательного самолёта и её первой производной при условии, что $N_1^{LE} = n_1^{LE} + C_1^{LE} \cdot dn_1^{LE}/dt$;

N_2^{LE} – суммарное значение измеренной в полёте частоты вращения РВД левого ТРДД двухдвигательного самолёта и её первой производной при условии, что $N_2^{LE} = n_2^{LE} + C_2^{LE} \cdot dn_2^{LE}/dt$;

p_k^{*LE} – полное давление за компрессором левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

$T_{вх}^{*LE}$ – температура заторможенного потока в левом ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

R^{LE} – оценочное значение тяги левого ТРДД силовой установки двухдвигательного

самолёта в крейсерском режиме полёта;

I_R^{LE} – логический сигнал о результатах сравнения оценочных значений тяги левого ТРДД двухдвигательного самолёта с оценочными значениями тяги его правого ТРДД в крейсерском режиме полёта;

I_C^{LE} – логический сигнал управления тягой левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

α^{RE} – положение РУД правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

I_a^{RE} – логический сигнал о положении РУД правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

n_1^{RE} – частота вращения РНД правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

n_2^{RE} – частота вращения РВД правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

N_1^{RE} – суммарное значение измеренной в полёте частоты вращения РНД правого ТРДД двухдвигательного самолёта и её первой производной при $N_1^{RE} = n_1^{RE} + C_1^{RE} \cdot dn_1^{RE}/dt$;

N_2^{RE} – суммарное значение измеренной в полёте частоты вращения РВД правого ТРДД двухдвигательного самолёта и её первой производной при $N_2^{RE} = n_2^{RE} + C_2^{RE} \cdot dn_2^{RE}/dt$;

p_k^{*RE} – полное давление за компрессором правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

$T_{вх}^{*RE}$ – температура заторможенного потока в правом ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

R^{RE} – оценочное значение тяги правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

I_R^{RE} – логический сигнал о результатах сравнения оценочных значений тяги правого ТРДД двухдвигательного самолёта с оценочными значениями тяги его левого ТРДД в крейсерском режиме полёта;

I_C^{RE} – логический сигнал управления тягой правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

H_{max} – максимально допустимое значение высоты полёта самолёта в крейсерском режиме;

H_{min} – минимально допустимое значение высоты полёта самолёта в крейсерском режиме;

H_C – измеренное в полёте значение высоты полёта самолёта в крейсерском режиме;

I_{Hc} – логический сигнал о высоте полёта самолёта в крейсерском режиме;

V_{max} – максимально допустимое значение скорости полёта самолёта в крейсерском

режиме;

V_{\min} – минимально допустимое значение скорости полёта самолёта в крейсерском режиме;

V_C – измеренное в полёте значение скорости полёта самолёта в крейсерском режиме;

I_{V_C} – логический сигнал о скорости полёта самолёта в крейсерском режиме.

4.5.2 Работа системы автоматической коррекции тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

На этапе 2 предлагаемого метода уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта предполагается и предусматривается:

- сравнивать измеряемые в полёте и рассчитанные на этапе 1 этого метода значения рабочих параметров двигателей и параметров полёта в крейсерском режиме;
- проводить сравнительный анализ измеряемых и рассчитанных значений рабочих параметров двигателей и параметров полёта в крейсерском режиме с помощью матриц данных для определения оценочных значений силы тяги ТРДД двухдвигательного самолёта в полёте;
- выполнять количественную оценку соотношений оценочных значений силы тяги двигателей в обеих ЭБУД САКТ этих двигателей;
- формировать в ЭБУД двигателя с меньшей тягой единичное значение логического сигнала для повышения тяги этого двигателя и передавать такой сигнал в БПТД этого двигателя и в БУДТ второго двигателя с большей тягой для понижения его тяги при сохранении требуемого уровня суммарной тяги силовой установки по результатам сравнения оценочных значений силы тяги двигателей.

Предлагаемая САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта работает в соответствии со следующим алгоритмом.

1. **Начало работы.** САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта начинает работать при переводе РУД в положение, соответствующее положению РУД в крейсерском режиме полёта по достижению самолётом заданной скорости полёта в крейсерском режиме на высоте полёта в крейсерском режиме.

2. **Ввод данных (начало циклов работы).** Измеряемые в крейсерском режиме полёта значения сигнала H_C с выхода указателя высоты полёта самолёта (УВПС) и сигнала V_C с выхода датчика воздушной скорости самолёта (ДВСС) подаются на входы блоков сравнения заданных и измеренных сигналов (БСЦС) о высотах и скоростях полёта самолёта для вычисления значений логического сигнала о высоте полёта самолёта в крейсерском режиме I_{H_C} и логического сигнала о скорости полёта самолёта в крейсерском режиме I_{V_C} .

3. **Обработка данных.** Значения логического сигнала о высоте полёта самолёта в крейсерском режиме I_{Hc} и логического сигнала о скорости полёта самолёта в крейсерском режиме I_{Vc} вычисляются в блоках сравнения заданных и измеренных сигналов (БСЦС) о высотах и скоростях полёта самолёта.

4. **Передача данных.** Вычисляемые в крейсерском режиме полёта значения логического сигнала о высоте полёта самолёта в крейсерском режиме I_{Hc} и логического сигнала о скорости полёта самолёта в крейсерском режиме I_{Vc} с выходов блоков сравнения заданных и измеренных сигналов (БСЦС) о высотах и скоростях полёта самолёта подаются на входы логических устройств «И» блоков контроля цифровых сигналов (БКЦС) в электронных блоках управления двигателями (ЭБУД) силовой установки двухдвигательного самолёта.

5. **Ввод данных.** Измеряемые в крейсерском режиме полёта значения сигналов a^{LE} и a^{RE} с выходов датчиков положения рычагов управления (ДПРУ) левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта подаются на входы блоков сравнения заданных и измеренных сигналов (БСЦС) о положениях РУД левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в электронных блоках управления этими двигателями (ЭБУД) для вычисления значений логических сигналов I_a^{LE} и I_a^{RE} о положении РУД левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта.

6. **Обработка данных.** Значения логических сигналов I_a^{LE} и I_a^{RE} о положении РУД левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта вычисляются в блоках сравнения заданных и измеренных сигналов (БСЦС) о положениях РУД левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта.

7. **Передача данных.** Вычисляемые в крейсерском режиме полёта значения логических сигналов I_a^{LE} и I_a^{RE} о положении РУД левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта подаются на входы логических устройств «И» блоков контроля цифровых сигналов (БКЦС) в электронных блоках управления этими двигателями (ЭБУД).

8. **Ввод данных.** Измеряемые в крейсерском режиме полёта значения сигналов n_1^{LE} и n_1^{RE} с выходов датчиков частот вращения РНД левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта и сигналов n_2^{LE} и n_2^{RE} с выходов датчиков частот вращения РВД этих двигателей подаются на входы блоков дифференцирования цифровых сигналов (БДЦС) в Электронных блоках управления этими двигателями (ЭБУД) для вычисления значений первых производных частот вращения всех четырёх роторов как поправок значений этих частот в крейсерском режиме полёта и на входы блоков интегрирования цифровых сигналов (БИЦС) в тех

же блоках управления (ЭБУД) для вычисления значений суммарных значений частот вращения роторов обоих двигателей и первых производных этих частот.

9. Обработка данных. Значения первых производных $C_1^{LE} \cdot dn_1^{LE}/dt$ и $C_2^{LE} \cdot dn_2^{LE}/dt$ частот n_1^{LE} и n_2^{LE} вращения РНД и РВД левого двигателя и первых производных $C_1^{RE} \cdot dn_1^{RE}/dt$ и $C_2^{RE} \cdot dn_2^{RE}/dt$ частот n_1^{RE} и n_2^{RE} вращения РНД и РВД правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта вычисляются в блоках дифференцирования цифровых сигналов (БДЦС) в Электронных блоках управления этими двигателями (ЭБУД).

10. Передача данных. Вычисляемые в крейсерском режиме полёта значения первых производных $C_1^{LE} \cdot dn_1^{LE}/dt$ и $C_2^{LE} \cdot dn_2^{LE}/dt$ частот n_1^{LE} и n_2^{LE} вращения РНД и РВД левого двигателя и первых производных $C_1^{RE} \cdot dn_1^{RE}/dt$ и $C_2^{RE} \cdot dn_2^{RE}/dt$ частот n_1^{RE} и n_2^{RE} вращения РНД и РВД правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта подаются на входы блоков интегрирования цифровых сигналов (БИЦС) в Электронных блоках управления этими двигателями (ЭБУД) для вычисления значений суммарных значений частот вращения роторов обоих двигателей и первых производных этих частот.

11. Ввод данных. Измеряемые в крейсерском режиме полёта значения сигнала H_C с выхода указателя высоты полёта самолёта (УВПС), сигнала V_C с выхода датчика воздушной скорости самолёта (ДВСС), сигналов $T_{\text{вх}}^{*LE}$ и $T_{\text{вх}}^{*RE}$ с выходов датчиков температуры заторможенного потока (ДТЗП) и сигналов $p_{\text{к}}^{*LE}$ и $p_{\text{к}}^{*RE}$ с выходов датчиков полного давления за компрессорами (ДПК) левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта и вычисляемые суммарные значения частот вращения роторов левого двигателя и первых производных этих частот $n_1^{LE} + C_1^{LE} \cdot dn_1^{LE}/dt$ и $n_2^{LE} + C_2^{LE} \cdot dn_2^{LE}/dt$, а также вычисляемые суммарные значения частот вращения роторов правого двигателя и первых производных этих частот $n_1^{RE} + C_1^{RE} \cdot dn_1^{RE}/dt$ и $n_2^{RE} + C_2^{RE} \cdot dn_2^{RE}/dt$ подаются на входы блоков вычисления оценочных значений силы тяги этих двигателей (БВОТ) в Электронных блоках управления этими двигателями (ЭБУД).

12. Обработка данных. Вычисляемые суммарные значения частот вращения роторов левого двигателя и первых производных этих частот $n_1^{LE} + C_1^{LE} \cdot dn_1^{LE}/dt$ и $n_2^{LE} + C_2^{LE} \cdot dn_2^{LE}/dt$, вычисляемые суммарные значения частот вращения роторов правого двигателя и первых производных этих частот $n_1^{RE} + C_1^{RE} \cdot dn_1^{RE}/dt$ и $n_2^{RE} + C_2^{RE} \cdot dn_2^{RE}/dt$, измеряемые в крейсерском режиме полёта значения сигналов $T_{\text{вх}}^{*LE}$ и $T_{\text{вх}}^{*RE}$ с выходов датчиков температуры заторможенного потока (ДТЗП) и сигналов $p_{\text{к}}^{*LE}$ и $p_{\text{к}}^{*RE}$ с выходов датчиков полного давления за компрессорами (ДПК) тех же двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта, сигнала H_C с выхода указателя высоты полёта самолёта (УВПС) и сигнала V_C с выхода датчика воздушной скорости самолёта (ДВСС) в блоках вычисления оценочных значений силы тяги

(БВОТ) левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта сравниваются с заранее рассчитанными значениями тех же параметров в разных матрицах данных до достижения наибольшей близости сравниваемых значений, но не при точном их совпадении, а с допустимым отклонением.

13. Оценка данных. Оценочные значения силы тяги R^{LE} и R^{RE} левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта определяются в блоках вычисления оценочных значений силы тяги (БВОТ) левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта по заранее рассчитанным значениям силы тяги в матрицах данных при достижении наибольшей близости заранее рассчитанных значений частот вращения роторов этих двигателей в силовой установке двухдвигательного самолёта на высоте его полёта в крейсерском режиме с крейсерской скоростью, заранее заданных значений высоты полёта и скорости полёта в крейсерском режиме и заранее рассчитанных значений температуры заторможенного потока и полного давления за компрессорами этих двигателей в матрицах данных с вычисляемыми суммарными значениями частот вращения роторов левого двигателя и первых производных этих частот $n_1^{LE} + C_1^{LE} \cdot dn_1^{LE}/dt$ и $n_2^{LE} + C_2^{LE} \cdot dn_2^{LE}/dt$, вычисляемыми суммарными значениями частот вращения роторов правого двигателя и первых производных этих частот $n_1^{RE} + C_1^{RE} \cdot dn_1^{RE}/dt$ и $n_2^{RE} + C_2^{RE} \cdot dn_2^{RE}/dt$, измеряемыми в крейсерском режиме полёта значениями сигнала H_C с выхода указателя высоты полёта самолёта (УВПС), сигнала V_C с выхода датчика воздушной скорости самолёта (ДВСС), сигналов $T_{вх}^{*LE}$ и $T_{вх}^{*RE}$ с выходов датчиков температуры заторможенного потока (ДТЗП) и сигналов $p_{к}^{*LE}$ и $p_{к}^{*RE}$ с выходов датчиков полного давления за компрессорами (ДПДК) левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта, но не при точном совпадении сравниваемых значений, а с допустимым их отклонением.

14. Обработка данных. Значения логического сигнала I_R^{LE} о результатах сравнения оценочных значений силы тяги левого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта с оценочными значениями силы тяги его правого двигателя в крейсерском режиме полёта и логического сигнала I_R^{RE} о результатах сравнения оценочных значений силы тяги правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта с оценочными значениями силы тяги его левого двигателя в крейсерском режиме полёта вычисляются в блоках сравнительной оценки силы тяги (БСОТ) в Электронных блоках управления этими двигателями (ЭБУД) путём сравнения оценочных значений силы тяги R^{LE} и R^{RE} левого и правого двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта при одинаковых для них условиях полёта и одновременное равенство числовых значений этих логических сигналов – невозможно, т.к. $I_R^{LE}=0$, если $R^{RE} \leq R^{LE}$, но $I_R^{LE}=1$, если $R^{RE} > R^{LE}$, а $I_R^{RE}=0$, если $R^{LE} \leq R^{RE}$, но $I_R^{RE}=1$, если $R^{LE} > R^{RE}$.

15. Передача данных. Вычисляемые в крейсерском режиме полёта значения логического сигнала I_R^{LE} о результатах сравнения оценочных значений силы тяги левого двигателя силовой

установки двухдвигательного самолёта с оценочными значениями силы тяги его правого двигателя в крейсерском режиме полёта и логического сигнала I_R^{RE} о результатах сравнения оценочных значений силы тяги правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта с оценочными значениями силы тяги его левого двигателя в крейсерском режиме полёта подаются на входы логических устройств «И» блоков контроля цифровых сигналов (БКЦС) в электронных блоках управления двигателями (ЭБУД) силовой установки двухдвигательного самолёта.

16. Обработка данных. Единичное значение $I_C^{LE}=1$ логического сигнала управления тягой левого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта I_C^{LE} и единичное значение $I_C^{LE}=1$ логического сигнала управления тягой правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта I_C^{RE} формируются в логических устройствах «И» блоков контроля цифровых сигналов (БКЦС) в электронных блоках управления двигателями (ЭБУД) силовой установки двухдвигательного самолёта, когда на входы этих устройств («конъюнкторов») подаются только единичные значения логических сигналов I_R^{LE} и I_R^{RE} о результатах сравнения оценочных значений силы тяги двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта, логических сигналов I_a^{LE} и I_a^{RE} о положении РУД этих двигателей в крейсерском режиме полёта и логических сигналов I_{Hc} и I_{Vc} о высоте и скорости полёта самолёта в крейсерском режиме.

Нулевое значение $I_C^{LE}=0$ логического сигнала управления тягой левого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта I_C^{LE} и его значение $I_C^{LE}=1$ логического сигнала управления тягой правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта I_C^{RE} формируются в логических устройствах «И» блоков контроля цифровых сигналов (БКЦС) в электронных блоках управления двигателями (ЭБУД) силовой установки двухдвигательного самолёта при нулевом значении хотя бы одного из логических сигналов на входах этих устройств в блоках контроля цифровых сигналов (БКЦС).

Поэтому, невозможно одновременное равенство числовых значений логического сигнала управления тягой левого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта I_C^{LE} и логического сигнала управления тягой правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта I_C^{RE} на выходах блоков контроля цифровых сигналов (БКЦС) в электронных блоках управления двигателями (ЭБУД) силовой установки двухдвигательного самолёта.

17. Вывод данных (окончания циклов работы). Вычисляемые в крейсерском режиме полёта значения логического сигнала управления тягой левого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта I_C^{LE} и логического сигнала управления тягой правого двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта в

крейсерском режиме полёта I_C^{RE} подаются на входы блоков повышения тяги двигателей (БПТД) и блоков уменьшения тяги соседних двигателей (БУТД) для сохранения требуемого уровня суммарной тяги силовой установки этого самолёта.

18. Окончание работы. САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта прекращает работать при переводе РУД в положение, несоответствующее положению РУД в крейсерском режиме полёта при изменении режима, скорости и высоты полёта самолёта или частичной неисправности хотя бы одного из его двигателей.

После повышения силы тяги R_{small} двигателя с меньшей тягой на $\Delta R/2$ при разнотяговости двигателей $\Delta R = |R^{LE} - R^{RE}|$ и уменьшение силы тяги R_{large} двигателя с большей тягой на величину $\Delta R/2$ для сохранения требуемого уровня суммарной тяги силовой установки двухдвигательного самолёта разнотяговость двигателей будет устранена и происходит обнуление логических сигналов для прекращения дополнительной подачи топлива на один двигатель и снижения подачи топлива на другой двигатель. При таком значении этих логических сигналов прекращается дополнительная подача топлива на один двигатель и прекращается снижение подачи топлива на другой двигатель.

Дальнейшая подача топлива на оба двигателя будет осуществляться в соответствии с их программами управления и, следовательно, их тяги снова начнут возвращаться к исходным значениям, соответствующим тем значениям рабочих параметров ТРДД, которые были зафиксированы на стендовых испытаниях этих двигателей в условиях серийного производства. Соотношение оценочных значений силы их тяги снова будет определено аппаратно-программными средствами реализации цифровых алгоритмов предлагаемого метода. По результатам очередного сравнения оценочных значений силы тяги двух двигателей начнется или не начнется увеличение тяги одного из них и соответствующее уменьшение тяги другого двигателя для сохранения требуемого уровня суммарной тяги силовой установки и т.д.

Для обоих ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта предлагается в САКТ его двигателей вычислять и учитывать значения первых производных частот вращения их РНД n_1 и РВД n_2 для автоматического контроля разнотяговости этих ТРДД с учётом вычисляемых значений специальных поправок δn_1 и δn_2 этих частот при $\delta n_1 > 0$ или $\delta n_1 \leq 0$ и $\delta n_2 > 0$ или $\delta n_2 \leq 0$. А условием их использования для автоматического контроля и уменьшения разнотяговости этих ТРДД предлагается считать допустимость соотношений контролируемых значений (n_1 и n_2) и заданных (предельно допустимых n_1^{STOP} и n_2^{STOP} , минимально допустимых n_1^{SET} и n_2^{SET} , максимально достижимых n_1^{TOP} и n_2^{TOP}) значений этих частот с учётом вычисляемых значений их специальных поправок δn_1 и δn_2 при $\delta n_1 > 0$ или $\delta n_1 \leq 0$ и $\delta n_2 > 0$ или $\delta n_2 \leq 0$. Тогда применение этой САКТ при использовании программ управления $n_1 + \delta n_1 = const$ при $\delta n_1 > 0$ или $\delta n_1 \leq 0$ и $n_2 + \delta n_2 = const$

при $\delta n_2 > 0$ или $\delta n_2 \leq 0$, обеспечит уменьшение разнотяговости ТРДД вплоть до полного её нивелирования.

На рисунке 4.12 изображены временные графики изменения значений силы тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта с помощью САКТ этих двигателей, когда сила тяги правого ТРДД R_{RE} меньше силы тяги левого ТРДД R_{LE} и $R_{\min} \leq R_{RE} < R_{LE} \leq R_{\max}$ или сила тяги левого ТРДД R_{LE} меньше силы тяги правого ТРДД R_{RE} и $R_{\min} \leq R_{LE} < R_{RE} \leq R_{\max}$ до момента времени $t_{\Delta R=0}$ при минимально допустимом значении силы тяги R_{\min} и максимально достижимом значении силы тяги R_{\max} .

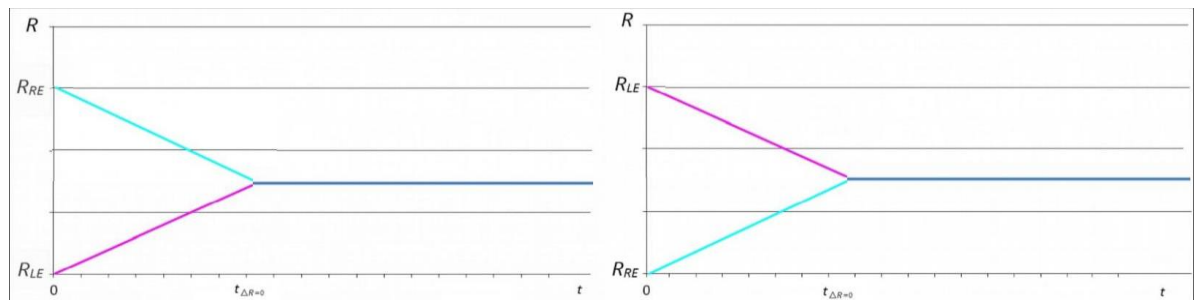


Рисунок 4.12 – Временные графики изменения тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта с помощью предлагаемой САКТ этих двигателей при их разнотяговости $\Delta R = R_{RE} - R_{LE}$ и $\Delta R = R_{LE} - R_{RE}$ в полёте

На рисунке 4.12 приведены временные графики изменения значений силы тяги таких двигателей в зависимости от границ диапазонов распределения значений частот вращения РНД и РВД ТРДД одной серии. Эти графики построены при моделировании алгоритмов управления частотами вращения этих роторов ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте. На этих графиках использованы следующие условные обозначения: R_{\max} и R_{\min} – максимально и минимально возможные значения силы тяги ТРДД такой СУ, значения частот вращения роторов которых находятся в заданных диапазонах их случайного распределения по нормальному закону; R_{more} и R_{less} – максимально и минимально возможные значения силы тяги ТРДД такой же силовой установки, значения частот вращения роторов которого находятся во вдвое суженных диапазонах их случайного распределения по нормальному закону, t_{\max} и t_{\min} – моменты времени уравнивания значений силы тяги двух ТРДД при соотношении значений силы тяги двигателей: $R_{\max} > R_{more} > R_{less} > R_{\min}$.

Результаты моделирования алгоритма селективного отбора ТРДД одной серии для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов продемонстрировали возможность снижения расхода топлива за счёт уменьшения разнотяговости этих двигателей. Это снижение зависит от исходного уровня разнотяговости ТРДД одной серии, который можно

достичь при таком их выборе в условиях серийного производства. Зависимость дополнительного расхода топлива G_R , необходимого для уменьшения разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в зависимости от исходной разнотяговости его двигателей ΔR , представлена на рисунках 4.13 и 4.14. На этих рисунках условные обозначения уровней минимального, среднего и максимального дополнительного расхода топлива – G_{Rmin} , G_{Rmid} и G_{Rmax} , а величин минимальной, средней и максимальной разнотяговости – ΔR_{min} , ΔR_{mid} и ΔR_{max} соответственно.

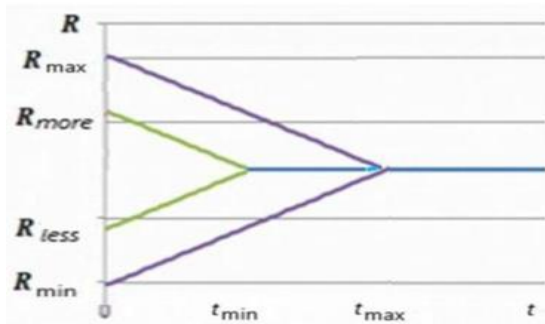


Рисунок 4.13 – Изменения тяги ТРДД

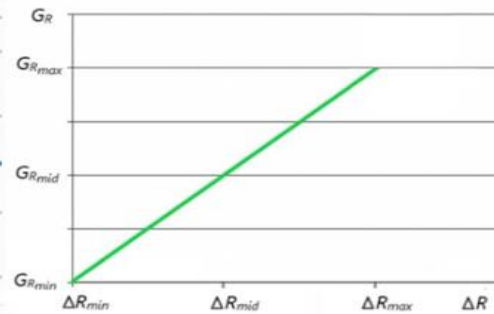


Рисунок 4.14 – Расход топлива ТРДД

На рисунке 4.15 показано графическое отображение аппроксимация траекторий полёта двухдвигательных самолётов с разнотяговыми ТРДД. При исходной разнотяговости $\Delta R_{max} = R_{max} - R_{min}$, если силы тяги двигателей силовой установки одного двухдвигательного самолёта будут равны максимальному R_{max} и минимальному R_{min} измеренным значениям исходной силы тяги ТРДД одной серии при комплектации силовой установки двухдвигательного самолёта не по результатам селективного отбора, а только после простого выбора пары ТРДД по максимальной близости значений частоты вращения РНД или РВД, т.е. по максимальной близости исходных значений «управляющего фактора», траекторию полёта этого самолета во время уменьшения такой разнотяговости его двигателей можно аппроксимировать дугой сегмента окружности с радиусом « R », как показано на рисунке 4.15. А при исходной разнотяговости $\Delta R_{min} = R_{more} - R_{less}$, если силы тяги двигателей силовой установки другого двухдвигательного самолёта будут равны максимальному R_{more} и минимальному R_{less} значениям силы тяги ТРДД одной серии после их селективного отбора, траекторию полёта этого самолета во время уменьшения такой разнотяговости его двигателей можно аппроксимировать дугой сегмента окружности с радиусом « r », как показано на том же на рисунке 4.15. Предлагаемая САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта позволяет экономить расход топлива при комплектации его силовой установки по результатам селективного отбора ТРДД одной серии, поскольку расход топлива в полете по дуге сегмента зависит от её длины и, чем больше исходная разнотяговость двигателей,

тем длиннее дуга траектории полёта. Поэтому расход топлива самолётом, у которого разность тяг двигателей ΔR_{\min} , будет меньше, чем расход топлива самолётом, у которого разность тяг двигателей ΔR_{\max} , т.к. $\Delta R_{\min} < \Delta R_{\max}$ при соотношении значений силы тяги двигателей : $R_{\max} > R_{\text{more}} > R_{\text{less}} > R_{\min}$.

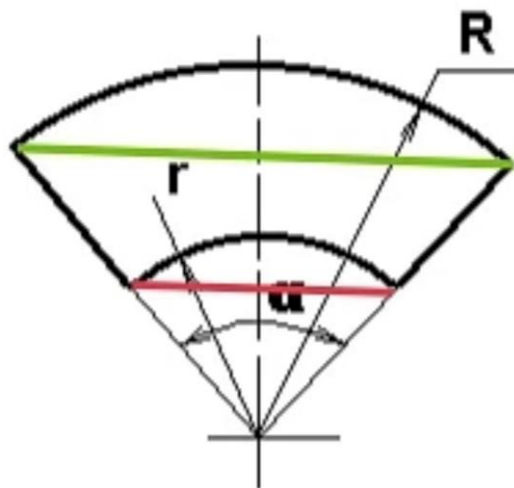


Рисунок 4.15 – Аппроксимация траекторий полёта двухдвигательных самолётов с разнотяговыми ТРДД

В научных работах В.В. Дворниченко отмечено, что «...по заявлению двигателестроительной фирмы «Pratt & Whitney», уменьшение разнотяговости ТРДД семейства PW-2037 «на крыле» среднемагистрального самолёта типа Boeing 757-200 позволяет экономить 170 тысяч долларов в год только за счёт уменьшения расхода топлива...». А предлагаемая САКТ ТРДД двухдвигательного самолёта позволит в крейсерском режиме полёта экономить расход топлива до 33,3 % при снижении их исходной разнотяговости до 1,5 раз в условиях их серийного производства.

Поскольку с помощью алгоритмов автоматической минимизации асимметрии тяги ТРДД двухдвигательного самолёта, интегрированных в систему FADEC, снижение разнотяговости ведётся только по частоте вращения вентилятора n_1 или только по давлению EPR, то и простой выбор пары ТРДД может осуществляться либо только по равенству силе тяги (тогда исходные частоты могут быть не равны) либо по равенству частот (тогда исходные тяги могут быть не равны). Тем более, что система FADEC работает не по силе тяги, а только по косвенному параметру тяги (по частоте вращения РНД) и не учитывает, что при одной и той же частоте вращения РНД у одного двигателя и у другого двигателя может быть разная тяга. А при селективном отборе будут максимально приближены друг к другу и частоты вращения РНД и частоты вращения РВД, и силы тяги ТРДД одновременно. И разнотяговость ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта с помощью предлагаемой САКТ может определяться точнее, чем с помощью системы FADEC, т.к. учитывается много рабочих параметров ТРДД

(частоты вращения РНД и РВД, температура заторможенного потока, полное давление за компрессором) и первые производные частот вращения РНД и РВД. И уменьшение разнотяговости этих двигателей с помощью САКТ может начинаться раньше, чем с помощью системы *FADEC*, если она возникает из-за снижения частоты вращения РВД при управлении по программе управления РНД. Но, если она возникает из-за снижения частоты вращения РНД при управлении по этой частоте, то уменьшение разнотяговости двигателей с помощью САКТ и с помощью системы *FADEC* начнётся одновременно. Т.е. САКТ при проблемах с РНД может сработать раньше, чем система *FADEC*.

На рисунке 4.16 приведён пример зависимости силы тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта от расхода ими топлива в полёте. На одной и той же расчетной точке у ТРДД №1 сила тяги составляет 6320 кгс, а у ТРДД №2 – 6420 кгс.

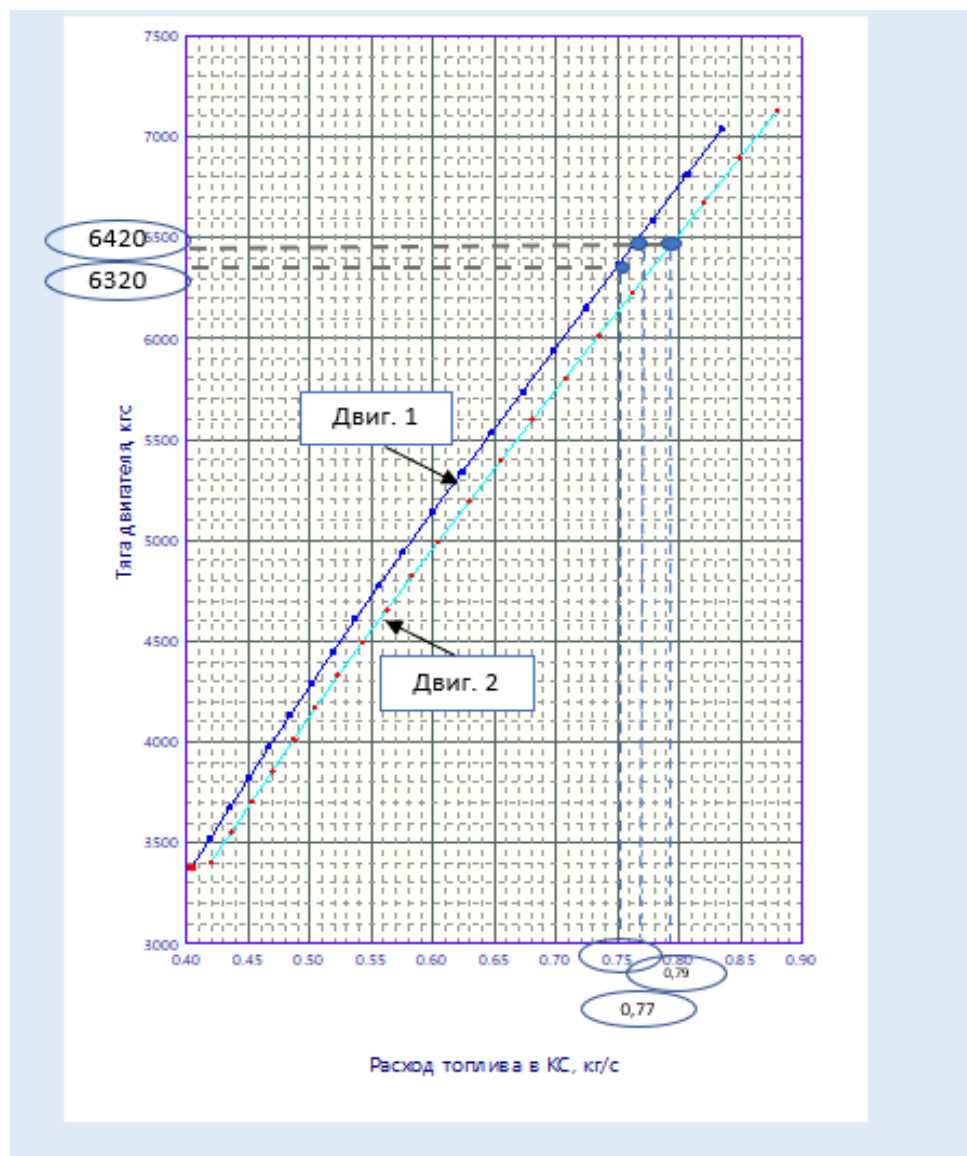


Рисунок 4.16 – Пример зависимости силы тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта от расхода топлива в полёте

Разнотяговость ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта приводит к возникновению разворачивающего момента в сторону двигателя с меньшей тягой, что компенсируется РН. При этом повышается лобовое сопротивление и увеличивается расход топлива [35-41, 60-64, 91-97].

САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта позволяет экономить расход топлива за счет спрямления траектории полёта самолёта раньше, чем система *FADEC*, т.к. падение тяги из-за повреждения, износа и загрязнения турбины РВД система *FADEC* заметит только тогда, когда они скажутся на изменении частоты вращения РНД, а за это время самолёт пойдёт по кривой дуге пути, траекторию которого можно аппроксимировать и отображать дугой сегмента окружности, вместо движения по прямой линии полёта, которую можно аппроксимировать и отображать хордой той же окружности (рисунок 4.15). Но работа САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта при исходной их разнотяговости и её уменьшении до уровня 0,5%-3% от исходного значения не зависит от выбора пары ТРДД, а от их выбора зависит только экономия топлива в полете при условии, что по результатам селективного отбора исходная разнотяговость снижена в 1,5 раза.

Экономия топлива может быть ровно в 1,5 раза (т.е. ровно на 33,3%) только в том случае, если силы тяги двигателей силовой установки одного двухдвигательного самолёта будут равны максимальному R_{\max} и минимальному R_{\min} измеренным значениям исходной силы тяги ТРДД одной серии (без селективного отбора, а только после простого выбора пары ТРДД по максимальной близости измеренных значений частоты вращения РНД или РВД, т.е. по максимальной близости исходных значений «управляющего фактора»), а тяги двигателей силовой установки другого двухдвигательного самолёта будут равны максимальному R_{more} и минимальному R_{less} значениям силы тяги ТРДД одной серии после их селективного отбора. Тогда и только тогда при снижении исходной разнотяговости двигателей у второго самолёта с тягами двигателей R_{more} и R_{less} будет экономия расхода топлива в 1,5 раза по сравнению с расходом топлива у первого самолёта с тягами двигателей R_{\max} и R_{\min} (рисунок 4.13). Но тяги обеих пар ТРДД для обоих самолётов могут оказаться абсолютно одинаковыми (т.к. суженный диапазон входит внутрь исходного диапазона) и тогда экономия расхода топлива будет равна нулю. Поэтому, если снижение разнотяговости после селективного отбора (при 4-х квантилях) будет в 1,5 раза, то экономия расхода топлива ΔG_R при уменьшении разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта может оказаться в диапазоне [0 %; 33,3 %]:

$$0 \% \leq \Delta G_R \leq 33,3 \%. \quad (4.14)$$

Снижение разнотяговости ТРДД одной серии в 1,5 раза в результате селективного отбора двигателей для комплектации силовой установки двухдвигательного самолёта по результатам кластерного анализа их характеристик позволяет экономить расход топлива для снижения их разнотяговости в крейсерском режиме полёта. Экономия расхода топлива в полёте может быть от 0% (т.е. от снижения расхода топлива на 0%) до 33,3% (т.е. до снижения расхода топлива на 33,3%) по сравнению с расходом топлива для снижения ТРДД такого же самолёта, если хотя бы у одного из них измеренные на заводе-изготовителе значения частот вращения РНД и/или РВД не были изначально в границах диапазонов распределения измеренных значений частот вращения РНД и/или РВД, обусловленных селективным отбором ТРДД.

Совместное применение алгоритма селективного отбора ТРДД одной серии и алгоритма уменьшения их разнотяговости с помощью САКТ тех же двигателей на двухдвигательном самолёте позволяет в зависимости от конкретной конструкции самолёта и его силовой установки существенно снизить разнотяговость этих двигателей и расход топлива в крейсерском режиме полёта.

4.5.3 Структура матриц данных о рабочих параметрах ТРДД силовой установки

Значения параметров модели расчётного ТРДД и ТРДД с изменением КПД узлов хранятся в матрицах данных о рабочих параметрах этих двигателей и параметрах полёта. Каждый элемент идентифицируется по условному номеру параметра работы ТРДД двухдвигательного самолёта в полёте или условий полёта, номеру матрицы данных, номеру типа модели и номеру варианта модели этого типа. Сравнительный анализ рабочих параметров ТРДД двухдвигательного самолёта в полёте осуществляется с использованием термодинамической модели ТРДД и моделей с системой нелинейных алгебраических уравнений [89]. При определении диапазонов распределения значений рабочих параметров ТРДД применяется отклонение этих параметров до допустимого уровня. Такой анализ выполняется полнофакторным виртуальным экспериментальным планом с определением границ отклонения для всех параметров и их сочетаний, не приводящих к отклонению за производственные допуски. Проводится расчет с возможными сочетаниями параметров, но не учитываются те их сочетания, где значения не допустимы. Из оставшихся учитываются диапазоны отклонений каждого параметра. Полученные значения параметров фиксируются в формулярах матриц данных.

Количество элементов этих матриц зависит от числа параметров работы двигателя двухдвигательного самолёта в полёте и числа параметров полёта, числа матриц данных, числа

типов виртуальной модели расчётного ТРДД с изменениями КПД узлов и числа вариантов всех типов этой модели в каждой матрице данных (Таблица 4.1).

Таблица 4.1. Параметры матриц данных о рабочих параметрах ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта и параметрах полёта в крейсерском режиме

| Параметры полёта и работы ТРДД самолёта | | Параметры матриц данных | |
|-----------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------|
| Наименования | Обозначения | Наименования | Обозначение |
| Размер выборки ТРДД одной серии | N (Number) | Число параметров полёта и работы ТРДД самолёта | $CP_numbers$ (Conditional parameter numbers) |
| Высота полёта | $H_flight(i, l_i, k_{li})$ (Flight height) | Условный номер параметра | $CP_number(j)$ (Conditional parameter number) |
| Атмосферное давление | $P_atm(i, l_i, k_{li})$ (Atmospheric pressure) | Число матриц данных | I_{max} |
| Температура воздуха за бортом | $T_air(i, l_i, k_{li})$ (Air temperature) | Номер матрицы данных | $i (i \in \overline{0, I_{max}})$ |
| Влажность воздуха | $M_air(i, l_i, k_{li})$ (Air moisture) | Номер типа виртуальной модели ТРДД с i изменениями КПД узлов | $l_i (l_i \in \overline{0, L_i})$ |
| Направление ветра | $W_wind(i, l_i, k_{li})$ (Windway) | Число типов виртуальной модели ТРДД с i изменениями КПД узлов | $L_i (L_i \in \overline{0, L_{max}})$ |
| Скорость ветра | $V_wind(i, l_i, k_{li})$ (Wind velocity) | Максимальное число типов виртуальной модели ТРДД с изменениями КПД узлов | L_{max} |
| Минимальная скорость полёта | $V_min(i, l_i, k_{li})$ (Minimum flight velocity) | Номер варианта l -го типа виртуальной модели ТРДД с i изменениями КПД узлов | $k_{li} (k_{li} \in \overline{1, K_{li}})$ |
| Скорость полёта | $V_flight(i, l_i, k_{li})$ (Flight velocity) | Число вариантов L_1 -го типа виртуальной модели ТРДД с одним изменением КПД узлов | $K_{1L1} (K_{1L1} \in \overline{1, K_{1maxLmax}})$ |
| Максимально достижимая скорость полёта | $V_max(i, l_i, k_{li})$ (Maximum flight velocity) | | |
| Частота вращения ротора n_1 | $N1_rotor(i, l_i, k_{li})$ (Number 1 of the rotor rotations) | | |
| Частота вращения ротора n_2 | $N2_rotor(i, l_i, k_{li})$ (Number 2 of the rotor rotations) | | |
| Температура заторможенного потока | $T_flow(i, l_i, k_{li})$ (Temperature of the inhibited flow) | | |
| Полное давление за компрессором | $P_full(i, l_i, k_{li})$ (Full pressure behind the compressor) | | |
| Сила тяги | $R_thrust(i, l_i, k_{li})$ (Reactive thrust force) | | |
| Разнотяговость ТРДД одной серии | $A_thrust(i, l_i, k_{li})$ (Thrust asymmetry) | | |
| Повышенный удельный расход топлива | $CFS_inc(i, l_i, k_{li})$ (Increased specific fuel consumption) | | |

Таблица 4.1 (продолжение). Параметры матриц данных о рабочих параметрах ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта и параметрах полёта в крейсерском режиме

| Параметры полёта и работы ТРДД самолёта | | Параметры матриц данных | |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|
| Наименования | Обозначение | Наименования | Обозначение |
| Недостаточный удельный расход топлива | $CFS_{ins}(i, l, k_{li})$ (<i>Insufficient specific fuel consumption</i>) | Число вариантов L_i -го типа виртуальной модели ТРДД с i изменениями КПД узлов | K_{li} ($K_{li} \in \overline{1, K_{maxLmax}}$) |
| Избыточный расход топлива | $CF_{exc}(i, l, k_{li})$ (<i>Excess fuel consumption</i>) | | |
| Необходимый расход топлива | $CF_{req}(i, l, k_{li})$ (<i>Required fuel consumption</i>) | Максимальное число вариантов L_{max} -го типа виртуальной модели ТРДД с I_{max} изменениями КПД узлов | $K_{maxLmax}$ |
| Целочисленное значение логического сигнала управления тягой левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта | $IcLE(i, l, k_{li})$ (<i>Integer value of the control logic signal for the left engine</i>) | | |
| Целочисленное значение логического сигнала управления тягой правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта | $IcRE(i, l, k_{li})$ (<i>Integer value of the control logic signal for the right engine</i>) | | |

4.5.4. Предлагаемая структура формуляров матриц данных о рабочих параметрах турбореактивных двухконтурных двигателей

Предлагаемая структура формуляров матриц данных о рабочих параметрах ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта и параметрах полёта в крейсерском режиме представлена в виде Таблицы 4.2.

Таблица 4.2. Структура формуляров i -х матриц данных для ТРДД без изменения КПД его узлов при $i=0$ и с i (суммарными) изменениями КПД узлов этого ТРДД при $i \in \overline{1, I_{max}}$

| Тип виртуальной модели | Модель ТРДД без изменения КПД его узлов | | Модель ТРДД 1-го типа с i (суммарными) изменениями КПД узлов ТРДД | | ... Модель ТРДД i -го типа с i (суммарными) изменениями КПД узлов ТРДД | | | |
|-----------------------------------|-----------------------------------------|--------------------|---------------------------------------------------------------------|----------------------|----------------------------------------------------------------------------|---------------------|-----|------------------------|
| | 0-ой вариант | 1-ый вариант | ... | $Ki1$ -ый вариант | ... | 1-ой вариант | ... | $KiLi$ -ый вариант |
| Вариант / Параметр | | | | | | | | |
| Высота полёта | $H_flight(0,0,1)$ | $H_flight(i,1,1)$ | ... | $H_flight(i,1,Ki1)$ | ... | $H_flight(i,Li,1)$ | ... | $H_flight(i,Li,KiLi)$ |
| Атмосферное давление | $P_atm(0,0,1)$ | $P_atm(i,1,1)$ | ... | $P_atm(i,1,Ki1)$ | ... | $P_atm(i,Li,1)$ | ... | $P_atm(i,Li,KiLi)$ |
| Температура воздуха за бортом | $T_air(0,0,1)$ | $T_air(i,1,1)$ | ... | $T_air(i,1,Ki1)$ | ... | $T_air(i,Li,1)$ | ... | $T_air(i,Li,KiLi)$ |
| Влажность воздуха | $M_air(0,0,1)$ | $M_air(i,1,1)$ | ... | $M_air(i,1,Ki1)$ | ... | $M_air(i,Li,1)$ | ... | $M_air(i,Li,KiLi)$ |
| Направление ветра | $W_wind(0,0,1)$ | $W_wind(i,1,1)$ | ... | $W_wind(i,1,Ki1)$ | ... | $W_wind(i,Li,1)$ | ... | $W_wind(i,Li,KiLi)$ |
| Скорость ветра | $V_wind(0,0,1)$ | $V_wind(i,1,1)$ | ... | $V_wind(i,1,Ki1)$ | ... | $V_wind(i,Li,1)$ | ... | $V_wind(i,Li,KiLi)$ |
| Скорость полёта | $V_flight(0,0,1)$ | $V_flight(i,1,1)$ | ... | $V_flight(i,1,Ki1)$ | ... | $V_flight(i,Li,1)$ | ... | $V_flight(i,Li,KiLi)$ |
| Удельный расход топлива | $CFS(0,0,1)$ | $CFS(i,1,1)$ | ... | $CFS(i,1,Ki1)$ | ... | $CFS(i,Li,1)$ | ... | $CFS(i,Li,KiLi)$ |
| Частота вращения РНД | $N1_rotor(0,0,1)$ | $N1_rotor(i,1,1)$ | ... | $N1_rotor(i,1,Ki1)$ | ... | $N1_rotor(i,Li,1)$ | ... | $N1_rotor(i,Li,KiLi)$ |
| Частота вращения РВД | $N2_rotor(0,0,1)$ | $N2_rotor(i,1,1)$ | ... | $N2_rotor(i,1,Ki1)$ | ... | $N2_rotor(i,Li,1)$ | ... | $N2_rotor(i,Li,KiLi)$ |
| Температура заторможенного потока | $T_flow(0,0,1)$ | $T_flow(i,1,1)$ | ... | $T_flow(i,1,Ki1)$ | ... | $T_flow(i,Li,1)$ | ... | $T_flow(i,Li,KiLi)$ |
| Полное давление за компрессором | $P_full(0,0,1)$ | $P_full(i,1,1)$ | ... | $P_full(i,1,Ki1)$ | ... | $P_full(i,Li,1)$ | ... | $P_full(i,Li,KiLi)$ |
| Сила тяги | $R_thrust(0,0,1)$ | $R_thrust(i,1,1)$ | ... | $R_thrust(i,1,Ki1)$ | ... | $R_thrust(i,Li,1)$ | ... | $R_thrust(i,Li,KiLi)$ |

Примечание: Условные обозначения параметров приведены в Таблице 4.1.

Для оперативности сравнительного анализа результатов влияния i (суммарных) изменений КПД узлов ТРДД при $i \in \overline{1, I_{max}}$ на значения рабочих параметров двигателя в каждом формуляре i -й матрицы данных для рабочих параметров ТРДД с i (суммарными) изменениями КПД его узлов в таблицу вводятся данные для рабочих параметров модели этого двигателя без изменения КПД его узлов ТРДД при $i=0$ и тех же параметров полёта.

Предлагаемая структура матриц позволяет в перспективе добавить обратную связь по

параметрам движения самолёта в атмосфере с применением установленных на его борту системы воздушных сигналов и инерциальной навигационной системы, что позволит поддерживать стабильную работу САКТ с учётом внешних атмосферных возмущений, тем самым дополнительно уменьшая расход топлива в крейсерском режиме полёта, поскольку в ходе выполнения диссертационной работы было выявлено, что достаточно точных и эффективных методов селективного отбора двигателей одной серии с близкими высотно-скоростными и дроссельными характеристиками не существует. Совместное применение алгоритма селективного отбора ТРДД и алгоритма уменьшения их разнотяговости с помощью САКТ тех же двигателей на двухдвигательном самолёте позволяет в зависимости от конкретной конструкции самолёта и его силовой установки существенно уменьшить разнотяговость этих двигателей и расход топлива в крейсерском режиме полёта. Предложенный в данной диссертационной работе метод поможет добиться в ближайшем будущем уменьшения разнотяговости ТРДД одной серии в условиях серийного производства на двигателестроительных заводах применением метода иерархического кластерного анализа для определения близости друг к другу зависимостей зависимостей, полученных в результате регрессионного анализа соотношений рабочих параметров этих двигателей. Для определения какие двигатели наиболее близки в пределах одного кластера, использовались расстояния Фреше. Предлагаемый метод обеспечивает снижение разнотяговости ТРДД одной серии за счёт использования нормированной двумерной случайной функции для введения статистических поправок (малых отклонений) контролируемых рабочих параметров ТРДД. Апробация этого алгоритма показала, что предложенная и разработанная структура САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта позволит уменьшить разнотяговость этих двигателей в полёте, чтобы на 10-15% увеличить дальность полёта или экономить до 12-14% топлива от уровня первоначальной заправки. Селективный отбор ТРДД одной серии для комплектации силовой установки двухдвигательного самолёта обеспечит уменьшение их разнотяговости в полёте на основе сравнительной оценки статистик тяги (оценочной тяги) двух таких двигателей по результатам сравнительного анализа измеренных в полёте значений их рабочих параметров и соответствующих параметров ТРДД из базы данных, сформированной в условиях серийного производства двигателей этой серии на основе термогазодинамической модели ТРДД с учётом суммарных изменений КПД его узлов. Разработанная структура САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта реализует алгоритм этой оценки и позволяет уменьшать разнотяговость этих двигателей в полёте.

4.6 Выводы по главе

1) Формализация принципа работы САКТ ТРДД, успешно прошедшими тестирование их технического состояния после испытаний на заводских горячих стендах и выходной контроль на заводе-изготовителе по результатам такого тестирования, позволяет описать её работу при разнотяговости из-за потери тяги одного из этих ТРДД в полёте.

2) Применение предлагаемой САКТ ТРДД двухдвигательного самолёта обеспечивает снижение их разнотяговости при безотказной работе обоих ТРДД вплоть до полного её нивелирования и компенсацию разнотяговости этих ТРДД путём немедленного отключения неисправного двигателя при снижении частоты вращения его РВД ниже заданной её величины, не позволяя увеличиваться разнотяговости исправного и неисправного двигателей вплоть до автоматического определения отказа неисправного двигателя только после снижения частоты вращения его РНД ниже заданной её величины.

3) Разработана схема предлагаемой САКТ ТРДД для снижения разнотяговости ТРДД в полёте при их малой разнотяговости.

4) Комплексная структура предложенной САКТ ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта с разнотяговыми двигателями и алгоритм её работы позволяют выявить разнотяговость, обеспечивают контроль и уменьшение разнотяговости в полете исправных ТРДД.

5) На каждом шаге системного анализа и синтеза контролируемых значений сразу двух параметров тяги двух ТРДД силовой установки осуществляется системный анализ измеряемых значений частот вращения РНД обоих двигателей с учётом «взвешенных» значений первых производных этих частот по методу профессора В. В. Дворниченко, но в многомерной постановке задач коррекции разнотяговости однотипных ТРДД, а также синтез необходимых значений тех же частот по методу профессора А. А. Иноземцева, но в многомерной постановке задач коррекции разнотяговости однотипных ТРДД повышением тяги одного из них при отказе другого двигателя и последующем автоматическом отключении другого двигателя.

7) Программно-аппаратная реализация предлагаемых цифровых алгоритмов анализа и синтеза параметров тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в предлагаемой САКТ ТРДД обеспечивается синтезом цифровых сигналов, формируемых по результатам анализа соотношения частот вращения РНД обоих ТРДД и соотношения частот вращения РВД этих же ТРДД с учётом результатов анализа соотношения заданного и измеряемых значений положения обоих РУД и соотношения заданного и измеряемых значений воздушной скорости самолёта.

8) Коррекция разнотяговости однотипных ТРДД снижает вероятность ложных срабатываний предлагаемой САКТ ТРДД в СМС и ДМС с ТРДД, успешно прошедшими на заводе-изготовителе тестирование их технического состояния.

9) Реализация предлагаемого алгоритма предусматривает выполнение системного анализа и приближенного синтеза контролируемых значений частот вращения РНД и РВД как косвенных параметров тяги с учетом их первых производных за счет дополнительного ведения дифференциаторов, сумматоров и блоков сравнения для пошаговой сравнительной оценки соотношений частот вращения РНД этих двигателей и пошаговой сравнительной оценки частот вращения РВД тех же двигателей одновременно с учетом значений первых производных этих частот.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Цель диссертационной работы можно и должно считать достигнутой, поскольку поставленные в рамках диссертационной работы задачи выполнены в полном объёме.

Основные выводы по диссертационной работе следующие.

1) Предложен метод снижения разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта, который исключает необходимость коррекции разнотяговости аэродинамическими поверхностями управления.

2) Разработаны способ и алгоритм селективного отбора пар ТРДД одной серии с минимальными отклонениями высотно-скоростных и дроссельных характеристик, определяемых по результатам стендовых испытаний, позволяющая понизить разнотяговость отобранных пар двигателей в среднем в 1,5 раза.

3) Разработан алгоритм определения оценочных значений силы тяги двигателя по его измеряемым параметрам и параметрам самолёта в полёте, позволяющий учесть индивидуальные характеристики двигателей, определяемые по результатам стендовых испытаний, и изменение КПД агрегатов и узлов двигателя при эксплуатации.

4) Разработаны структура и алгоритм работы САКТ для компенсации разнотяговости ТРДД двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта.

5) Показано, что совместное применение алгоритма селективного отбора ТРДД одной серии и алгоритма уменьшения их разнотяговости с помощью САКТ тех же двигателей на двухдвигательном самолёте позволяет в зависимости от конкретной конструкции самолёта и его силовой установки существенно снизить разнотяговость этих двигателей и расход топлива в крейсерском режиме полёта.

6) В перспективе предлагается добавить обратную связь по параметрам движения самолёта в атмосфере с применением установленных на его борту системы воздушных сигналов и инерциальной навигационной системы, что позволит поддерживать стабильную работу САКТ с учётом внешних атмосферных возмущений, тем самым дополнительно уменьшая расход топлива в крейсерском режиме полёта.

Выражение признательности и благодарности

В заключение автор считает своим приятным долгом и почётной обязанностью выразить искреннюю признательность и глубокую благодарность за многолетнюю доброжелательную поддержку работы своему научному руководителю, доценту Московского государственного

технического университета имени Н. Э. Баумана (национального исследовательского университета) Новичкову В. М., ректору Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Погосяну М. А., проректорам этого университета Козорезу Д. А., Иванову А. В., Равиковичу Ю. А., директору Дирекции Института № 2 «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) и заведующей его кафедрой 207 «Метрология, стандартизация и сертификация» Монаховой В. П., заведующей лабораторией этой кафедры Прохоровой И. В., заведующему кафедрой 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей» этого Института Агульнику А. Б., заведующему кафедрой 208 «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» Надирадзе А. Б., директору Дирекции Института № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика» Следкову Ю. Г., заведующему кафедрой 305 «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы» Алёшину Б. С., директору Дирекции Института № 7 «Робототехнические и интеллектуальные системы» Кривилёву А. В., заведующему кафедрой 908 «Физическая химия» Булычеву Н. А., профессорам Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Афанасьеву В. А., Демидову А. С., Карепину П. А., Кочеткову Ю. М., Малышеву В. В., Мышелову Е. П., Нестерову В. А., Силуяновой М. В., доцентам этого университета Антонову Д. А., Батанову М. С., Боровикову А. Д., Боровикову Д. А., Веремеенко К. К., Иванову В. С., Ионову А. В., Степанову В. С., Суркову Д. А., Черноморскому А. И., Шевгунову Т. Я., старшим преподавателям Кочеткову Н. Ю., Петрухину В. А., Ряпухину А. В., Ушакову А. В., начальнику Учебного управления Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Ермакову А. А., начальнику отдела этого управления Данковой М. Б., генеральному директору Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского Сыпало К. И., его первому заместителю Медведскому А. Л., заместителю генерального директора – начальнику научно-исследовательского центра безопасности полётов (НИЦ БП) Гранич В. Ю., секретарю НТС НИЦ БП Яновой О. В., техническому директору Московского машиностроительного предприятия имени В. В. Чернышева Стешенко И. Г., его заместителю Панову В. А., помощнику технического директора Пайкину А. Г., главному конструктору Московского машиностроительного предприятия имени В. В. Чернышева Дьяченко Д. А., заместителю генерального директора по инновациям и научной работе ОАО НПЦ «САПСАН» профессору Мальютину Н. В., профессору-исследователю Московского института электроники и математики имени А. Н. Тихонова Кофанову Ю. Н., доценту Московского технического университета связи и информатики Сперанскому В. С., доценту Рязанского государственного радиотехнического университета Витязеву С. В., начальнику отделения Акустического института имени академика

Н. Н. Андреева Российской академии наук Тюткину Ю. В., начальникам отделов этого института Аникину И. Ю., Овчинникову О. Б., Смагину Д. А., Черноусову А. Д., ведущему научному сотруднику этого института Князеву В. А., вице-президенту Российского научно-технического общества радиотехники, электроники и связи имени А.С. Попова Самсонову Г. А., заведующей финансовым отделом этого общества Карпушкиной Г. И., ученому секретарю этого общества Третьякову Г. Н., главному редактору научного журнала «Стандарты и качество» Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии (Росстандарт), Всероссийской организации качества (ВОК) и ООО «РИА «Стандарты и качество» Воронину Г. П., заместителю главного редактора этого журнала Быковой Н. Г., главному редактору научного журнала «Контроль качества работы» ООО «РИА «Стандарты и качество» Розенталю О. М., заместителю главного редактора этого журнала Воробьеву Г. Б.

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

| | | |
|-------|---|-----------------------------------------------------------------|
| АП | – | Авиационные правила |
| БП | – | безопасность полёта |
| БВОТ | – | блок вычисления оценочных значений силы тяги |
| БДЦС | – | блок дифференцирования цифровых сигналов |
| БИЦС | – | блок интегрирования цифровых сигналов |
| БКР | – | блок коммутации и управления реверсом тяги |
| БКЦС | – | блок контроля цифровых сигналов |
| БПТД | – | блок повышения тяги двигателя |
| БСКВ | – | блок системы контроля вибраций |
| БСОТ | – | блок сравнительной оценки силы тяги |
| БСТО | – | бортовая система технического обслуживания |
| БСЦС | – | блок сравнения цифровых сигналов |
| БУК | – | блок управления и контроля |
| БУТД | – | блок уменьшения тяги двигателя |
| ВАК | – | Высшая аттестационная комиссия |
| ВС | – | воздушное судно |
| ВСУП | – | вычислитель системы управления полётом самолёта |
| ВСУТ | – | вычислитель системы управления прямой тяги в полёте на самолёте |
| ГА | – | гражданская авиация |
| ГТД | – | газотурбинный двигатель |
| ГТДЭ | – | газотурбинный двигатель-энергоузел |
| ДВСС | – | датчик воздушной скорости самолёта |
| ДМС | – | дальнемагистральный самолёт |
| ДПДК | – | датчик полного давления за компрессором |
| ДПРУ | – | датчик положения рычагов управления |
| ДТЗП | – | датчик температуры заторможенного потока |
| ДУ | – | двигательная установка |
| ДЧВР | – | датчик частоты вращения ротора |
| КВД | – | компрессор высокого давления |
| КИСС | – | комплексная информационная система сигнализации |
| КНД | – | компрессор низкого давления |
| КПД | – | коэффициент полезного действия |
| КСЭИС | – | комплексная система электронной индикации и сигнализации |

| | | |
|----------------|---|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| МАИ | – | Московский авиационный институт |
| МАК | – | Межгосударственный Авиационный Комитет |
| МОУ | – | механизм объединенного управления |
| МСА | – | международная стандартная атмосфера |
| МФИ | – | многофункциональный индикатор |
| НИИ | – | научно-исследовательский институт |
| ПЛИС | – | программируемая логическая интегральная схема |
| РВД | – | ротор высокого давления |
| РИНЦ | – | Российский индекс научного цитирования |
| РНД | – | ротор низкого давления |
| РПТ | – | режим повышенной тяги |
| РУД | – | рычаг управления двигателем |
| РФ | – | Российская Федерация |
| САКТ | – | система автоматической коррекции тяги |
| САУ | – | система автоматического управления |
| СИ | – | Система Измерений (Международная система измерений) |
| СМС | – | среднемагистральный самолёт |
| СУ | – | силовая установка |
| СУОСО | – | система управления общесамолётным оборудованием |
| ТВД | – | турбина высокого давления |
| ТНД | – | турбина низкого давления |
| ТРД | – | турбореактивный двигатель |
| ТРДД | – | турбореактивный двухконтурный двигатель |
| ТРДДФ | – | ТРДД с форсажной камерой сгорания |
| УВПС | – | указатель высоты полёта самолёта |
| ФАП | – | Федеральные АП |
| ЦОС | – | цифровая обработка сигналов |
| ЦПОС | – | цифровой процессор обработки сигналов |
| ЭБУД | – | электронный блок управления двигателем |
| ЭСУ | – | электронная система управления |
| <i>EPR</i> | – | <i>Engine Pressure Ratio</i> (степень повышения давления в двигателе) |
| <i>ICAO</i> | – | <i>International Civil Aviation Organization</i> (Международная организация ГА) |
| <i>FAA USA</i> | – | <i>Federal Aviation Administration of the United States of America</i> (Федеральная авиационная администрация США) |
| <i>FAR</i> | – | <i>Federal Aviation Regular / Federal Air Regulation</i> |

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

- A – точка с координатами $(0, -3 \cdot \sigma_y)$ на координатной плоскости $X-0-Y$
- a^{LE} – положение РУД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;
- a^{RE} – положение РУД правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;
- a^{SET} – заданное положение РУД ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;
- B – точка с координатами $(0, +3 \cdot \sigma_y)$ на координатной плоскости $X-0-Y$
- C – точка с координатами $(+3 \cdot \sigma_x, 0)$ на координатной плоскости $X-0-Y$
- C_b – весовой коэффициент влияния динамических свойств вентилятора на величину первой производной частоты вращения вентилятора dn_b/dt
- C_r – средняя условная теплоёмкость процесса подвода тепла в форсажной камере
- $C_{рв}$ – удельная массовая теплоёмкость воздуха
- $C_{рг}$ – удельная массовая теплоёмкость газа
- $C_{рсм}$ – удельная массовая теплоёмкость смеси газов
- C_c – скорость истечения продуктов сгорания
- $C_{сф}$ – скорость истечения из сопла на режиме «Форсаж»
- $C_{уд}$ – удельный расход топлива
- $C_{удф}$ – удельный расход топлива ТРДД в режиме «Форсаж»
- C_1 – весовой коэффициент влияния динамических свойств РНД на величину первой производной частоты вращения РНД dn_1/dt
- C_2 – весовой коэффициент влияния динамических свойств РВД на величину первой производной частоты вращения РВД dn_2/dt
- D – точка с координатами $(-3 \cdot \sigma_x, 0)$ на координатной плоскости $X-0-Y$
- dn_b/dt – первая производная частоты вращения вентилятора n_b
- dn_1/dt – первая производная частоты вращения РНД n_1
- dn_2/dt – первая производная частоты вращения РВД n_2
- EPR – степень повышения давления в двигателе
- $F_{кр}$ – критическая величина площади поперечного сечения проточной части турбины на выходе из соплового аппарата («критическое сечение сопла»)
- F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла (поперечного сечения проточной части турбины на выходе из соплового аппарата)
- $g_{отб}$ – доля отбора воздуха на охлаждение

- $G_{\text{вI}}$ – массовый расход воздуха в секунду через первый (внутренний) контур ТРДД
 $G_{\text{вII}}$ – массовый расход воздуха в секунду через второй (внешний) контур ТРДД
 $G_{\text{в}\Sigma}$ – суммарный секундный массовый расход воздуха через ТРДД
 G_{T} – часовой расход топлива через основную камеру сгорания
 $G_{\text{TФ}}$ – отношение расходов топлива и газа в форсажной камере
 g_{T1} – массовая доля топлива в камере сгорания относительно расхода воздуха, прошедшего через камеру сгорания в секунду
 $g_{\text{T}\Sigma}$ – массовая доля топлива в форсажной камере ТРДДФ относительно суммарного расхода воздуха
 $H_{\text{п}}$ – высота полёта самолёта
 $H_{\text{с}}$ – измеренное в полёте значение высоты полёта самолёта в крейсерском режиме
 H_{max} – максимально допустимое значение высоты полёта самолёта в крейсерском режиме
 H_{min} – минимально допустимое значение высоты полёта самолёта в крейсерском режиме
 H_{u} – рабочая теплотворная способность авиационного топлива
 I_{a}^{LE} – логический сигнал о положении РУД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта
 I_{a}^{RE} – логический сигнал о положении РУД правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта
 I_{c}^{LE} – логический сигнал управления тягой левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта
 I_{Hc} – логический сигнал о высоте полёта самолёта в крейсерском режиме
 I_{R}^{LE} – логический сигнал о результатах сравнения оценочных значений тяги левого ТРДД двухдвигательного самолёта с оценочными значениями тяги его правого ТРДД в крейсерском режиме полёта
 I_{Vc} – логический сигнал о скорости полёта самолёта в крейсерском режиме
 $k_{\text{в}}$ – показатель адиабаты для воздуха
 $k_{\text{г}}$ – показатель адиабаты для газа
 $K_{x,y}$ – корреляционный момент статистических выборок случайных величин x и y
 $K_{x,Y}$ – коэффициент корреляции параметров X и Y
 $M_{\text{п}}$ – отношение воздушной скорости полёта самолёта $V_{\text{с}}$ к скорости распространения звука в воздушной среде, равной 330 м/сек («число Маха»)

m – отношение массового расхода воздуха в секунду через второй (внешний) контур ТРДД $G_{вн}$ к массовому расходу воздуха в секунду через первый (внутренний) контур ТРДД $G_{вн}$ («степень двухконтурности»)

$m_{в}$ – весовой коэффициент для воздуха

$m_{г}$ – весовой коэффициент для газа

m_x – математическое ожидание нормального распределения статистической выборки случайных величин x

m_y – математическое ожидание нормального распределения статистической выборки случайных величин y

N – размер статистической выборки одинаковых однопоточных ТРДД

$n_{в}$ – частота вращения вентилятора

n_1 – частота вращения РНД

n_1^{LE} – частота вращения РНД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

N_1^{LE} – суммарное значение измеренной в полёте частоты вращения РНД левого ТРДД двухдвигательного самолёта и её первой производной при условии, что $N_1^{LE} = n_1^{LE} + C_1^{LE} \cdot dn_1^{LE}/dt$

n_2^{LE} – частота вращения РВД левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

N_2^{LE} – суммарное значение измеренной в полёте частоты вращения РВД левого ТРДД двухдвигательного самолёта и её первой производной при условии, что $N_2^{LE} = n_2^{LE} + C_2^{LE} \cdot dn_2^{LE}/dt$

n_1^{LIMIT} – максимально допустимая частота вращения РНД

n_1^{SET} – минимально допустимая частота вращения РНД

n_1^{SOS} – предельно допустимая частота вращения РНД

n_2 – частота вращения РВД

n_2^{LIMIT} – максимально допустимая частота вращения РВД

n_2^{SET} – минимально допустимая частота вращения РВД

n_2^{SOS} – предельно допустимая частота вращения РВД

$P_{г}$ – статическое давление за ТНД

$P_{ТРДД}$ – полное (статическое) давление воздуха на входе в камеру смешения во втором (внешнем) контуре ТРДД со смешением потоков

$P_{ТРДД}^*$ – полное (статическое) давление заторможенного потока воздуха на входе в камеру смешения во втором (внешнем) контуре ТРДД со смешением потоков

p_k^{*LE} – полное давление за компрессором левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

p_k^{*RE} – полное давление за компрессором правого ТРДД силовой установки

двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта;

P_{EPR} – вероятность проявления разных диапазонов статистической выборки управляющего фактора EPR

P_{EPR, n_1} – вероятность проявления разных диапазонов статистических выборок управляющих факторов EPR и n_1

P_{EPR, n_2} – вероятность проявления разных диапазонов статистических выборок управляющих факторов EPR и n_2

P_{n_1} – вероятность проявления разных диапазонов статистической выборки управляющего фактора n_1

$P_{n_1, EPR}$ – вероятность проявления разных диапазонов статистических выборок управляющих факторов n_1 и EPR

P_{n_1, n_2} – вероятность проявления разных диапазонов статистических выборок управляющих факторов n_1 и n_2

P_{n_2} – вероятность проявления разных диапазонов статистической выборки управляющего фактора n_2

$P_{n_2, EPR}$ – вероятность проявления разных диапазонов статистических выборок управляющих факторов n_2 и EPR

P_{n_2, n_1} – вероятность проявления разных диапазонов статистических выборок управляющих факторов n_2 и n_1

$P(X, Y)$ – вероятность двумерной случайной функции параметров X и Y

$\overline{P_{II}}$ – вероятность правильной оценки соответствия качества ТРДД требованиям нормативов Международной организации ГА *ICAO* по критерию «соответствие качества есть или соответствия качества нет» при маломерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД

$\overline{P_{III}}$ – вероятность правильной оценки соответствия качества ТРДД требованиям нормативов Международной организации ГА *ICAO* по критерию «соответствие качества есть или соответствия качества нет» при многомерной постановке задач коррекции разнотяговости ТРДД

$P_{КНД}^*$ – давление заторможенного потока воздуха за КНД

P_H – атмосферное давление (давление окружающей среды)

P_c – статическое давление на срезе сопла

$P_{см}^*$ – полное давление заторможенного потока рабочего тела на выходе из камеры смешения ТРДД со смешением потоков

$q(\lambda_1)$ – относительная плотность тока (потока массы газа) для первого (внутреннего) контура ТРДД

$q(\lambda_2)$ – относительная плотность тока (потока массы воздуха) на входе в камеру смешения для второго (внешнего) контура ТРДД

R – тяга ТРДД

R_B – газовая постоянная воздуха

R_G – газовая постоянная для газа

$R_{уд}$ – удельная тяга (отношение тяги к секунднему расходу воздуха)

R^{LE} – оценочное значение тяги левого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

R^{RE} – оценочное значение тяги правого ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

R_{Σ} – суммарная тяга ТРДД

$T_{вх}^{*LE}$ – температура заторможенного потока в левом ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

$T_{вх}^{*RE}$ – температура заторможенного потока в правом ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в крейсерском режиме полёта

$r_{x,y}$ – коэффициент корреляции статистических выборок случайных величин x и y

$r_{X,Y}$ – коэффициент корреляции параметров X и Y

t_S – коэффициент Стьюдента

t – параметр отношения случайных величин к дисперсии нормального распределения их статистической выборки в форме записи по Лапласу («подстановка Лапласа»)

$t_{Т}^*$ – температура заторможенного потока газа за ТНД

$T_{Т}^*$ – температура заторможенного потока газа перед турбиной

$T_{кВД}^*$ – температура за кВД

$T_{кНД}^*$ – температура за кНД

$T_{н}^*$ – температура заторможенного потока наружного воздуха

$T_{см}^*$ – температура заторможенного потока смеси газов на выходе из камеры смешения

$T_{ф}^*$ – температура заторможенного потока газа на выходе из форсажной камеры

V_C – измеренное в полёте значение скорости полёта самолёта в крейсерском режиме

V_{max} – максимально допустимое значение скорости полёта самолёта в крейсерском

режиме;

V_{\min} – минимально допустимое значение скорости полёта самолёта в крейсерском режиме;

x – текущие значения (случайные величины) параметра X

X – контролируемый рабочий параметр ТРДД

y – текущие значения (случайные величины) параметра Y

Y – контролируемый рабочий параметр ТРДД

$Z(x,y)$ – поверхность пространственной фигуры (тела вращения) «*виртуальный осесимметричный колокол*» ($\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1, \varepsilon^1$)

α – нижний предел интегрирования по выборке случайных значений x для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 1,5 \cdot \sigma_x$ и $\pm 1,5 \cdot \sigma_y$

α^1 – нижний предел интегрирования по выборке случайных значений x для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 3 \cdot \sigma_x$ и $\pm 3 \cdot \sigma_y$

$\alpha^\#$ – нижний предел интегрирования по выборке случайных значений x для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 0,1 \cdot \sigma_x$ и $\pm 0,1 \cdot \sigma_y$

$\alpha_{см}$ – отношение площадей входа в камеру смешения по первому (внутреннему) и второму (внешнему) контурам ТРДД

$\alpha_{руд}$ – измеренное значение сигнала с датчика положения РУД

$\alpha_{руд}^{зад}$ – заданное значение сигнала с датчика положения РУД

β – верхний предел интегрирования по выборке случайных значений x для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 1,5 \cdot \sigma_x$ и $\pm 1,5 \cdot \sigma_y$

β^1 – верхний предел интегрирования по выборке случайных значений x для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 3 \cdot \sigma_x$ и $\pm 3 \cdot \sigma_y$

$\beta^\#$ – верхний предел интегрирования по выборке случайных значений x для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 0,1 \cdot \sigma_x$ и $\pm 0,1 \cdot \sigma_y$

δ – верхний предел интегрирования по выборке случайных значений y для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 1,5 \cdot \sigma_x$ и $\pm 1,5 \cdot \sigma_y$

δ^1 – верхний предел интегрирования по выборке случайных значений y для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 3 \cdot \sigma_x$ и $\pm 3 \cdot \sigma_y$

$\delta^\#$ – верхний предел интегрирования по выборке случайных значений y для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 0,1 \cdot \sigma_x$ и $\pm 0,1 \cdot \sigma_y$

δEPR – статистическая поправка управляющего фактора EPR

δn_1 – статистическая поправка управляющего фактора n_1

δn_2 – статистическая поправка управляющего фактора n_2

$\delta \pi^*_{\partial \varepsilon}$ – статистическая поправка управляющего фактора $\pi^*_{\partial \varepsilon}$

$\delta \pi^*_{\kappa \Sigma}$ – статистическая поправка управляющего фактора $\pi^*_{\kappa \Sigma}$

$\Phi(X/\sigma_x)$ – нормированная случайная функция параметра X в форме записи по Лапласу, распределённая по нормальному закону

$\Phi(Y/\sigma_y)$ – нормированная случайная функция параметра Y в форме записи по Лапласу, распределённая по нормальному закону

$\varphi(x,y)$ – двумерная случайная функция плотности вероятности выборок случайных значений x и y , распределённая по нормальному закону

φ_ε – коэффициент скорости истечения продуктов сгорания

$\varphi_1(x)$ – функция плотности вероятности выборки случайных значений x , распределённая по нормальному закону

$\varphi_2(y)$ – функция плотности вероятности выборки случайных значений y , распределённая по нормальному закону

γ – нижний предел интегрирования по выборке случайных значений y для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 1,5 \cdot \sigma_x$ и $\pm 1,5 \cdot \sigma_y$

γ^1 – нижний предел интегрирования по выборке случайных значений y для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 3 \cdot \sigma_x$ и $\pm 3 \cdot \sigma_y$

$\gamma^\#$ – нижний предел интегрирования по выборке случайных значений y для интегрирования случайной функции $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону при доверительных интервалах $\pm 0,1 \cdot \sigma_x$ и $\pm 0,1 \cdot \sigma_y$

λ_1 – приведенная скорость газа на входе в камеру смешения в потоке, выходящем из первого (внутреннего) контура ТРДД (на выходе из ТНД)

λ_{II} – приведенная скорость воздуха во втором (внешнем) контуре ТРДД на входе в камеру смешения

$\pi^*_{\partial e}$ – перепад полных давлений заторможенных потоков воздуха и газа

$\pi^*_{к\Sigma}$ – степень повышения давления воздуха в компрессоре

π_c – отношение полного давления рабочего тела на выходе из камеры смешения

ТРДД со смешением потоков $P^*_{см}$ к атмосферному давлению P_H

$\pi_{сф}$ – степень расширения газа в сопле Лавала в режиме «Форсаж»

$\pi(\lambda_I)$ – степень повышения давления газа в первом (внутреннем) контуре ТРДД

$\pi(\lambda_{II})$ – степень повышения давления воздуха во втором (внешнем) контуре ТРДД

$\sigma^*_{см}$ – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления при смешении

потоков

$\sigma_{тепл}$ – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления в реактивном сопле ТРДД

σ_N – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки N ТРДД по соответствию их качества требованиям нормативов Международной организации ГА ICAO

σ_x – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки случайных величин x

σ_y – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки случайных величин y

$\sigma_{N,EPR}$ – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки N ТРДД по степени повышения давления в двигателе EPR

σ_{N,G_T} – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки N ТРДД по часовому расходу топлива через основную камеру сгорания G_T

σ_{N,n_1} – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки N ТРДД по частоте вращения РНД n_1

σ_{N,n_2} – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки N ТРДД по частоте вращения РВД n_2

σ_{N,π^*_d} – среднеквадратичная погрешность нормального распределения статистической выборки N ТРДД по перепаду полных давлений заторможенных потоков воздуха и газа π^*_d

σ^*_{II} – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления во втором (внешнем) контуре ТРДД

ξ – коэффициент полноты сгорания («КПД камеры сгорания»)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Августинovich В.Г., Шмотин Ю.Н. и др. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях: Научное издание / Августинovich В.Г., Шмотин Ю.Н. и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с. 523 стр.
2. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А., Кравченко И.В., Крылов Б.А. Термогазодинамические расчёты и расчёт характеристик авиационных ГТД. – М.: МАИ, 2002. – 257 с.
3. Александровская Л.Н., Кузнецов А.Г., Солонников Ю.И. Анализ зарубежного опыта сертификации бортовых систем воздушных судов // Труды Московского института электромеханики и автоматики. – М.: МИЭА, 2010. Вып. 2: Навигация и управление летательными аппаратами / отв. ред. Н.О. Валуев. – М.: МИЭА, 2010. – С. 36-51.
4. Афанасьев В.А., Агульник А.Б., Ланшин А.И., Монахова В.П., Тушавина О.В. Организация и технология сертификационных испытаний газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2017. – 96 с.: ил.
5. Афанасьев В.А., Лебедев В.А., Монахова В.П., Мышелов Е.П., Ножницкий Ю.А. Техническое регулирование и управление качеством. – М.: Книжный дом «Либроком», 2013. – 256 с.
6. Ахмедзянов Д.А., Ахметов Ю.М., Козловская А.Б., Михайлов А.Е. Расчётное исследование динамической характеристики одновального турбореактивного двигателя // Вестник УГАТУ. Авиационная и ракетно-космическая техника. – Уфа : УГАТУ, 2011 – Т. 15, № 1 (41). – С. 15–25.
7. Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов (под ред. Бюшгенса Г.С.). – Москва-Пекин: Изд-во ЦАГИ и АВИА, 1995. – 772 с.
8. Бакулев В.И., Голубев В.А. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 688 с.
9. Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М., Кузьмичев В.С. Проектный термогазодинамический расчет основных параметров авиационных лопаточных машин. – Самара: Самарский аэрокосмический университет, 2006. – 316 с.
10. Борисенко Ю.Г., Кузнецов А.Г. Основные принципы автоматизации управления тягой современных самолётов // Труды Московского института электромеханики и автоматики. – М.: МИЭА, 2010. Вып. 2: Навигация и управление летательными аппаратами / отв. ред. Н.О. Валуев. – М.: МИЭА, 2010. – С. 10-16.

11. Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М. Методика проектирования алгоритмов управления полётом маневренных самолётов // Труды Московского института электромеханики и автоматики. – М.: МИЭА, 2010.– Вып. 3: Навигация и управление летательными аппаратами / отв. ред. Н.О. Валуев. – М.: МИЭА, 2011. – С. 48-56.
12. Булова А.Ю. Авиационные ТРДД – программа-прогноз на среднесрочную перспективу развития методов их модернизации и глубокого тестирования для минимизации разнотяговости ТРДД и ТРДДФ самолётов ГА и ВВС // Фундаментальные исследования. – 2014. – № 12 (часть 9). – С. 1862-1872.
13. Булова А.Ю. Контроль качества сложной продукции на примере серийных авиадвигателей // Контроль качества продукции. – 2020. – №6. – С.48-52.
14. Булова А.Ю. Методика глубокого тестирования ТРДД самолётов ГА и ВВС с использованием нормированной двумерной случайной функции для статистических распределений // Инновации в авиации и космонавтике-2011: тезисы докл. научно-практич. конф. студентов и молодых учёных национал. исследов. ун-та «Московский Авиационный Институт» (МАИ) 2011 г. – М.: МЭЙЛЕР, 2011. – С. 27.
15. Булова А.Ю. Минимизация асимметрии тяги глубоко тестированных турбореактивных двухконтурных двигателей двухдвигательного самолёта в полёте с несимметричной тягой // Сб. науч. ст. по материалам IV Всероссийской науч.-практ. конф. «Академические Жуковские чтения» (23–24 ноября 2016 г.). – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017. – 310 с.
16. Булова А.Ю. Многопараметрический выбор турбореактивных двухконтурных двигателей в условиях серийного производства // Авиация и космонавтика. Тезисы 23-й Международной конференции. – Москва, 2024. – С. 55-56.
17. Булова А.Ю. Повышение взаимного соответствия качества двигателей летательных аппаратов в условиях их серийного производства // Авиация и космонавтика. Тезисы 21-й международной конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва, 2022. – С. 97-98.
18. Булова А.Ю. Сертификация авиационной техники: учебное пособие. – М.: ЛЕНАНД, 2017. – 296 с.
19. Булова А.Ю. Сертификация авиационной техники: учебное пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: ЛЕНАНД, 2019. – 300 с.
20. Булова А.Ю. Структура перспективной электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта с разнотяговыми двигателями // Двигатель. – 2022. – № 4-6 (142-144). – С. 57-61.
21. Булова А.Ю. Турбореактивные двухконтурные двигатели: программа-прогноз

ускоренного развития на средне-срочную перспективу // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: аннотации работ конкурса научно-техн. работ и проектов национал. исследований унта «Московский Авиационный Институт» (МАИ) 2013 г. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – С. 86.

22. Булова А.Ю., Кочетков Н.Ю. Автоматизация систем обеспечения надежности и качества ДЛА // Авиация и космонавтика. Тезисы 22-ой Международной конференции. – Москва, 2023. – С. 68.

23. Булова А.Ю., Кочетков Н.Ю., Нестеров В.А., Сыпало К.И. Управление частотами вращения роторов турбореактивных двухконтурных двигателей двухдвигательного самолета с целью обеспечения балансировки их тяги в полете // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2024. – № 5. – С. 149-159.

24. Булова А.Ю., Кочетков Н.Ю., Нестеров В.А., Сыпало К.И. Формализация критериев многопараметрического выбора пар турбореактивных двухконтурных двигателей для силовых установок двухдвигательных самолётов и разработка структуры их автоматического управления для уменьшения асимметрии тяги // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2025. – № 3. – С. 84-90.

25. Булова А.Ю., Кочетков Ю.М. Контроль разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей двухдвигательного самолёта при появлении разницы частот вращения их роторов // Двигатель. – 2018. – № 6 (120). – С. 8-9.

26. Булова А.Ю., Кочетков Ю.М. Формализация зависимости разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей двухдвигательного самолёта, возникающей от разницы частот вращения их роторов // Двигатель. – 2018. – № 5 (119). – С. 28-29.

27. Вьюнов С.А., Гусев Ю.И., Карпов А.В., Ковалевская А.Е., Никитин Ю.М., Саркисов А.А., Споригина Н.М., Хачатуров К.Р., Хронин Д.В. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей : Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» / Под общ. ред. д-ра техн. наук Хронины Д.В. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.

28. Галлай М.Л. Полёт самолёта с неполной и несимметричной тягой. – М.: Машиностроение, 1970. – 192 с.

29. Ганьшин В.Н., Русол В.А., Липин А.В. Применение методов математической статистики в авиационной практике. – М.: Транспорт, 1993.

30. Гимадиев А.Г., Шахматов Е.В. Шорин В.П. Системы автоматического регулирования авиационных ГТД: Учебное пособие. – Куйбышев: Куйбышевский институт, 1990. – 122 с.

31. Григорьев В.А. Испытания и обеспечение надежности авиационных ГТД и энергетических установок : краткий курс лекций. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), 2011.
32. Григорьев В.А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : Учебное пособие. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), 2001. – 170 с.
33. Гуревич О.С. (ред.) Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями // Труды ЦИАМ №1346. – М.: Торус Пресс, 2010. – 264 с.
34. Гуревич О.С. (ред.) Системы автоматического управления авиационными ГТД : Энциклопедический справочник. – М.: Торус Пресс, 2011. – 208 с.
35. Дворниченко В.В. Методология решения проблемных вопросов технической и лётной эксплуатации самолётов ГА и их ТРДД на стандартном и криогенных топливах с минимизацией разнотяговости ТРДД «на крыле» : дис. ... докт. техн. наук. – М.. 2006. – 627 с.
36. Дворниченко В.В. Проблемы «разнотяговости» в Гражданской Авиации // Аэрокосмическое обозрение. – 2005. – № 04. – С. 228–231.
37. Дворниченко В.В. «Разнотяговость» (асимметрия тяги) ТРДД на дальнемагистральных и среднемагистральных самолётах ГА и способы её минимизации «на крыле» // Фундаментальные исследования. – 2008. – № 5 (приложение). – С. 45-46.
38. Дворниченко В.В., Бутова А.Ю. Глубокое тестирование турбореактивных двигателей методами математической статистики для повышения их соответствия нормативам ICAO // Вестник Московского авиационного института. – 2011. – Т. 18, № 3. – С. 116-127.
39. Дворниченко В.В., Бутова А.Ю. Применение нормированной двумерной случайной функции, распределённой по нормальному закону, для тестирования технического состояния авиационных двигателей типа ТРД и ТРДД (для ГА и ВВС) для повышения их соответствия нормам ICAO // Научный электронный архив Российской академии естествознания. 08.09.2011. – URL: <http://econf.rae.ru/article/6222>.
40. Дворниченко В.В., Шулекин В.Т. Индикация тяги ТРДД с помощью датчиков отношения давлений // Современные научно-технические проблемы Гражданской Авиации. Международная научно-техническая конференция 28-29 мая 1996г. – М.: МГТУ ГА, 1996.
41. Дворниченко В.В., Шулекин В.Т. Математическое моделирование элементов силовой установки Российского самолёта-криоплана на базе ДМС Ил-96-300, а также СУ с ЖВРД

для ЛА ВКС // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. – М.: МГТУ ГА, 2006.

42. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Малиновский К.А., Попов В.Г. Технология эксплуатации, диагностики и ремонта газотурбинных двигателей: Учебное пособие. – М.: Высшая школа, 2002. – 355 с.

43. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. – М.: Машиностроение, 2005. – 336 с.

44. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. – М.: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1204 с.

45. Иноземцев А.А., Семенов А.Н., Савенков Ю.С., Саженов А.Н., Трубников Ю.А. Способ управления силовой установкой самолёта : Патент на изобретение №:2306446 F02C – М.: ОАО «Авиадвигатель», 2005.

46. Испытания авиационных двигателей : учебник для вузов / Под общ. ред. В.А.Григорьева и А.С.Гишварова. – М.: Машиностроение, 2009.

47. Красоткин А.А. Сертификация авиационной техники : учебник для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальностям «Самолёто- и вертолётостроение», «Системы жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов». – М.: МАИ, 2007.

48. Красоткин А.А., Борисов И.В. Сертификация авиационной техники : конспект лекций. – Таганрог: ТРГТУ.

49. Колемаев В.А., Калинина В.Н. Теория вероятностей и математическая статистики. – М.: ИНФРА-М, 1999.

50. Кубланов М.С. Основные принципы математического моделирования динамики полёта летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность (М.). 2001. – № 37. – С. 11-15.

51. Кубланов М.С. Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов: Учебное пособие. Часть I. Третье издание. – М.: МГТУ ГА, 2004. – 108 с.

52. Кубланов М.С. Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов: Учебное пособие. Часть II. Третье издание. – М.: МГТУ ГА, 2004. – 125 с.

53. Кузнецов А.Г. Современные тенденции развития технологии проектирования систем автоматического управления самолётов // Труды Московского института

электромеханики и автоматики. – М.: МИЭА, 2010. Вып. 2: Навигация и управление летательными аппаратами / отв. ред. Н.О. Валуев. – М.: МИЭА, 2010. – С. 2-9.

54. Кузнецов В.И. Замкнутая математическая модель рабочего процесса газотурбинных двигателей: монография. – Омск: Научное издательство ОмГТУ, 2007. – 138 с.

55. Кулагин В.В. Теория газотурбинных двигателей : Учебник. Основы теории ГТД. Кн. 1. Анализ рабочего процесса, выбор параметров и проектирование проточной части. – М.: МАИ, 1994. – 264 с.

56. Кулагин В.В. Теория газотурбинных двигателей : Учебник. Основы теории ГТД. Кн. 2. Совместная работа узлов, характеристики и газодинамическая доводка выполненного ГТД. – М.: МАИ, 1994. – 304 с.

57. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Основы теории ГТД. 2-е изд. Кн. 1. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.

58. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Основы теории ГТД. 2-е изд. Кн. 2. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. – М.: Машиностроение, 2003. – 616 с.

59. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Основы теории ГТД. 2-е изд. Кн. 3 Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД/ В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов и др.; Под общей редакцией В.В. Кулагина – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.

60. Лесовский А.С. Исследование влияния асимметрии тяги на боковую балансировку самолёта // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. – М., 2006. – № 97. – С. 146-150.

61. Лесовский А.С. Исследование влияния на условия пилотирования, факторов нарушающих поперечную балансировку самолёта (Ил-96-300, Ту-154М) : дис. магистр. МГТУГА. – М.. 2006. – 195 с.

62. Лесовский А.С. Применение корреляционного анализа для оценки управляемости самолёта // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. 2008. – № 125. – С. 173-178.

63. Лесовский А.С. Оценка управляемости самолёта в поперечном канале методами корреляционного анализа // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. Безопасность полётов. 2008. – № 127. – С. 120-124.

64. Лесовский А.С. Эксплуатационная оценка свойств боковой управляемости самолёта с помощью статистического анализа и математического моделирования : дис. ... канд. техн. наук. – М., 2010. – 510 с.
65. Любомудров Ю.В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей. – М: Машиностроение, 1971. – 200 с.
66. Люлько В.И. Разработка теоретических основ и практических рекомендаций с целью эксплуатации авиационных двигателей воздушных судов гражданской авиации по техническому состоянию и совершенствование процессов их диагностирования : дис. ... техн. наук. – М., 2003.
67. Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 440 с.
68. МАК. Авиационные правила, часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. – М.: Авиаиздат, 2009.
69. МАК. Авиационные правила, часть 33. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов. – М.: Авиаиздат, 2012.
70. Максимов Н.А., Секистов В.А. Двигатели самолётов и вертолетов. Основы устройства и лётной эксплуатации. – М: Воениздат, 1977. – 342 с.
71. Марчуков Е.Ю., Онищик И.И. и др. Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок : учебник для высших учебных заведений / Под ред. И.И. Онищика. – М.: МАИ, 2004. – 336 с.
72. Масленникова Г.Е. Применение математического моделирования и теоретических методов при анализе особых случаев взлёта и посадки воздушных судов : дис. ... докт. техн. наук. – М., 1987. – 438 с.
73. Машиностроение. Энциклопедия в сорока томах. Раздел IV. Расчёт и конструирование машин. Т. IV-21. Самолёты и вертолёт. Кн. 2. Проектирование, конструкции и системы самолётов и вертолёт / А.М. Матвеев, А.И. Акимов, М.Г. Акопов, Н.В. Алексеев и др. Под общ. ред. А.М. Матвеев. Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 2004. – 752 с.
74. Машиностроение. Энциклопедия в сорока томах. Раздел IV. Расчёт и конструирование машин. Т. IV-21. Самолёты и вертолёт. Кн. 3. Авиационные двигатели / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис, В.А. Сосунов и др. Под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса и В.А. Сосунова. Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 2010. – 720 с.

75. Мышелов Е.П. Введение в метрологию, стандартизацию и сертификацию качества: Учебное пособие. – М.: КРАСАНД, 2010. – 224 с.
76. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Контроль параметров тяги двухвальных турбореактивных двигателей при их разнотяговости // Сборник тезисов IV Межведомственной научно-технической конференции «Проблемы развития и совершенствования автоматизированных систем управления специального назначения» (г. Санкт-Петербург, 30 октября 2019). – СПб.: Изд-во Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, 2019. – С. 219.
77. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Критерий автоматической оценки исправности турбореактивного двухконтурного двигателя по частотам вращения его роторов в полёте // Двигатель. – 2019. – № 5 (125). – С. 32.
78. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Минимизация разнотяговости авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей для обеспечения безопасности полёта // Труды 24-й Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации» (Алушта, 2015). – М.: Издательский дом МЭИ, 2015. – С. 140-141.
79. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Применение ТРДД на ЛА с минимизацией разнотяговости для повышения безопасности полётов // Фундаментальные исследования. – 2015. – № 11 (часть 7). – С. 1343-1351.
80. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Регулирование асимметрии тяги ТРДД магистрального самолёта в полёте // Труды 28-й Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации» (Алушта, 2019). – М.: Издательский дом МЭИ, 2019. – С. 115-116.
81. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Уменьшение асимметрии тяги турбореактивных двухконтурных двигателей алгоритмическим путём с помощью электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта // Двигатель. – 2022. – № 4-6 (142-144). – С. 54-56.
82. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Формализация принципа работы системы автоматического управления силовой установкой самолёта в полёте при асимметрии тяги его турбореактивных двухконтурных двигателей с минимальной разнотяговостью // Фундаментальные исследования. – 2017. – № 11-2. – С. 311-319.
83. Новичков В.М., Бурова А.Ю., Филинов Н.И. Повышение качества контроля функционирования турбореактивных двухконтурных двигателей двухдвигательной СУ самолёта в полёте // Сборник трудов XXIX Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации»

(Алушта, 14–20 сентября 2020 года). – М.: Изд-во: Издательский Дом «Медпрактика-М», 2020. – С. 97-98.

84. Патент РФ на изобретение № 1838182, F02C 9/00, 2003.
85. Патент РФ на изобретение №2306446, F02C 9/26, 2005.
86. Патент РФ на изобретение №2418969, F02K 3/02, 2011.
87. Росенбаули О.Б., Спиридовская Л.З, Родин Р.Н. Автомат для компенсации асимметрии тяги авиадвигателей. Описание изобретения к авторскому свидетельству № 114083
88. Селиванов С.Г., Поезжалова С.Н. Закономерности развития авиационной техники и технологий // Полёт, №5. – М., 2009. – С. 52-59.
89. Селиванов С.Г., Поезжалова С.Н. Метод разработки электронных баз данных для проектирования высоких и критических технологий в авиадвигателестроении // Проблемы машиноведения, процессов управления и критических технологий: Сборник научных трудов Академии наук Республики Башкортостан. – Уфа: Гилем, 2008. – С. 144-152.
90. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [под общей ред. д.т.н. В. А. Скибина, к.т.н. В. И. Солонина]. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.
91. Скрипниченко В.Г. Применение математического моделирования и теоретических методов при анализе особых случаев взлёта и посадки воздушных судов : дис. ... докт. техн. наук. – М.. 2005. – 438 с.
92. Скрипниченко С.Ю. Влияние боковой балансировки на расход топлива самолётов // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика, прочность, поддержание летной годности. М., 2005. – № 84. – С. 98-103.
93. Скрипниченко С.Ю. Влияние индивидуальных характеристик самолёта на наивыгоднейшие режимы полёта. // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. М., 2005. – №. 81. – С. 107-110.
94. Скрипниченко С.Ю. Критерии эффективности полёта гражданских самолётов // Сборник научных трудов ГосНИИ ГА. М., 2004. – Вып. 309. – С. 30-41.
95. Скрипниченко С.Ю. Основные направления повышения эффективности полёта гражданских самолётов // Авиация и космонавтика: Тез. Докл. Международ, конф. М.: МАИ, 2003. – С 74-75.

96. Скрипниченко С.Ю. Соотношение режимов полёта на аэродинамической поляре самолёта // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. М., 2005. – № 81 . – С. 111-114.
97. Скрипниченко С.Ю. Теоретические основы и практические методы оптимизации режимов полёта воздушных судов гражданской авиации с целью повышения экономичности их эксплуатации : дис. ... канд. техн. наук. – М., 2005. – 409 с.
98. Устройство и эксплуатация силовых установок самолётов ИЛ-96-300, ТУ-204, ИЛ-114. – М.: Транспорт, 1993. с.19
99. Чистяков П.Г. Точность систем автоматического регулирования ЖРД и ТРД. – М.: Машиностроение, 1977. – 160 с.
100. Шевяков А.А. (ред.) Автоматическое регулирование авиадвигателей (выпуск 3): Учебное пособие. Сборник статей. – М.: Оборонгиз, 1961. – 135 с.
101. Burova, A. Yu. Minimisation of asymmetry of thrust of the dual-flow turbojet engines of the airliner in accordance with the results of the system analysis of the thrust parameters // Asia Life Sciences Supplement. – 2019. – № 21(2). – Pp. 629-643.
102. Burova, A.Yu. Theoretical basis, concept and methodology of control and correction of turbojet engines thrust asymmetry // Journal of Physics: Conference Series. – 2022. – № 2308(1). – 012006.
103. Burova A.Yu., Kochetkov N.Yu., Nesterov V.A., Sypalo K.I. Control of Rotor Speeds of Turbojet Twin-Circuit Engines of a Twin-Engine Airplane in Order to Balance Their Thrust in Flight // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2024. – Vol. 63. – № 5. – Pp. 858–869.
104. Burova A.Yu., Kochetkov N.Yu., Nesterov V.A., Sypalo K.I. Formalization of Criteria for the Multiparametric Selection of Turbofan Engine Pairs for Powerplants of Twin-Engine Aircraft and Development of Their Automatic Control Structure to Reduce Thrust Asymmetry // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2025. – Vol. 64. – № 3. – Pp. 426–433.
105. Brewer G.D. Hydrogen Usage in Air Transportation // International Journal of Hydrogen Energy. – 1978. – vol. 3. – № 2. – Pp. 217-220.
106. Claire Soares. Gas Turbines. – Oxford (United Kingdom) and Waltham, Massachusetts (United States): Butterworth-Heinemann, 2007. – 748 p.
107. Dvornitchenko V.V. Characteristics Of Maneuverability Of Russian AND USA SU-27, F-16, F-22 Combat Fighters In Level Turn Flight With Vectoring Of The Engine Thrust // Journal Of Mechanical Engineering Division Of Defence Engineering College, Debre-Zeit, Ethiopia. – 2001. – № 1.

108. Dvornitchenko V.V., Facile Aly. Characteristics Of Maneuverability Of The Best World Combat-Fighters In Level Turn Flight With Vectoring Of The Engine Thrust // Journal Of Mechanical Engineering Division Of Defence University, Debre-Zeit, Ethiopia. – 2003. – № 3.
109. Dvornitchenko V.V., Facile Aly. MIG-23ML Combat-Fighter Performances With The R35-300 Turbo-Jet Engine On Various Operational Altitudes Up To Practical Ceiling At 18500 Meters // Journal Of Mechanical Engineering Division Of Defence University, Debre-Zeit, Ethiopia. – 2002. – № 2.
110. Dvornitchenko V.V. The «Pratt&Whitney-MSTUCA» Probability-Statistical Method of «Confidetalional Intervals» for Construction of Throttle Characteristics for Diagnostic of Turbo-jet, Turbo-fan Engines for Combat Fighters and for Airplanes of Civil Aviation // Research Paper on ICAO'S Safety of Flight Paris' Symposium on 17-20 October of 2006. – Paris, 2006 year.
111. Gunston B. World Encyclopedia of Aero Engines: From the Pioneers to the Present Day. – Stroud, Gloucestershire: Sutton Publishing Limited, 2006. – 260 p.
112. John D. Anderson, Jr. Aircraft Performance and Design. - WCB/Mc Graw-Hill, 1999. – 580 p.
113. King J.A. Design of inducer for two-phase operation», Final report, CR-103054, Rocketdyne, A division of North American Rockwell Corporation, July, 1970.
114. Klaus Huenecke, Modern Combat Aircraft Design, 1994. – 254 p.
115. Mattingly J.D. Elements of Propulsion: Gas Turbines And Rockets. – Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. – 867 p.
116. Mattingly,Jack,D. Aircraft Gas-Turbine Design And Construction,-Chapter 4 From Part 1, Part 2. – New-York: American Institute Of Aeronautics And Astronautics, Inc. New-York, 1987.
117. Novichkov V.M., BurovaA.Yu. Algorithm of Two Turbojets Thrust Asymmetry Minimization for Digital Control System of Twin-Engine Jet Airliner // 2019 International Multi-Conference on Industrial Engineering and Modern Technologies (FarEastCon), Date of Conference: 01-04 October 2019. Date Added to IEEE Xplore: 19 December 2019. – DOI: 10.1109/FarEastCon.2019.8934285.
118. Novichkov V.M., Burova A.Y. Digital Algorithm for Compensation of Airliner Turbojet Engine Thrust Asymmetry // Smart Innovation. Systems and Technologies. 2022. – № 257. – Pp. 859-867.
119. PW4000. Customer training. – United technologies. – Pratt and Whitney. – 1993.
120. PW-4000, Line and base maintenance training guide (747-400/767-200-300 installation).

United Technologies, Pratt and Whitney. – 1992. – June.

121. PRATT&WHITNEY FLIGHT OPERATIONS // PW4000 REGIONAL MEETINGS // Topic18.2. – 1998. – July.

122. Pratt& Whitney Marketing Operations and Support. Aircraft and Engine Characteristics. S12198. – 1997. – January.

ПРИЛОЖЕНИЕ А.

**Акт об использовании результатов диссертационной работы
в Федеральном автономном учреждении
«Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского»**

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР
ИНСТИТУТ ИМЕНИ Н.Е. ЖУКОВСКОГО

ЦАГИ



Государственный научный центр Российской Федерации
Федеральное автономное учреждение

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ
АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е. Жуковского
ФАУ «ЦАГИ»

Жуковского ул., д. 1, г. Жуковский, Московская область, 140180
тел.: +7 495 556-4303, факс: +7 495 777-6332, www.tsagi.ru
ОГРН 1225000018803, ИНН 5040177331, КПП 504001001, ОКПО 50205960

№ _____

На № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ

г.о. генеральный директор
ФАУ «ЦАГИ»

Морозов А.И.

К.И. Сыпало

- 1 2025 г.



АКТ

об использовании результатов диссертационной работы

Буровой Аделии Юрьевны,

представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук

на тему: «Метод уменьшения разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта»

Настоящим актом подтверждается, что научно-технические результаты, полученные в диссертационной работе старшего преподавателя Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Буровой А.Ю. метод и алгоритм определения оценочных значений силы тяги турбореактивного двухконтурного двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта внедрены и использованы в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»).

В настоящее время в системах управления современных самолетов транспортной категории реализована функция автоматического парирования отказа двигателя (АПОД). Обнаружение отказа двигателя производится на основе сравнения оборотов ротора низкого давления – n_1 левого и правого двигателей. В том случае если разница оборотов превышает пороговое значение, формируется команда на отклонение руля направления, чтобы парировать возникающий момент рыскания. На современном этапе в системах управления отсутствует информация о тяге двигателя, которая определяет потребное отклонение руля направления, что является существенным недостатком АПОД.

0196609


Предложенная и разработанная Буровой А.Ю. методика обеспечивает оценку силы тяги турбореактивного двухконтурного двигателя силовой установки двухдвигательного самолёта и по результатам анализа совокупности значений его рабочих параметров, на основе взаимного соотношения измеренных значений частот вращения роторов низкого и высокого давления, позволяет устранить этот недостаток.

В настоящее время предложенный Буровой А.Ю. алгоритм оценки силы тяги двигателя реализован в ФАУ «ЦАГИ» при разработке усовершенствованной версии функции АПОД. Проведенное математическое моделирование усовершенствованной версии АПОД продемонстрировало его более высокую эффективность.

Внедрение результатов диссертационной работы Буровой А.Ю. позволит повысить безопасность полёта двухдвигательного самолёта за счёт повышения эффективности функции автоматического парирования отказа двигателя путем точной оценки тяги турбореактивных двухконтурных двигателей в полёте, что отвечает всем современным и перспективным требованиям безопасности полётов.


Диссертационная работа Буровой А.Ю. и результаты ее внедрения в ФАУ «ЦАГИ» рассмотрены на заседании президиума НТС научно-исследовательского центра безопасности полетов (НИЦ БП) ФАУ «ЦАГИ» от 14 ноября 2025 г., протокол № 85.

Заместитель генерального директора –
начальник НИЦ БП,
кандидат технических наук



В.Ю. Гранич

Секретарь НТС НИЦ БП,
кандидат технических наук



О.В. Янова

ПРИЛОЖЕНИЕ Б.

**Акт об использовании результатов диссертационной работы
в Акционерном обществе «Московское машиностроительное предприятие
имени В.В. Чернышева»**



ОДК

ММП ИМЕНИ
В. В. ЧЕРНЫШЕВА

 АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «МОСКОВСКОЕ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ
ПРЕДПРИЯТИЕ ИМЕНИ В.В. ЧЕРНЫШЕВА»



УТВЕРЖДАЮ

Заместитель управляющего директора –

Технический директор

АО «ММП имени В.В. Чернышева»

И.Г. Стешенко

23 мая 2025 г.

АКТ

Об использовании результатов
диссертационной работы Буровой Аделии Юрьевны,
представляемой на соискание ученой степени кандидата технических наук на тему:
«Метод уменьшения разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей
силовой установки двухдвигательного самолёта»

Настоящим актом подтверждается возможность использования в АО «ММП имени В.В. Чернышева» результатов диссертационной работы старшего преподавателя Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Буровой А.Ю., а именно: методики многопараметрического выбора турбореактивных двухконтурных двигателей одной серии для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов, основанная на сравнительной оценке результатов стендовых испытаний двигателей, которая позволяет повысить взаимное соответствие измеренных значений рабочих параметров, а также разработки технических предложений по выбору структуры системы управления силовой установкой двухдвигательного самолёта с получением косвенной информации о тяге каждого двигателя с целью повышения качества выпускаемых авиационных двигателей и их последующей адаптации под цифровые электронные системы управления с полной ответственностью.

В проекте структуры этой перспективной импортозамещающей системы представлены состав оборудования и схема информационных связей между её компонентами (подсистемами), позволяющие уменьшить разнотяговость двигателей в полёте. Логическая схема алгоритма уменьшения разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта позволяет интегрировать его в структуру существующей системы управления самолетом. Методика многопараметрического выбора турбореактивных двухконтурных двигателей одной серии для комплектации силовых установок двухдвигательных самолётов позволяет повысить взаимное соответствие измеренных значений рабочих параметров двигателей, устанавливаемых на самолёт.

Внедрение этих результатов сможет дать технический эффект, проводящий к повышению безопасности полётов за счёт уменьшения разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей силовых установок двухдвигательных самолётов путём более эффективного отбора двигателей для силовых установок таких самолётов и более точной настройки режимов работы каждого двигателя. Предложенный подход отвечает всем современным и перспективным требованиям безопасности полётов.

Заместитель Технического директора, к.т.н.



В. А. Панов

Помощник Технического директора, к.т.н.



А. Г. Пайкин

Главный конструктор, к.т.н.



Д. А. Дьяченко