

Акционерное общество «ОДК-Авиадвигатель»

На правах рукописи

Грибков Игорь Николаевич

**АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПОДОГРЕВА И НАДДУВА ВОЗДУХА  
НА ВХОДЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЕГО ИСПЫТАНИЙ  
ДЛЯ ИМИТАЦИИ РАБОТЫ КОНТУРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ  
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных  
аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени кандидата  
технических наук

Научный руководитель:  
академик РАН, д-р техн. наук, профессор  
Иноземцев Александр Александрович

Пермь – 2023

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
ГЛАВА 1. ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОГЕНЕРАТОРА СОВРЕМЕННОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИМИТАЦИЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ.....	11
1.1. Роль имитации эксплуатационных условий при создании газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя.....	11
1.2. Способы испытаний газотурбинных двигателей с имитацией эксплуатационных условий.....	16
1.2.1. Испытания с полной имитацией эксплуатационных условий.....	16
1.2.2. Испытания с частичной имитацией эксплуатационных условий.....	25
1.3. Испытания газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя с имитацией эксплуатационных условий.....	29
1.4. Автоматизация имитации эксплуатационных условий при испытании газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.....	35
1.4.1. Математическое обеспечение испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.....	35
1.4.2. Алгоритмическое обеспечение испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.....	39
1.5. Выводы и результаты по главе 1.....	43
ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ПОДОГРЕВА И НАДДУВА ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	45
2.1. Основные положения математической модели процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.....	45
2.2. Описание основных элементов процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.....	50
2.2.1. Математическое описание подсистемы «Газогенератор».....	53

2.2.2.	Математическое описание подсистемы «Технологический двигатель» .....	57
2.2.3.	Математическое описание подсистемы «Воздуховод с заслонкой»...	58
2.3.	Реализация математической модели процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя .....	61
2.4.	Результаты математического моделирования процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя...	63
2.5.	Выводы и результаты по главе 2.....	67
ГЛАВА 3. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПОДОГРЕВА И НАДДУВА ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....		69
3.1.	Основные положения автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя...	69
3.2.	Реализация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя на основе теории нечеткой логики .....	75
3.3.	Основные положения экспериментального исследования алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя .....	83
3.4.	Результаты экспериментального исследования алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.....	87
3.5.	Выводы и результаты по главе 3.....	92
ГЛАВА 4. АПРОБАЦИЯ АЛГОРИТМОВ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ПОДОГРЕВА И НАДДУВА ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ ОДК-АВИАДВИГАТЕЛЬ .....		95
4.1.	Основные положения апробации алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях ОДК-Авиадвигатель.....	95

4.2. Результаты апробации алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях ОДК-Авиадвигатель .....	103
4.3. Выводы и результаты по главе 4.....	107
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	109
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	113
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	114
Приложение А .....	129
Приложение Б .....	130
Приложение В.....	132

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность темы исследования.** Газогенератор определяет основные технические параметры и эксплуатационные характеристики современного турбореактивного двухконтурного двигателя и представляет собой контур высокого давления, состоящий из компрессора, камеры сгорания и турбины. Газогенератор работает при максимальных значениях температур, давлений и скоростей потока в проточной части двигателя, поэтому содержит наибольшую долю передовых и дорогостоящих технологий и материалов.

Высокая сложность рабочих процессов газогенератора не позволяет при выборе проектных решений руководствоваться только априорными представлениями, теоретическими предположениями и результатами математического моделирования. Подтверждение правильности выбранных технических решений невозможно без проведения необходимого объема испытаний в условиях максимально приближенных к эксплуатационным. Значительную роль в этом играют испытания с имитацией условий эксплуатации, позволяющие воспроизвести работу контура низкого давления, проектируемого полноразмерного турбореактивного двухконтурного двигателя.

Подобные испытания, которые традиционно проводятся в крупных научно-исследовательских центрах, не позволяют с минимальными материальными и временными затратами сформировать необходимый научно-технический задел. Прежде всего это связано с высокой стоимостью их подготовки и проведения из-за значительной сложности и энергоемкости технологических процессов, а также большими логистическими издержками. Поэтому значительное увеличение доли научно-исследовательских работ, особенно на начальных этапах создания газогенератора требует организации испытаний с кондиционированной подачей воздуха на его входе непосредственно в условиях моторостроительного предприятия. Вместе с этим необходимо отметить, что такие испытания газогенератора в условиях моторостроительного предприятия представляют собой технологически трудоемкие процессы, которые зачастую характеризуются низкой

степенью автоматизации и высокой долей ручного труда. Например, воспроизведение требуемых рабочих параметров воздуха на входе газогенератора в настоящее время осуществляют за счет многоэтапного совместного изменения режима работы технологического оборудования и положения регулируемых воздушных заслонок, что дополнительно сопряжено с высокой вероятностью возникновения аварийных режимов. Таким образом, обеспечение подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя с минимальными техническими и финансовыми рисками в современных условиях невозможно без автоматизации и представляет собой сложную и актуальную задачу.

**Степень разработанности темы исследования.** Формированию основных методов и способов испытаний газотурбинных двигателей и газогенераторов с имитацией условий эксплуатации, посвящены работы В.М. Акимова, В.И. Бабкина, Г.М. Горбунова, В.А. Григорьева, А.А. Иноземцева, Б.М. Клинского, Н.Д. Кузнецова, В.Я. Левина, В.Н. Леонтьева, Е.Ю. Марчукова, Ю.И. Павлова, Л.С. Скубачевского, В.А. Скибина, Э.Л. Солохина, А.А. Шишкова и др. Проблемы автоматизации таких испытаний рассмотрены в работах В.Г. Августиновича, Р.И. Адгамова, Д.А. Ахмедзянова, М.М. Берхеева, С.Н. Васильева, Ф.Д. Гольберга, О.С. Гуревича, А.А. Шевякова, Г.П. Шибанова и др. Существенный вклад в создание и развитие испытательных комплексов и установок внесли коллективы Национального газотурбинного института (Англия), НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова (Россия), НИЦ им. Льюиса (США), НИЦ им. Ленгли (США), НИЦ им. Арнольда (США), ОДК-Авиадвигатель (Россия), ОДК-Кузнецов (Россия), ОДК-Сатурн (Россия), университета Штутгарта (Германия) и др. Вместе с тем, вопросы проведения испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора на начальных этапах создания и, в частности, вопросы автоматизации таких испытаний, получили недостаточное освещение в специализированной литературе. Например, такие теоретические и прикладные задачи, как математическое и алгоритмическое обеспечение технологического процесса испытаний газогенератора разработаны

менее детально. Решению этих и некоторых других задач посвящена представленная диссертация.

**Цель исследования** заключается в сокращении материальных и временных затрат при создании современного турбореактивного двухконтурного двигателя за счет автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора при проведении его испытаний для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях моторостроительного предприятия.

**Задачи исследования** заключаются в следующем:

1. Рассмотреть основные способы испытаний газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя с имитацией эксплуатационных условий, а также особенности автоматизации испытаний.

2. Разработать комплексную математическую модель технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора и выполнить оценку модели на установившихся и неустойчивых режимах работы.

3. Разработать алгоритмы автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора и выполнить расчетно-экспериментальное исследование алгоритмов в условиях специально созданной установки для полунатурного моделирования.

4. Выполнить апробацию алгоритмов автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора в условиях испытательного стенда моторостроительного предприятия.

**Объект исследования** представляет собой технологический процесс подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора при проведении его испытаний для воспроизведения параметров газового потока на выходе компрессора низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя.

**Предмет исследования** представляет собой математические модели и алгоритмы автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для натурного моделирования работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя.

**Научная новизна исследования** заключается в следующем:

1. Впервые разработана комплексная многопараметрическая математическая модель технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя, отличающаяся комплексным описанием совместной работы газогенератора, технологического двигателя и воздуховода, учитывающее газодинамическое взаимовлияние, что позволяет исследовать особенности технологического процесса на установившихся и неуставившихся режимах работы.

2. Впервые разработаны оригинальные алгоритмы автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя с использованием теории нечеткой логики, отличающиеся комплексным управлением газогенератора, технологического двигателя и воздуховода на основе эталонных математических моделей в режиме реального времени, что позволяет минимизировать количество управляющих воздействий, сократить длительность и трудоемкость испытаний.

**Теоретическая и практическая значимость исследования** заключается в сокращении длительности и трудоемкости испытаний газогенератора путем использования созданных моделей и алгоритмов для автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора в условиях моторостроительного предприятия с минимальными техническими и финансовыми рисками. Оригинальность созданных моделей и алгоритмов подтверждена полученными патентами и свидетельствами. Для обеспечения эффективности исследований была создана высокопроизводительная установка для полунатурного моделирования технологического процесса.

Результаты диссертации нашли практическое применение при создании впервые в отрасли малогабаритной системы имитации параметров полноразмерного двигателя на входе в испытуемый газогенератор от одного технологического двигателя для проведения научно-исследовательских испытаний газогенераторов семейства перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей ПД в ОДК-Авиадвигатель (Россия). Это позволило при минимальных



финансовых и временных затратах по сравнению с другими вариантами испытаний, обеспечить наибольшую оперативность и гибкость проведения доводочных и исследовательских испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14.

**Методология и методы исследования** основаны на применении теории газотурбинных двигателей, автоматического управления, нечеткой логики, методов аналитического, численного и полунатурного моделирования и др.

**Основные положения исследования**, выносимые на защиту, включают:

1. Математическая модель технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя (п. 13, 23, 25 паспорта специальности).

2. Алгоритмы автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя (п. 10, 22 паспорта специальности).

3. Установка полунатурного моделирования для экспериментального исследования алгоритмов автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя (п. 10, 22 паспорта специальности).

**Степень достоверности результатов исследования** обеспечивается применением фундаментальных физических законов механики и термодинамики, непротиворечивостью и высокой воспроизводимостью теоретических результатов, а также хорошим совпадением теоретических результатов с экспериментальными данными, полученными с использованием метрологически аттестованного измерительного оборудования.

**Личный вклад.** Автор сформулировал цель, задачи и обосновал выбор методов исследования, самостоятельно разрабатывал соответствующие математические модели и проводил разработку и исследования алгоритмов автоматизации. Основные результаты получены, обработаны и интерпретированы автором лично.

**Апробация результатов исследования** проводилась на международных, всероссийских и региональных конференциях и семинарах, среди которых: Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации» (г. Пермь, 2014, 2020, 2021), Международный научно-технический конгресс по двигателестроению (г. Москва, 2014), Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века» (г. Москва, 2015), Международная Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении» (г. Москва, 2015), Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям (г. Москва, 2021), II Международная конференция «Математическое моделирование» (г. Москва, 2021), Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (г. Самара, 2021).

Доклады и выступления отмечены дипломами и почетными грамотами, среди которых почетная грамота за первое место на Международной Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении» (г. Москва, 2015), диплом второй степени на Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации» (г. Пермь, 2020).

**Публикации.** Основные положения исследования опубликованы в 24 работах. В их числе 3 в научных изданиях, индексируемых в международной базе цитирования Scopus, 7 в научных изданиях, включенных в перечень ВАК РФ, 4 патента на изобретение и 1 свидетельство регистрации программы ЭВМ. Остальные 9 работ опубликованы в материалах конференций.

**Структура и объем диссертации.** Диссертация включает в себя введение, четыре главы, заключение, список литературы, а также приложения. При этом диссертация содержит 132 страницы, 44 рисунка, 6 таблиц и 3 приложения, а также список литературы содержит 137 наименований.

## ГЛАВА 1. ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОГЕНЕРАТОРА СОВРЕМЕННОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИМИТАЦИЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ

Оценивается роль испытаний с имитацией эксплуатационных условий при создании газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя. Рассматриваются основные способы испытаний с имитацией эксплуатационных условий, а также определяются особенности их автоматизации.

### 1.1. Роль имитации эксплуатационных условий при создании газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя

Создание современного турбореактивного двухконтурного двигателя — это междисциплинарный процесс, основанный на фундаментальных и прикладных исследованиях в области газовой динамики, горения и теплообмена, конструкционной прочности, теории управления, технической диагностики и др. Вместе с тем, это дорогостоящий процесс, где с каждым новым поколением авиационных двигателей, неуклонно растет объем необходимых научно-исследовательских и экспериментальных работ. Общие сроки и стоимость создания турбореактивного двухконтурного двигателя в зависимости от поколений его развития, а также сроки и стоимость научно-исследовательских работ, представлены в Таблице 1.1 [11, 33, 34, 35, 60, 68, 69, 71, 72, 120, 121, 123, 129].

Таблица 1.1

Сроки и стоимость создания турбореактивного двухконтурного двигателя.

Показатели	Поколения развития двигателя			
	II	III	IV	V
Общий срок создания, год	5	6	10	16
Срок проведения НИР, год	1	2	5	9

Показатели	Поколения развития двигателя			
	II	III	IV	V
Общая стоимость создания, млрд долл.	0,300	0,750	1,400	3,500
Стоимость проведения НИР, млрд долл.	0,060	0,070	0,210	2,100

Следует отметить, что уровень параметров и топливная эффективность, достигнутые в современных турбореактивных двухконтурных двигателях, асимптотически приближаются к термодинамическому насыщению. Возможности снижения удельного расхода топлива за счет повышения параметров цикла снижаются, а сложность и стоимость технологий растет. Повышается значение опережающего создания научно-технического задела. Роль опережающего научно-технического задела при создании современных турбореактивных двухконтурных двигателей показана на Рисунке 1.1.

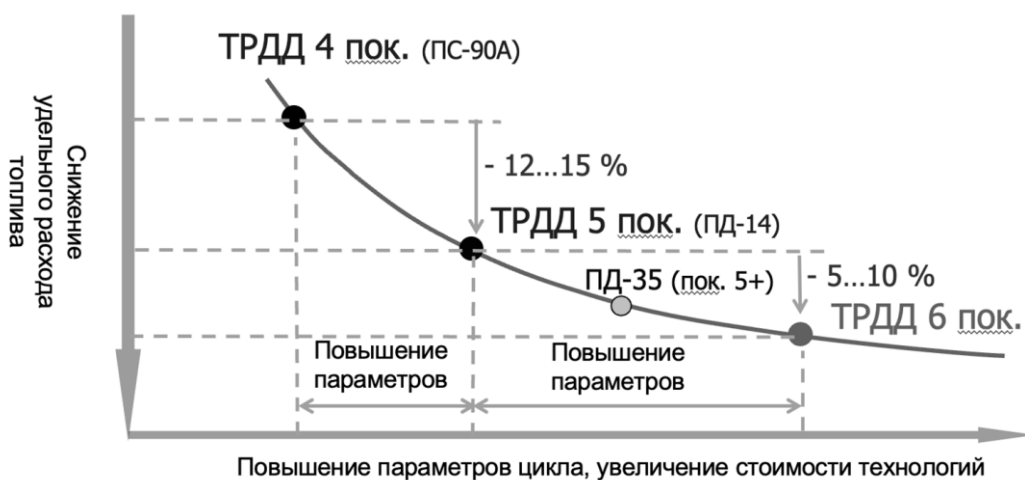


Рисунок 1.1 – Зависимость параметров рабочего процесса и удельного расхода топлива турбореактивного двухконтурного двигателя.

При этом значительная часть технических и финансовых рисков, а также временных затрат, возникающих при создании современных турбореактивных двухконтурных двигателей, связана прежде всего с созданием и доводкой его

газогенератора [11, 33, 34, 35, 120, 121]. Газогенератор турбореактивного двухконтурного двигателя представляет собой контур высокого давления двигателя, состоящий из компрессора, камеры сгорания и турбины. Например, газогенератор турбореактивного двухконтурного двигателя ПС-90А представляет собой тринадцатиступенчатый компрессор высокого давления, комбинированную трубчато-кольцевую камеру сгорания с двенадцатью жаровыми трубами и двухступенчатую турбину высокого давления. Общий вид двигателя ПС-90А показан на Рисунке 1.2 [3, 9, 11, 24, 35, 68, 69, 129].

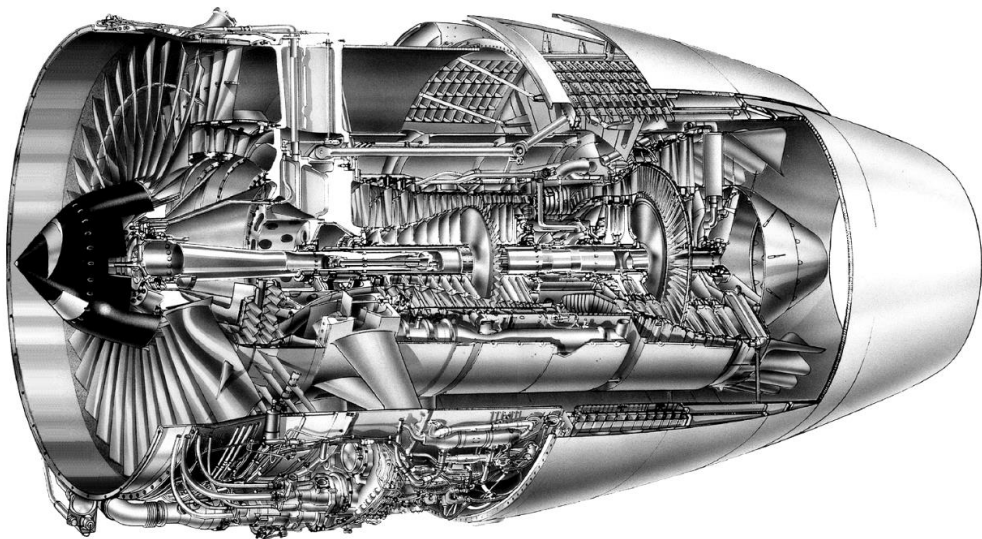


Рисунок 1.2 – Общий вид турбореактивного двухконтурного двигателя ПС-90А.

Газогенератор непосредственно определяет основные параметры и характеристики турбореактивного двухконтурного двигателя и является его наиболее напряженной частью, что касается прочности, теплостойкости, а также эксплуатационной надежности. При этом отмечается неизменный рост основных параметров термодинамического цикла с каждым новым поколением развития турбореактивных двухконтурных двигателей [34, 35, 123]. Суммарная степень повышения давления и температура газа перед турбиной газотурбинного двигателя в зависимости от поколения его развития показана на Рисунке 1.3 [123].

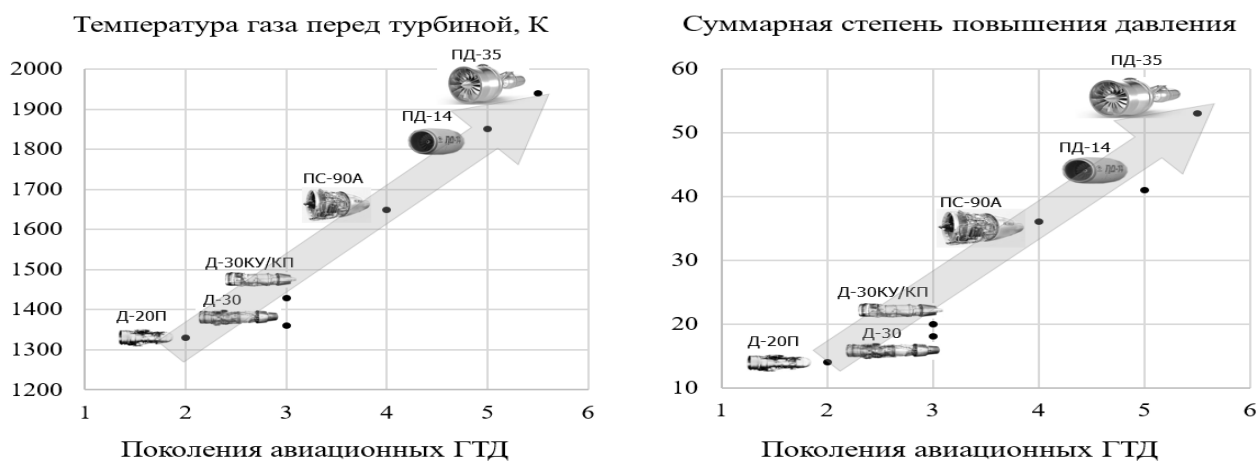


Рисунок 1.3 – Развитие значений параметров рабочего процесса турбореактивного двухконтурного двигателя.

Поэтому в газогенераторе сосредоточены самые инновационные технологии и материалы, используемые при создании турбореактивного двухконтурного двигателя [11, 33, 34, 35, 69, 120]. Это требует проведения значительного объема исследований, например, по определению:

- запасов газодинамической устойчивости компрессора и уточнение программы регулирования направляющих аппаратов компрессора;
- теплового состояния элементов ротора и статора турбины, а также эффективности ее системы охлаждения во всем диапазоне рабочих режимов;
- характеристик прочности с тензометрированием и вибрографированием деталей компрессора во всем диапазоне рабочих режимов;
- эмиссионных характеристик ( $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{NO}_x$  и др.) на выходе из турбины газогенератора во всем диапазоне рабочих режимов;
- работоспособности элементов, узлов и систем газогенератора (в том числе наддува опор, сдувания, эффективности работы воздушных и масляных уплотнений и др.) во всем диапазоне рабочих режимов [3, 6, 11, 13, 33, 34, 46, 60, 71, 72, 87, 124, 137].

Именно поэтому зарубежные и отечественные двигателестроительные компании используют удачно спроектированный газогенератор для создания на его базе семейств двигателей различной тяги (мощности) и назначения. Например,

газогенератор двигателя F101 тягой 133 кН, созданный компанией General Electric (США) стал основой для семейства турбореактивных двухконтурных двигателей CFM56 в классе тяги 82÷152 кН для магистральных самолетов Boeing 737, Airbus A320 и A340, а также основой для семейства турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой F110 в классе тяги 19÷151 кН для истребителей F-14, F-15 и F-16 [69].

Следует отметить, что значительная многомерность, многосвязность, а также нелинейность параметров и характеристик газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя не позволяет при выборе технических решений, особенно на начальных этапах создания, использовать только теоретические представления об изменении параметров в различных условиях эксплуатации или результаты математического моделирования [9, 60, 69, 76, 78, 113, 127, 128]. Например, изменение температуры и давления воздуха на входе газогенератора оказывает значительное влияние на радиальные и осевые зазоры между ротором и статором, что существенно влияет на эффективность компрессора и турбины, а также на изменение расхода воздуха, обеспечивающего охлаждение и приемлемые осевые усилия [3, 6, 11, 34, 71, 72, 87, 93, 103, 122, 124, 125, 129, 137].

Поэтому при отработке новых технических решений требуется проведение испытаний газогенератора в условиях максимально приближенных к эксплуатационным, т.е. с воспроизведением термогазодинамических параметров, имитирующих контур низкого давления двигателя. Такими параметрами, оказывающими влияние не только на рабочий процесс, но и на прочностные и эксплуатационные характеристики, в первую очередь являются температура, давление и расход воздуха на входе газогенератора [9, 69, 76, 78, 93, 113, 127, 128, 129]. При этом дополнительными преимуществами отработки новых технических решений в условиях газогенератора по сравнению с отработкой в условиях полноразмерного двигателя является расширенный диапазон возможных режимов испытаний (за счет изменения положения рабочих линий), существенное увеличение препарирования, а также ускоренное внесение изменений в конструкцию [34].

Таким образом, испытания с имитацией эксплуатационных условий имеют значительную роль при создании газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя. Испытания с имитацией эксплуатационных условий, обеспечивают возможность изучения и анализа рабочих процессов, определение характеристик основных элементов газогенератора, а также возможные средства их улучшения. Это позволяет значительно уменьшить технические и финансовые риски при создании газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя.

## 1.2. Способы испытаний газотурбинных двигателей с имитацией эксплуатационных условий

Испытания с имитацией эксплуатационных условий многогранны и сложны, что объясняется прежде всего сложностью объекта испытания – современный газотурбинный двигатель. Это требует разработки технологических систем и отдельных видов оборудования, которое должно обеспечить требуемые термодинамические параметры на входе в объект испытания. Таким образом, чем сложнее объект испытания и чем больше предполагаемый диапазон режимов его работы, тем выше сложность и трудоемкость таких испытаний. В свою очередь, в зависимости от полноты воспроизведения эксплуатационных условий испытания можно разделить на испытания с полной имитацией эксплуатационных условий и с частичной имитацией эксплуатационных условий [3, 6, 11, 25, 28, 29, 30, 34, 38, 46, 71, 72, 87, 102, 103, 122, 124, 137].

### 1.2.1. Испытания с полной имитацией эксплуатационных условий

Испытания с полной имитацией эксплуатационных условий позволяют обеспечить имитацию термогазодинамических параметров воздуха максимально приближенных к условиям эксплуатации для широкого перечня объектов испытаний различной тяги (мощности) и назначения. Это прежде всего



обеспечивается оборудованием избыточной мощности с возможностью рекомбинации технологического процесса [28, 34, 38, 46, 60, 71, 72, 87, 102, 103, 120, 122, 124, 137]. Принципиальная схема типового процесса испытаний с полной имитацией эксплуатационных условий показана на Рисунке 1.4 [71].

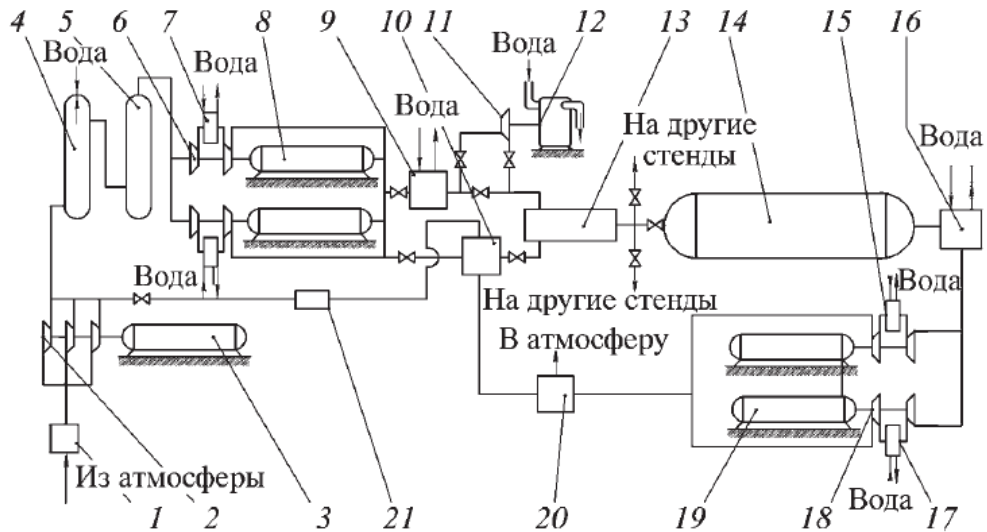


Рисунок 1.4 – Принципиальная схема типового технологического процесса испытаний с полной имитацией эксплуатационных условий.

Воздух забирается из атмосферы через воздухозаборную шахту (1) и направляется к низконапорным компрессорам большой производительности (2). Предварительное сжатие воздуха необходимо для компенсации потерь давления в воздухоочистителе (4) и влагопоглотителе (5).

Очищенный и осушенный воздух сжимается высоконапорными компрессорами (6), между ступенями имеются воздушные теплообменники (7), которые уменьшают требуемую мощность. После сжатия в компрессорах (6) воздух или нагревается в подогревателе (10) с камерой сгорания подогревателя (21) или охлаждается в водовоздушном радиаторе (9) и холодильной турбине (11). При этом развиваемая холодильной турбиной (11) мощность поглощается гидротормозом (12). Подогретый или охлажденный воздух поступает в смеситель (13) и далее на экспериментальный стенд – термобарокамеру (14). После термобарокамеры (14) воздух, содержащий продукты сгорания, охлаждается для

облегчения работы эксгаустерной части установки (18) и выбрасывается в атмосферу через выхлопную шахту (20) [46, 60, 71, 87, 124].

Рассмотренный технологический процесс испытаний обеспечивается сложным, дорогостоящим оборудованием, которое состоит из многофункциональных систем подготовки воздуха, а также систем удаления выхлопных газов. Высокая стоимость и сложность эксплуатации таких систем, обусловлена прежде всего высокой производительностью оборудования с возможностью рекомбинации технологического процесса [28, 46, 60, 71, 72, 87, 102, 103, 122, 124, 137].

1. Термобарокамера представляет собой крупногабаритную емкость цилиндрической формы длиной до 25 м и диаметром до 10 м, а внутри располагается объект испытания. Термобарокамера обеспечивает параметры воздуха в проточной части объекта испытания и статические условия вокруг него, соответствующие эксплуатационным. При этом конструкция термобарокамеры способна выдерживать высокие давления (до 100 МПа) и высокие температуры (до 500 К), а в ее стенках прокладываются коммуникации объекта испытания (топливные, масляные и т.п.), трассы информационно-измерительных систем, смотровые окна и др. Общий вид термобарокамеры НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова показан на Рисунке 1.5 [132].



Рисунок 1.5 – Общий вид термобарокамеры НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова.

В настоящее время распространены две конструкции термобарокамеры, а именно термобарокамера с перегородкой и термобарокамера с присоединенным трубопроводом [28, 46, 60, 71, 72, 87, 102, 103, 122, 124, 137].

Термобарокамера с перегородкой состоит из компрессорного и соплового отсека, которые конструктивно образованы делением термобарокамеры перегородкой. Компрессорный отсек обеспечивает поддержание давления и температуры заторможенного потока на входе в объект испытания в условиях эксплуатации. Соответственно, входная часть объекта испытания находится в компрессорном отсеке термобарокамеры. Например, при испытаниях турбореактивного двухконтурного двигателя, в компрессорном отсеке обеспечиваются давление и температура, соответствующие давлению и температуре заторможенного потока на входе воздухозаборника во время полета. При этом в сопловом отсеке обеспечивается статическое давление, равное барометрическому давлению на имитируемой высоте полета. Общий вид термобарокамеры с перегородкой показан на Рисунке 1.6 [71].

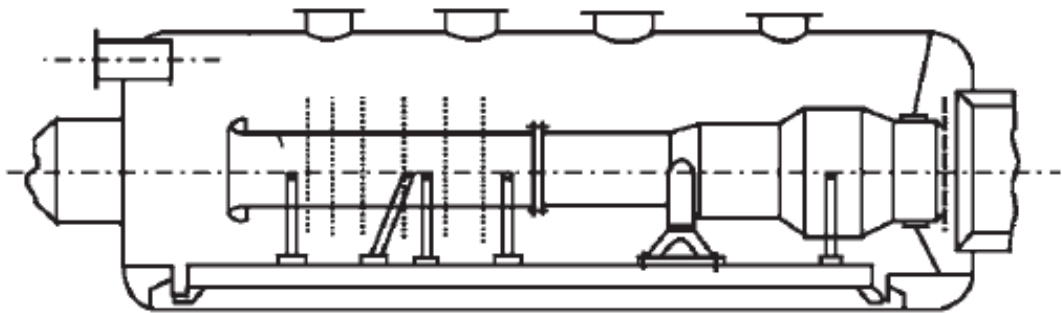


Рисунок 1.6 – Общий вид термобарокамеры с перегородкой.

Дополнительно стоит отметить некоторые конструктивные особенности рассматриваемой термобарокамеры, а именно между перегородкой и объектом испытания выполняется небольшой радиальный зазор. Это обеспечивает свободное перемещение объекта испытания, которое необходимо для измерения силы тяги при помощи динамометрической платформы. При этом на входе термобарокамеры установлен обтекатель, который обеспечивает радиальное

направление потока воздуха перед объектом испытания, что также упрощает измерение силы тяги. В свою очередь, на выходе объекта испытания установлен диффузор, который преобразует кинетическую энергию реактивной струи выхлопных газов в статическое давление, что значительно облегчает условия работы эксгаустеров. Термобарокамера с перегородкой обладает некоторыми недостатками, связанными прежде всего с воздействием воздуха с повышенными параметрами на технологическое и измерительное оборудование, размещенное внутри камеры. Это приводит к снижению точности измерения отдельных параметров в процессе испытания, например, меняется электросопротивление проводов, первичных преобразователей и т.д. Кроме того, из-за большой тепловой инерционности термобарокамеры требуется длительное время для ее выхода на имитируемый режим работы. Поэтому в настоящее время, такая конструкция термобарокамеры применяется редко [28, 46, 60, 71, 72, 87, 102, 103, 122, 124, 137].

Термобарокамера с присоединенным воздухопроводом конструктивно очень схожа с ранее рассмотренной термобарокамерой. Однако, основным отличием является, то, что требуемые условия по температуре и давлению воздуха поддерживаются только на входе в объект испытания. Это обеспечивается через присоединенный воздухопровод на вход объекта испытания. Соответственно, температура воздуха в самой термобарокамере остается постоянной. На выходе объекта испытания создается давление, соответствующее давлению на требуемой высоте полета. Общий вид термобарокамеры с присоединенным воздухопроводом показан на Рисунке 1.7 [71].

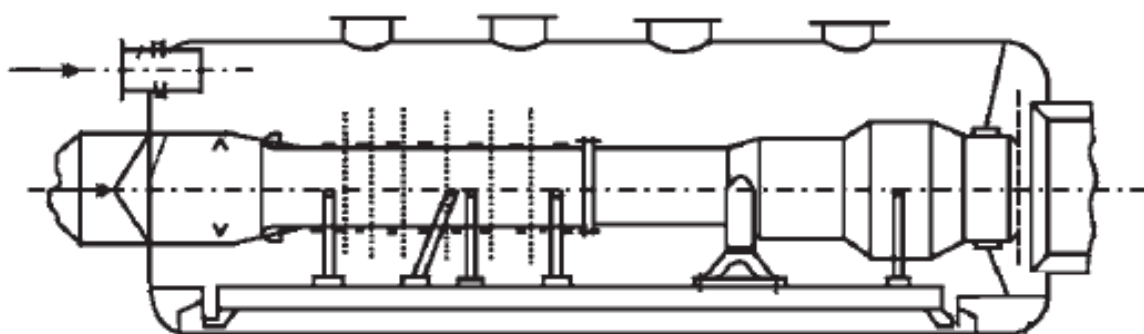


Рисунок 1.7 – Общий вид термобарокамеры с присоединенным воздухопроводом.

Конструкция термобарокамеры с присоединенным воздухопроводом имеет более простую компоновку по сравнению с конструкцией термобарокамеры с перегородкой. Поэтому для термобарокамеры с присоединенным воздухопроводом затраты времени на монтаж объекта испытания меньше. Это прежде всего связано с тем, что отсутствует необходимость в установке перегородки и проведении проверок соосности воздухомерного насадка и лабиринта отверстия перегородки. Дополнительно стоит отметить, что технологическое и измерительное оборудование не подвергается здесь воздействию воздуха с повышенными параметрами [60, 71, 72, 87, 122, 124, 137].

2. Система подогрева воздуха, обеспечивает требуемую температуру воздуха для объекта испытания выше температуры атмосферы. При этом подогрев воздуха осуществляется несколькими способами, где основными отличиями являются возможная максимальная температура подогрева воздуха и стоимость его получения. Наиболее простым является способ подогрева воздуха путем прямого сжигания топлива в потоке, где для этого в воздушном тракте устанавливается камера сгорания. Такой способ обеспечивает, подогрев воздуха до 1600 К. Однако в результате непосредственного сжигания топлива в потоке воздуха уменьшается содержание кислорода и появляются продукты сгорания. Это изменяет физико-химические свойства воздуха на входе в объект испытания и затрудняет проведение испытаний по оценке термодинамических и эмиссионных характеристик [46, 60, 71, 72, 87, 122, 124, 137].

Другим способом, обеспечивающим отсутствие продуктов сгорания в подогреваемом воздухе, является его подогрев при помощи теплообменников различного типа. Такой способ обеспечивает, подогрев воздуха до 1000 К. Однако, при использовании теплообменников кауперного типа, представляющих собой помещения, в которых в определенном порядке установлены заранее разогретые чугунные отливки, может быть обеспечен подогрев воздуха до 1300 К. Например, система подогрева воздуха на стенде Ц-5 НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова обеспечивает подогрев воздуха до 1000 К и потребляет электрическую мощность более 20 МВт [34, 60, 71, 72, 120, 123].

3. Система подачи воздуха, обеспечивает избыточный расход воздуха требуемого давления для объекта испытания. Эта система представляет собой компрессорную станцию, которая состоит из нескольких групп компрессоров, между которыми реализована сложная система перепусков, затворов и клапанов. На компрессорных станциях широкое распространение получили осевые компрессоры производительностью  $70\div 120$  кг/с, группа которых и составляет компрессорную станцию [46, 60, 71, 72, 87, 122, 124, 137]. Например, компрессорная станция многопрофильного испытательного комплекса НИЦ им. Арнольда содержит 2 компрессорных каскада. В свою очередь, первый компрессорный каскад содержит 4 компрессора общей мощностью более 20 МВт, а второй каскад содержит 2 компрессора общей мощностью более 30 МВт [34, 60, 71, 72, 120, 123]. Общий вид компрессорной станции НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова, показан на Рисунке 1.8 [71].



Рисунок 1.8 – Общий вид компрессорной станции НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова.

4. Система охлаждения воздуха, обеспечивает требуемую температуру воздуха для объекта испытания ниже температуры атмосферы. При этом для охлаждения воздуха применяются холодильные установки, которые различаются по принципу работы и схеме подключения. На сегодняшний день широко используются установки для непрерывного охлаждения воздуха в расширительной

турбине. При этом температура воздуха может быть снижена до 200 К. Однако, такие установки являются недостаточно производительными. Также применяются установки с использованием вторичного хладоносителя, например, соляного раствора. Для этого соляной раствор разбрызгивается в потоке охлаждаемого воздуха, который, соприкасаясь с соляным раствором, охлаждается до требуемой температуры. В свою очередь, соляной раствор охлаждается в другой холодильной установке, например, холодильной установке компрессорного типа. При этом влага, выпадающая из охлаждаемого воздуха и переходящая в соляной раствор, выпаривается из раствора в выпарных устройствах, а соляной раствор снова поступает в охладитель [46, 60, 71, 72, 87, 122, 124, 137]. Например, система охлаждения воздуха НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова обеспечивает охлаждение воздуха от 300 К до 250 К при давлении 300 кПа с расходом до 360 кг/с [34, 60, 71, 72, 120, 123].

Для охлаждения воды в большинстве случаев используются градирни. При этом метод охлаждения воды в бассейнах применяется редко из-за больших потребных площадей поверхности воды. Поэтому испытательные комплексы располагают около крупных естественных водоемов. Например, поверхность водоема НИЦ им. Арнольда составляет 2835 га. Общий вид НИЦ им. Арнольда показан на Рисунке 1.9 [60, 71].



Рисунок 1.9 – Общий вид НИЦ им. Арнольда.

5. Система охлаждения и отсоса выхлопных газов предназначена для отсоса выхлопных газов и обеспечения тем самым необходимых полетных условий в термобарокамере. Эта система представляет собой несколько групп компрессоров-эксгаустеров, которые обеспечивают удаление выхлопных газов в атмосферу через выхлопную шахту. При этом регулирование разряжения на выходе из объекта испытания достигается непосредственным регулированием производительности самого эксгаустера с помощью газовых дросселей, установленных на его входе, а также количеством работающих эксгаустеров и технологической схемой их подключения [46, 71, 72, 87, 122, 124, 137].

Значительный вклад в создание и развитие испытательных комплексов и установок внесли коллективы НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова (Россия), НИЦ им. Льюиса (США), НИЦ им. Ленгли (США), НИЦ им. Арнольда (США), Национальный газотурбинный институт (Англия) [34, 60, 71, 72, 121]. Например, НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова располагает испытательными установками для всего перечня инженерных и сертификационных испытаний всех типов газотурбинных двигателей и их узлов и содержит 8 стендов для различных испытаний полноразмерных двигателей и более 50 стендов и установок для испытаний их узлов, и систем. Общий вид НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова показан на Рисунке 1.10 [34, 120, 123, 132].



Рисунок 1.10 – Общий вид НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова.



Таким образом, испытания с полной имитацией эксплуатационных условий позволяют выполнить полный объем научно-исследовательских и сертификационных испытаний. При этом такие испытания имеют сложные системы, дорогостоящее оборудование, требуют больших площадей, а их строительство и эксплуатация связаны со значительными капитальными затратами. Вместе с этим необходимо отметить, что высокая стоимость проведения испытаний, обусловлена в том числе высокими логистическими издержками, которые особенно ярко выражены на начальных этапах создания.

### 1.2.2. Испытания с частичной имитацией эксплуатационных условий

Испытания с частичной имитацией эксплуатационных условий позволяют обеспечить имитацию только нескольких термогазодинамических параметров воздуха максимально приближенных к эксплуатационным условиям для заранее определенного перечня объектов испытаний определенной тяги (мощности) и назначения. Такие испытания в большинстве случаев проводятся непосредственно в условиях моторостроительного предприятия. Это прежде всего обеспечивается выбором наиболее экономичного и доступного средства получения воздуха требуемых термогазодинамических параметров в условиях определенного моторостроительного предприятия. При этом в зависимости от имитируемых термогазодинамических параметров воздуха испытания с частичной имитацией эксплуатационных условий могут быть с подогревом, с наддувом или с подогревом и наддувом воздуха на входе в объект испытания [16, 17, 18, 19, 30, 60, 71, 72, 87, 103, 122, 124].

1. Испытания с подогревом воздуха на входе в объект испытания обеспечивают имитацию эксплуатационных условий, при которых только температура воздуха на входе в объект испытания соответствует требуемым параметрам для заранее определенного перечня объектов испытаний определенной тяги (мощности) и назначения.

В настоящее время существует несколько вариантов технологических процессов проведения испытаний с подогревом воздуха, где источником такого воздуха служит или сам объект испытания или вспомогательный технологический двигатель. Одним из наиболее простых способов проведения таких испытаний является подогрев воздуха с помощью подмешивания струи выхлопных газов непосредственно от самого объекта испытания [19]. Однако, в этом случае не всегда удастся получить одновременно требуемый режим работы объекта испытания и требуемую температуру на его входе. Другим способом подогрева воздуха является его смешивание с выхлопными газами от технологического двигателя или нагрев воздуха в специальной камере сгорания [18]. При этом в случае смешивания воздуха с выхлопными газами изменяются физико-химические свойства воздуха на входе в объект испытания, что затрудняет проведение испытаний, по оценке термодинамических и эмиссионных характеристик. Для исключения этого используют теплообменники, работающие от горячих выхлопных газов технологического двигателя или других источников тепла [46, 71, 122, 124]. Принципиальная схема типового технологического процесса испытаний с частичной имитацией эксплуатационных условий (с подогревом воздуха) показана на Рисунке 1.11 [71].

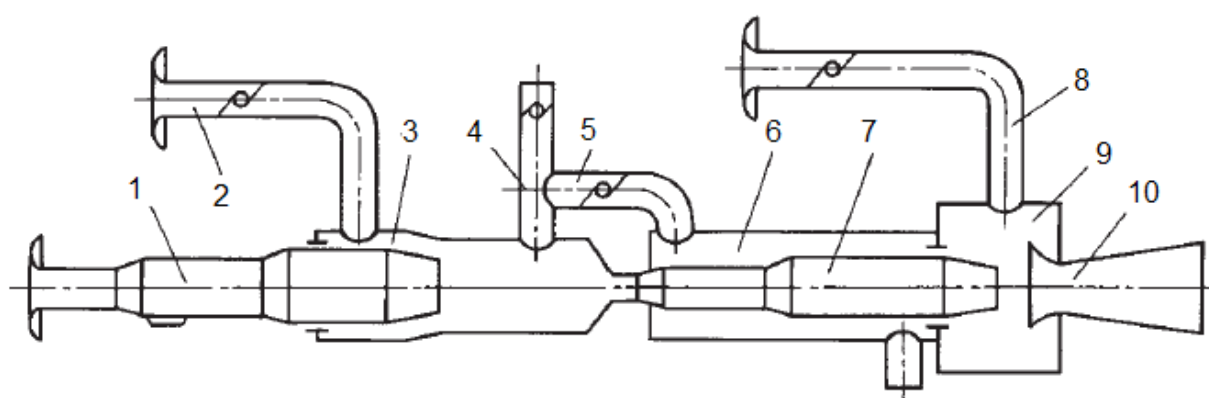


Рисунок 1.11 – Принципиальная схема типового технологического процесса испытаний с частичной имитацией эксплуатационных условий (с подогревом воздуха): 1 – технологический двигатель; 2, 8 – воздухозаборная шахта; 3 –

эжектор; 4, 5 – система перепуска газов; 6 – испытательная камера; 7 – объект испытания; 9 – камера разряжения; 10 – выхлопная шахта.

2. Испытания с наддувом воздуха на входе в объект испытания обеспечивают имитацию эксплуатационных условий, при которых только давление воздуха на входе в объект испытания соответствует требуемым параметрам для заранее определенного перечня объектов испытаний определенной тяги (мощности) и назначения. В настоящее время существует несколько технологических процессов проведения испытаний с наддувом воздуха, где источником воздуха с требуемыми параметрами служит один или несколько технологических двигателей или промышленные воздуходувки. Одним из наиболее распространенных способов испытаний с наддувом воздуха является наддув воздуха с помощью технологического двигателя, представляющего собой серийный турбореактивный двигатель. Давление воздуха на входе в объект испытания обеспечивается от компрессора технологического двигателя по воздуховоду. При этом расход и давление воздуха регулируются перепуском воздуха и изменением режима работы технологического двигателя [46, 71, 122, 124].

3. Испытания с подогревом и наддувом воздуха на входе в объект испытания обеспечивают имитацию термогазодинамических параметров воздуха максимально приближенных к эксплуатационным условиям для строго определенного перечня объектов испытаний определенной тяги (мощности) и назначения в ограниченном диапазоне режимов работы. Технологический процесс испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе в объект испытания является комбинированным вариантом испытаний с подогревом и испытаний с наддувом воздуха. Поэтому источником воздуха с подогревом является технологический двигатель или специальная камера сгорания, а источником воздуха с наддувом является один или несколько технологических двигателей или промышленные воздуходувки. При этом расход, давление и температура воздуха управляются перепуском воздуха, степенью его смешения, а также изменением режима работы технологического оборудования, что представляет собой трудоемкий процесс [46,

71, 122, 124]. Принципиальная схема типового технологического процесса испытаний с частичной имитацией эксплуатационных условий (с наддувом и с подогревом воздуха) представлена на Рисунке 1.12 [71].

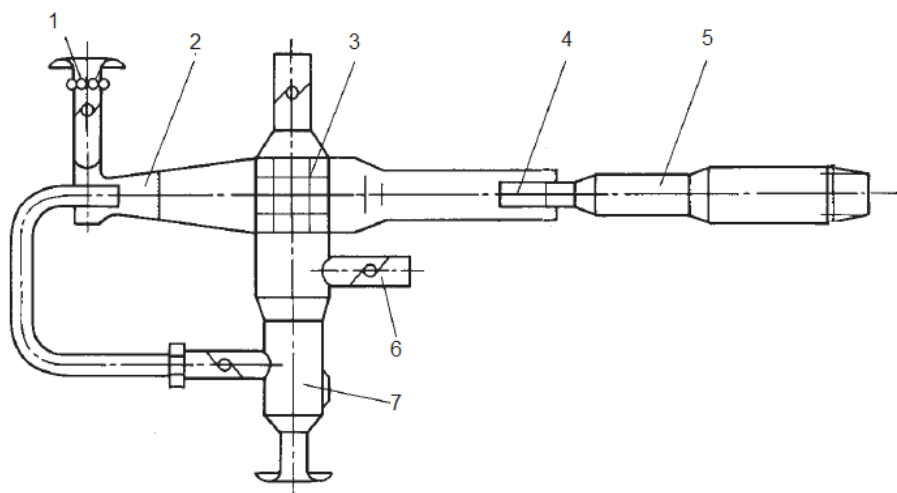


Рисунок 1.12 – Принципиальная схема типового технологического процесса испытаний с частичной имитацией эксплуатационных условий (с наддувом и с подогревом воздуха): 1 – воздухозаборная шахта; 2 – эжектор; 3 – теплообменник; 4 – узел соединения объекта испытания с воздуховодом; 5 – объект испытания; 6 – система перепуска воздуха; 7 – технологический двигатель.

Таким образом, испытания с частичной имитацией эксплуатационных условий не требуют проектирования и изготовления уникальных агрегатов и громоздких вспомогательных технологических систем, что позволяет существенно увеличить долю научно-исследовательских испытаний в условиях моторостроительного предприятия. Значительный вклад в создание и развитие испытательных комплексов и установок внесли коллективы НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова (Россия), ОДК-Авиадвигатель (Россия), ОДК-Кузнецов (Россия), ОДК-Сатурн (Россия), университет Штутгарта (Германия) и др.

### 1.3. Испытания газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя с имитацией эксплуатационных условий

Испытания газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя с имитацией эксплуатационных условий позволяют увеличить долю научно-исследовательских испытаний на начальных этапах его создания. Одним из действенных решений является проведение испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя непосредственно в условиях моторостроительного предприятия. Например, оригинальный технологический процесс испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в условиях моторостроительного предприятия ОДК-Авиадвигатель. Принципиальная схема технологического процесса испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора, представлена на Рисунке 1.13 [107].

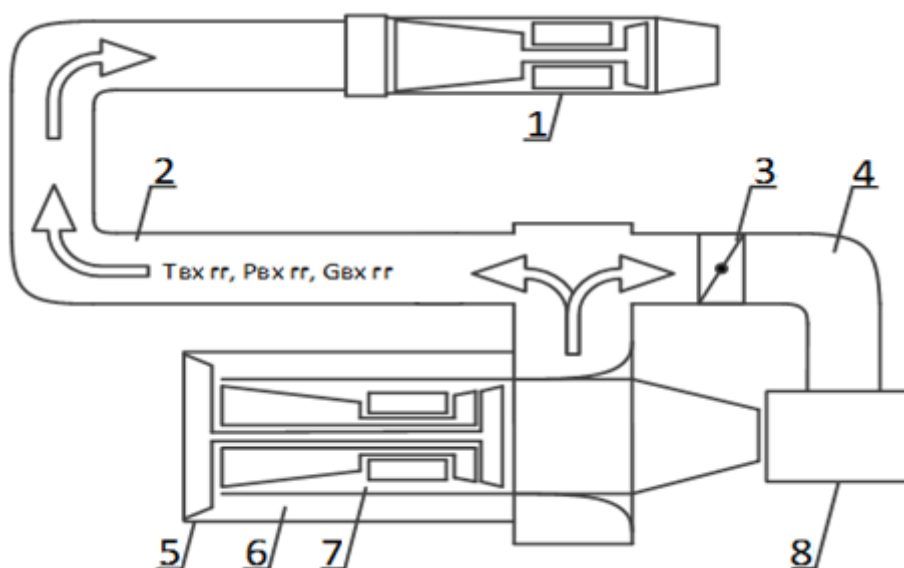


Рисунок 1.13 – Принципиальная схема технологического процесса испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в ОДК-Авиадвигатель.

Технологический процесс испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя содержит испытываемый газогенератор турбореактивного двухконтурного двигателя (1), технологический турбореактивный двухконтурный двигатель (5) без смешения потоков контуров низкого (6) и высокого давления (7), первый воздухопровод (2), второй воздухопровод (4) и регулирующую заслонку (3), а также систему выхлопа (8). При этом контур низкого давления технологического двигателя соединен со входом первого воздухопровода и со входом второго воздухопровода, где выход первого воздухопровода соединен со входом испытываемого газогенератора, а выход второго воздухопровода соединен со стендовой системой выхлопа. В свою очередь, регулируемая заслонка обеспечивает изменение термодинамических параметров потока воздуха (расход, давление и температура), подаваемого на вход испытываемого газогенератора путем регулирования перепуска потока воздуха из второго воздухопровода в стендовую систему выхлопа [107].

Отличительной особенностью испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях моторостроительного предприятия является определение наиболее простого и экономичного источника воздуха для заранее определенного диапазона эксплуатационных условий с учетом особенностей рассматриваемого моторостроительного предприятия. При этом, с одной стороны, требуется обеспечить расширение диапазона эксплуатационных условий газогенератора для всего проектируемого семейства двигателей, а с другой стороны, обеспечить сокращение трудоемкости и стоимости проведения таких испытаний непосредственно в условиях моторостроительного предприятия [34, 71, 72, 92]. Например, результаты сравнения требуемых термодинамических параметров на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 и, соответственно, максимальные параметры на выходе из канала контура низкого давления серийных турбореактивных двухконтурных двигателей разработки ОДК-Авиадвигатель, представлены в Таблице 1.2.

Параметры серийных двигателей разработки ОДК-Авиадвигатель.

Параметры	на входе	на выходе контура низкого давления		
	Газогенератор ПД-14	Двигатель Д-30 сер. 3	Двигатель Д-30 сер. 2	Двигатель Д-30 КУ
Температура, К	362	417	397	370
Давление, кг/см <sup>2</sup>	2,13	2,65	2,28	1,87
Расход, кг/с	54,3	56,5	64,4	191

Таким образом, в качестве технологического двигателя выбран турбореактивный двухконтурный двигатель Д-30 серии 3. Такой выбор обеспечивает наилучшее соответствие параметров воздуха технологического двигателя и требуемых параметров воздуха на входе газогенератора, а также соответствует наименьшим эксплуатационным расходам в условиях рассматриваемого моторостроительного предприятия. Общий вид двигателя Д-30 серии 3, представлена на Рисунке 1.14.

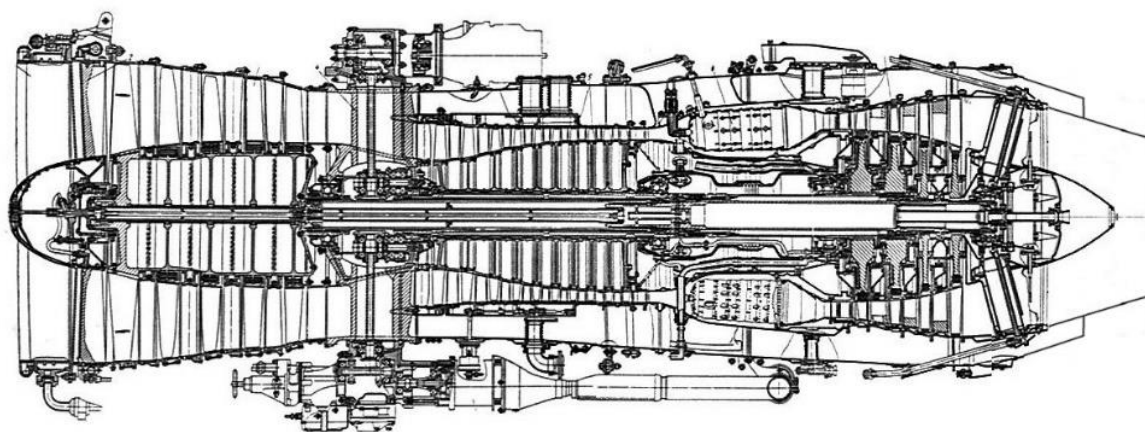


Рисунок 1.14 – Общий вид турбореактивного двухконтурного двигателя Д-30 серии 3.

Однако, параметрические отличия режимов работы, проектируемого турбореактивного двухконтурного двигателя и технологического двигателя, обеспечивают лишь частичное соответствие параметров воздуха внешнего контура

технологического двигателя, требованиям к параметрам на входе в испытуемый газогенератор. Поэтому основным способом имитации работы контура низкого давления, проектируемого турбореактивного двухконтурного двигателя, является совместное изменение режима работы технологического двигателя и положения заслонки перепуска воздуха в стендовую систему выхлопа с учетом значительных линейных размеров испытательного комплекса. Например, протяженность воздухопровода составляет около 30 м, а его диаметр 1 м. Общий вид испытательного комплекса представлен на Рисунке 1.15.

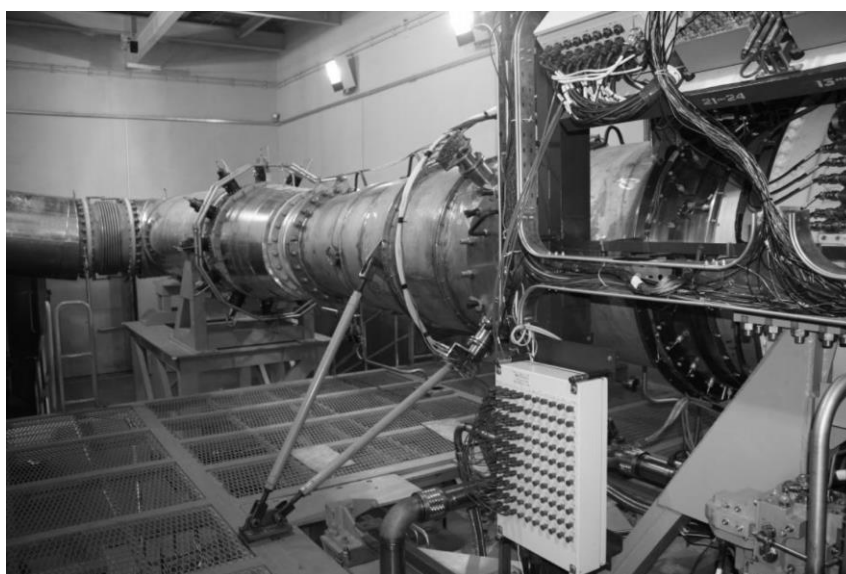


Рисунок 1.15 – Общий вид испытательного комплекса для проведения испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в ОДК-Авиадвигатель.

Вместе с этим необходимо отметить, что управление режима работы технологического двигателя и положения заслонок перепуска воздуха реализуется по ручным командам персонала. В частности, увеличение режима работы газогенератора по точкам дроссельной характеристики осуществляют поочередным увеличением режима работы технологического двигателя и изменением положения заслонок перепуска воздуха с выдержкой параметров на входе в испытуемый газогенератор в течении 5÷10 минут. Таким образом, суммарное время выхода на заданную точку может достигать до 30÷60 минут. Из



этого следует, что технологический процесс имитации работы контура низкого давления носит многоэтапный характер и в большинстве случаев характеризуется низким уровнем автоматизации. Это приводит к значительному увеличению продолжительности настройки различных испытательных режимов работы газогенератора и требует высокой квалификации и слаженной работы персонала при проведении таких испытаний, где общая численность бригады испытателей составляет 10÷15 человек. Общий вид бригады испытателей при испытании с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в ОДК-Авиадвигатель показан на Рисунке 1.16.



Рисунок 1.16 – Общий вид бригады испытателей при испытании с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в ОДК-Авиадвигатель.

При этом многоэтапное совместное изменение режима работы технологического двигателя, положения заслонок перепуска воздуха в стендовую систему выхлопа, а также режима работы газогенератора оказывает существенное влияние на газодинамическую устойчивость технологического двигателя, а в некоторых случаях является причиной его помпажа. Это следствие несогласованного режима работы технологического двигателя и испытываемого газогенератора при переходах с одного испытательного режима на другой. Вместе

с этим необходимо отметить, что потеря газодинамической устойчивости технологического двигателя значительно повышает аварийность всего технологического процесса испытаний. Обобщенная характеристика газодинамической устойчивости технологического двигателя представляет собой зависимость степени повышения давления воздуха в компрессоре ( $\pi_k^*$ ) от приведенного расхода воздуха через него ( $G_{пр}$ ) и представлена на Рисунке 1.17.

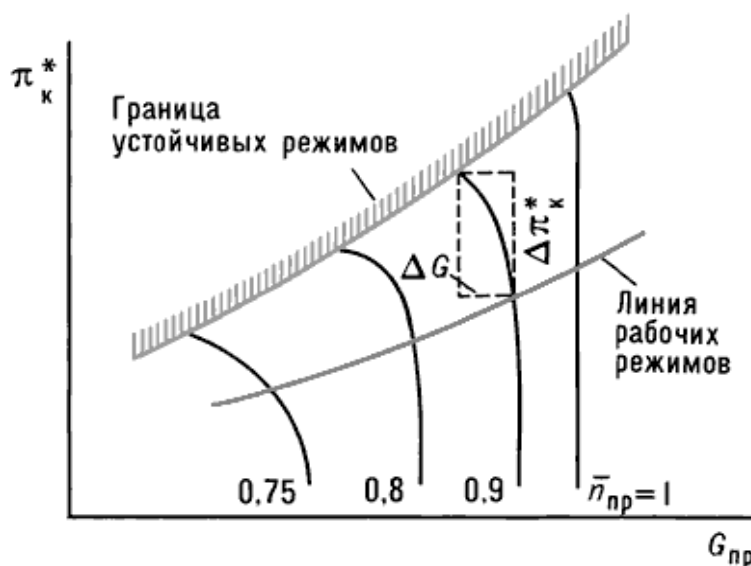


Рисунок 1.17 – Обобщенная характеристика компрессора низкого давления технологического двигателя.

Таким образом, испытания газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя с имитацией эксплуатационных условий представляют собой технологически трудоемкие процессы, которые зачастую характеризуются высокой степенью ручного труда. Поэтому обеспечение подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя с минимальными техническими и финансовыми рисками невозможно без автоматизации, что является сложной и актуальной задачей.

#### 1.4. Автоматизация имитации эксплуатационных условий при испытании газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Анализ технологического процесса испытаний с подогревом и наддувом воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя позволяет выделить характерные этапы, такие как планирование испытаний, подготовка испытаний, проведение испытаний, а также измерение, регистрация, обработка и анализ результатов испытаний. Все перечисленные этапы состоят из сложных и трудоемких информационно-измерительных и управляющих процессов. При этом многие этапы, например, планирование, регистрация, обработка результатов имеют высокую степень теоретической и практической проработки и характеризуются высоким уровнем автоматизации [26, 27, 37, 65, 66, 79, 97, 114, 115].

Однако, этап проведения испытаний с имитацией эксплуатационных условий, а именно управление технологическим оборудованием, характеризуется низким уровнем автоматизации. Это связано с тем, что при формировании и выборе проектных решений необходимо учитывать особенности технологического процесса, а именно многомерность, многосвязность, нелинейность, а также априорную и апостериорную неопределенность, что особенно проявляется при совместной работе технологического двигателя и испытуемого газогенератора. Все это требует дополнительной теоретической и практической проработки и прежде всего вопросов, связанных с математическим и алгоритмическим обеспечением технологического процесса испытаний [50, 100].

##### 1.4.1. Математическое обеспечение испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Математическое обеспечение испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя представляет собой совокупность математических моделей, сопровождающих проведение испытаний. Математическое описание

основывается на некоторой идеализации и является упрощенным описанием исследуемого объекта или процесса. Однако, замена реального объекта, математической моделью, позволяет единообразно описать большую совокупность физических фактов, выполнить их количественный анализ, а также спрогнозировать результаты будущих исследований. Таким образом, математическое описание испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя позволяет определить качественные и количественные особенности рассматриваемого процесса, а также выполнить проверку основных проектных решений автоматизации [45, 133, 136].

Математическое описание может существенным образом различаться по типу уравнений. Принято классифицировать модели по уровню (степени) описания рассматриваемых физических явлений [23, 45, 62, 73, 136].

1. Модель первого уровня представляет собой функциональный оператор в векторной форме без использования уравнений основных физических законов:

$$Y = f(X), \quad (1.1)$$

где  $Y$  – выходная переменная, функция;  $X$  – входная переменная, аргумент.

Широкое распространение получили подходы создания математической модели первого уровня, основанные на идентификации уравнений заданного вида по результатам экспериментальных данных входных и выходных переменных. При этом в зависимости от способа идентификации различают линейные, регрессионные, стохастические и другие математические модели. Поэтому такие модели разрабатываются обычно для решения определенных (частных) задач, возникающих при испытаниях газотурбинной техники. Например, Н.А. Кудрин предлагает математическую модель технологического процесса испытаний газотурбинной техники, где порядок и коэффициенты уравнения определяются с помощью аппроксимации результатов экспериментальных наблюдений переходных процессов разностным уравнением [80]. Автор И.Д. Вершинин представил математическую модель компрессора аэродинамической трубы с помощью дифференциальных и алгебраических уравнений с кусочно-линейными коэффициентами, что представляет собой эмпирическую модель [42]. Таким

образом, изменение характеристик какого-либо элемента, рассматриваемого объекта, потребует изменения практически всего набора коэффициентов модели. Автор О.Д. Лянцев предлагает методику идентификации передаточной функции газогенератора турбореактивного двигателя с использованием кубических сплайнов и метода наименьших квадратов [94]. Дополнительно стоит отметить, что в ряде работ для создания математической модели авторы рассматривают перспективы применения теории нейронных сетей [4, 111].

2. Модель второго уровня представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений, основанных на физических законах. Поэтому такая модель еще может быть названа термодинамической. Например, математическое описание расхода газа через проходное сечение:

$$G = m q(\lambda) F \frac{p^*}{\sqrt{T^*}}, \quad (1.2)$$

где  $G$  – расход газа через сечение;  $F$  – площадь сечения;  $p^*$  – давление заторможенного потока газа;  $T^*$  – температура заторможенного потока газа.

Такие модели позволяют решать широкий круг задач, а именно расчет основных параметров газотурбинной техники на установившихся и переходных режимах работы, в том числе прогнозирование ее параметров в внестатных ситуациях, оценка эффективности алгоритмов и программ управления, а также воспроизведение предстоящих испытаний. Например, В.М. Калниным впервые предложена эффективная нелинейная математическая модель основных элементов ракетных двигателей, разработаны методы исследования и математического моделирования полного цикла эксплуатационных режимов его работы [136]. Г.В. Добрянский и Т.С. Мартянова представили результаты исследований в области разработки математических моделей газотурбинной техники и предложили их общую классификацию в зависимости от требуемой точности моделирования [62]. Ф.Д. Гольберг представил математическую модель турбореактивного двигателя, составленную с помощью нелинейных дифференциальных и алгебраических уравнений, последовательно описывающих работу основных элементов турбореактивного двигателя [45]. Уравнения представляют собой преобразованные уравнения термодинамики, газовой

динамики и механики, записанные в нестационарной форме, что позволяет, при изменении характеристик какого-либо элемента изменить лишь те уравнения модели, которые описывают изменяемый элемент, а точность статических и динамических характеристик технологического процесса, напрямую зависит от точности задания характеристик основных элементов технологического процесса. В.А. Лебсак, З.Г. Пасова, W. Jansen, S.M. Krosel приводят обобщенную математическую модель, описывающую переходные процессы в компрессорных аэродинамических трубах. В этих работах элементы рассматриваемой системы, заменяются эквивалентными элементами, основанными на физических закономерностях и представленные в сосредоточенных параметрах, осредненных по объему рассматриваемого элемента [1, 8, 84, 85, 104].

3. Модель третьего уровня представляет собой систему с распределенными параметрами в пространстве и времени. Соответственно, уравнения модели имеют вид частных производных [23]. Например, такой моделью является модель нестационарного обтекания рабочей лопатки турбины, которое основано на использовании уравнений сохранения массы, сохранения импульса и сохранения энергии в двумерной постановке без учета вязкости и теплопроводности газа, где уравнение сохранения энергии имеет вид:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \text{div}(\rho EC) + \text{div}(pC) = 0. \quad (1.3)$$

Решение системы уравнений моделей третьего уровня при заданных граничных условиях осуществляется посредством замены дифференциалов конечными разностями на расчетной сетке, покрывающей область интегрирования. При этом количество уравнений коррелятивно количеству ячеек расчетной сетки. Очевидно, чем меньше ячейка сетки, тем точнее результаты моделирования и, соответственно, больше время расчета. Вместе с этим необходимо отметить, что несмотря на значительное развитие вычислительной техники, на сегодняшний день моделирование всех узлов газотурбинного двигателя с помощью моделей третьего уровня невозможно. Поэтому существенным свойством моделей второго и третьего уровней является, как правило, использование их при создании моделей первого уровня. Например, при термодинамическом описании процессов в

газотурбинном двигателе используются обобщенные зависимости, а именно расходные характеристики узлов двигателя (компрессора, турбины) [23].

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что на сегодняшний день существует большое множество средств математического моделирования газотурбинной техники пригодных для задач автоматизации. Однако, вопросы разработки комплексной математической модели процесса испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя, содержащей несколько взаимосвязанных объектов газотурбинной техники, требуют дополнительной теоретической и практической проработки, так как вопросы системной автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора пока не нашли промышленного освоения.

#### 1.4.2. Алгоритмическое обеспечение испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.

Алгоритмическое обеспечение испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя представляет собой совокупность алгоритмов, обеспечивающих исполнение большого числа, согласованных между собой технологических и системных операций. Выбор подходов разработки алгоритмов автоматизации основывается на системном анализе и формализации операций технологического процесса с учетом многомерности, многосвязности, нелинейности, а также априорной и апостериорной неопределенности технологического процесса [36, 63, 67, 75, 99, 116, 135, 136].

1. Классические алгоритмы управления основываются на линейных моделях объектов, построенных по некоторым критериям оптимальности. Полученные таким образом алгоритмы являются оптимальными и устойчивыми по отношению к заложенным в их основу моделям реальных технологических процессов – объектов управления и регулирования. Например, регуляторы параметрически оптимизируемые к которым относится ПИД-регулятор и его модификации или регуляторы структурно оптимизируемые, к которым относится модальный

регулятор. Однако, часто методы упрощения и линеаризации, применяемые к нелинейным, динамическим, нечетко определенным объектам, не дают ожидаемых результатов желаемого качества управления реальным технологическим процессом. Поэтому с увеличением структурной и функциональной сложности объекта использование таких подходов оказывается затруднительным [36, 63, 136].

2. Нечеткие алгоритмы управления основываются на теории нечеткой логики и представляют собой практические знания о технологическом процессе в виде некоторой совокупности правил в лингвистической форме. Обобщенная структура нечеткого алгоритма управления показана на Рисунке 1.18.

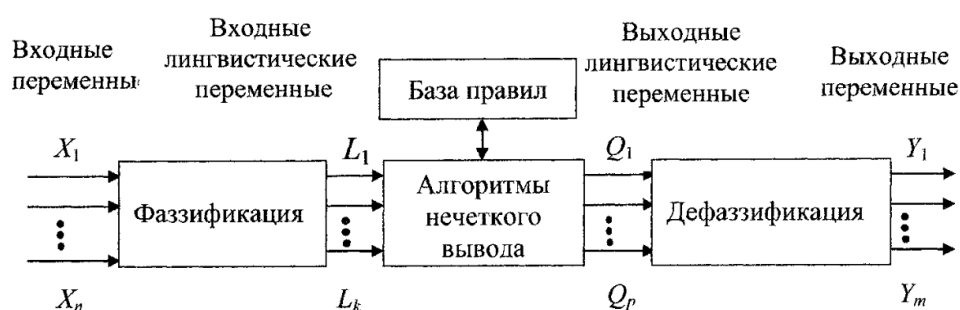


Рисунок 1.18 – Обобщенная структура нечеткого алгоритма управления.

Фаззификация необходима для формирования входных лингвистических переменных на основании детерминированных входных переменных рассматриваемого процесса, где формирование переменных выполняется с использованием функций принадлежности. Соответственно, дефаззификация необходима для формирования детерминированных выходных переменных на основании выходных лингвистических переменных. При этом существует несколько методов формирования выходных переменных, таких как метод центра тяжести (CoG), центр области (CoA), центр максимумов (CoM) и др. Алгоритмы нечеткого вывода необходимы для выбора правила или совокупности правил с наибольшим уровнем истинности по установленным входным лингвистическим переменным из некоторой базы правил для дальнейшего определения результирующей выходной лингвистической переменной [10, 12, 15, 41, 48, 55, 64,



70, 82, 95, 96, 131]. Поэтому применение нечеткого управления может быть наиболее эффективно в тех случаях, когда отсутствует математическая модель технологического процесса или модель является слишком сложной для разработки классических алгоритмов управления. Другим преимуществом нечетких алгоритмов управления является возможность использования практического опыта экспертов [12, 15, 48, 55].

3. Нейросетевые алгоритмы управления основываются на использовании искусственных нейронных сетей, представляющих собой систему соединенных и взаимодействующих между собой простых процессоров (нейронов). Особенностью нейросетевых алгоритмов от классических и нечетких алгоритмов управления является возможность их обучения, которое технически заключается в нахождении коэффициентов связей между нейронами. Поэтому в отличие от нечетких алгоритмов управления, где эксперт должен сформулировать некоторую совокупность правил о технологическом процессе, при использовании нейросетевых алгоритмов управления от эксперта не требуется формулировки правил, а достаточно только обеспечить многократное корректное выполнение технологического процесса. При этом длительный процесс обучения и необходимость большого объема обучающих выборок является основным недостатком данного подхода. В свою очередь, нейросетевые алгоритмы управления обучаются генерировать управляющие воздействия на объект управления, а также обучаются выполнять вспомогательные функции, например, идентификация объекта управления, оперативная настройка коэффициентов ПИД-регулятора и др. [63, 70, 95, 111].

4. Генетические алгоритмы управления основываются на использовании механизмов случайного подбора, комбинирования и вариации искомых параметров, аналогичных естественному отбору в природе. Такой подход используется для идентификации моделей объекта управления, для поиска оптимальных параметров регулятора, а также для определения оптимальных положений функции принадлежности в нечетких алгоритмах управления и для обучения в нейросетевых алгоритмах управления. При этом время поиска

экстремума является очень большим, что не позволяет использовать генетические алгоритмы управления в системах реального времени. Поэтому генетические алгоритмы управления используются как вспомогательные в нечетких и нейросетевых алгоритмах управления [63, 70, 95].

На основании вышеизложенного варианты применения подходов разработки алгоритмического обеспечения в зависимости от особенностей технологического процесса показаны на Рисунке 1.19 [130].

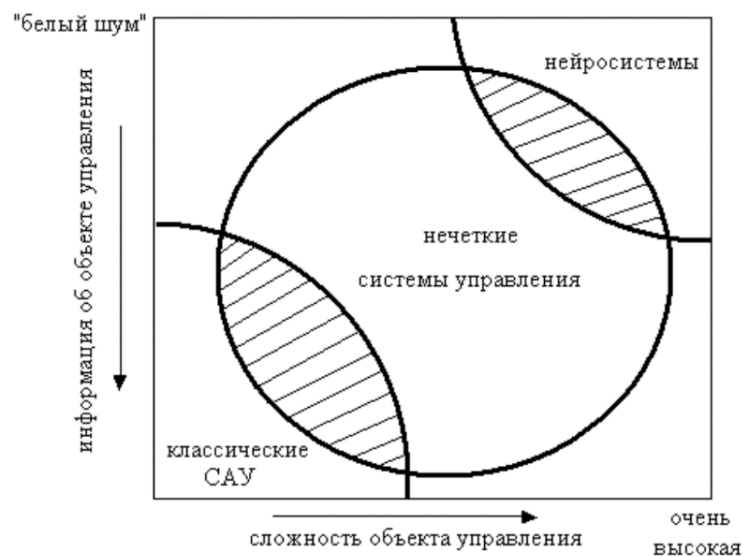


Рисунок 1.19 – Области применения современных подходов разработки алгоритмического обеспечения.

Таким образом, на сегодняшний день существует большое множество подходов разработки алгоритмического обеспечения пригодных для задач автоматизации. Однако, достижение высокой эффективности алгоритмов автоматизации испытаний газогенератора с учетом особенностей технологического процесса возможно, только применяя подходы разработки слабо детерминированных алгоритмов управления. При этом такие подходы требуют дополнительной теоретической и практической проработки, так как вопросы системной автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора пока не нашли промышленного освоения.

### 1.5. Выводы и результаты по главе 1

Показано, что испытания с имитацией эксплуатационных условий имеют значительную роль при создании газогенератора современного турбореактивного двухконтурного двигателя. Такие испытания имитируют работу контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя, что обеспечивает возможность опережающего изучения и анализа рабочих процессов, определение характеристик, а также возможные средства их улучшения на этапе создания двигателя. Это позволяет уменьшить технические и финансовые риски создания газогенератора и двигателя.

Рассмотрены основные способы испытаний с имитацией эксплуатационных условий, которые в зависимости от полноты воспроизведения параметров воздуха на входе в объект испытания можно разделить на испытания с полной и с частичной имитацией эксплуатационных условий. Определено, что испытания с полной имитацией эксплуатационных условий позволяют выполнить полный объем научно-исследовательских и сертификационных испытаний. Однако, такие испытания имеют сложные системы, дорогостоящее оборудование, требуют больших площадей, а их строительство и эксплуатация связаны со значительными капитальными затратами. В свою очередь, испытания с частичной имитацией эксплуатационных условий позволяют выполнить минимальный объем научно-исследовательских испытаний. При этом такие испытания не требуют проектирования и изготовления уникальных агрегатов и громоздких вспомогательных технологических систем, что позволяет существенно увеличить долю научно-исследовательских испытаний на начальных этапах создания в условиях моторостроительного предприятия.

Определено, что одним из действенных решений испытаний газогенератора с частичной имитацией эксплуатационных условий является проведение испытаний с подогревом и наддувом воздуха на его входе в условиях моторостроительного предприятия. Основным способом имитации работы контура низкого давления является совместное изменение режима работы

технологического двигателя и положения заслонок перепуска воздуха в стендовую систему выхлопа с учетом особенностей, обусловленных значительными линейными размерами испытательного комплекса. Отмечено, что технологический процесс подогрева и наддува воздуха носит многоэтапный характер и в большинстве случаев характеризуется низким уровнем автоматизации, что приводит к значительному увеличению продолжительности настройки различных испытательных режимов работы газогенератора, а в некоторых случаях является причиной аварийных режимов всего технологического процесса испытаний.

Определено, что сложность автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора связана с тем, что при формировании и выборе проектных решений необходимо учитывать такие особенности процесса, как многомерность, многосвязность, нелинейность, а также априорную и апостериорную неопределенность, что проявляется при совместной работе технологического двигателя и испытуемого газогенератора. Отмечено, что вопросы, связанные с математическим и алгоритмическим обеспечением технологического процесса подогрева и наддува воздуха, требуют дополнительной теоретической и практической проработки.

## ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ПОДОГРЕВА И НАДДУВА ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассматриваются общие положения разработки математической модели технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя. Определяется структура математической модели рассматриваемого технологического процесса испытаний. Решается задача математического описания модели технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя и его реализации. Выполняется оценка достоверности математической модели.

### 2.1. Основные положения математической модели процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Разработка сложных технических объектов ввиду их значительной сложности и стоимости невозможна без применения их математических моделей [1, 8, 42, 45, 73, 84, 111]. Поэтому испытания газогенератора перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя сопровождаются разработкой большого количества математических моделей различного типа и назначения. Например, термогазодинамические модели газогенератора, технологического двигателя и других элементов рассматриваемого процесса [1, 4, 8, 42, 45, 62, 77, 80, 84, 85, 94, 104, 136].

Однако, для решения задач, связанных с разработкой и эксплуатацией алгоритмов автоматизации испытаний газогенератора перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя на базе моторостроительного предприятия, требуются математическая модель, которая описывает взаимосвязанную работу элементов рассматриваемого процесса. Поэтому помимо

основных свойств характерных для любых математических моделей, а именно точность и адекватность результатов моделирования, рассматриваемая модель должна обладать дополнительными свойствами, важнейшими из которых являются следующие:

1. Динамичность. Это свойство математической модели воспроизводить изменение ее параметров на переходных режимах работы, а именно изменение выходных параметров, вызванное изменением входных параметров во времени. Следовательно, такая модель должна учитывать особенности, определяющие нестационарность рабочих процессов в основных элементах рассматриваемого процесса испытаний, например, нестационарность процессов в газовых и воздушных объемах и др. Поэтому одной из независимых переменных математической модели является время, а уравнения модели, соответственно, содержат производные параметров по времени. Например, изменение режима работы газогенератора из одного установившегося режима работы в другой, требует дополнительной избыточной энергии, по сравнению с той, которая необходима для поддержания промежуточных установившихся режимов.

2. Масштабируемость. Это свойство математической модели взаимодействовать с другими математическими моделями, например, взаимодействие с математическими моделями технологического оборудования или алгоритмических решений в области автоматизации испытаний, а именно модели системы управления газогенератора и технологического двигателя, модель регулятора заслонки и др. При этом стоит отметить, что разработка целостной математической модели, содержащей строго детерминированные (неизменные) параметры ее элементов, оказывается неэффективной при выполнении комбинационных или интеграционных задач.

3. Производительность. Это свойство математической модели определяет возможность ее работы с натурными алгоритмическими решениями в области автоматизации испытаний. Следовательно, воспроизведение рабочих процессов должно выполняться в реальном масштабе времени, где определенные ограничения накладывает программно-аппаратный комплекс, реализующий

рассматриваемую математическую модель, а именно ограничения на время и объем вычислений.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что рассматриваемая математическая модель должна удовлетворять ряду противоречивых требований, а именно модель должна с хорошей точностью отражать все основные динамические процессы, имеющие место при испытании газогенератора и, вместе с тем, быть достаточно простой для анализа и синтеза алгоритмов автоматизации его испытаний. Тогда выполнение достаточно противоречивых требований возможно, только в том случае, если математическая модель учитывает факторы, которые обеспечивают адекватное решение поставленной задачи. Поэтому задачи моделирования очень быстрых и очень медленных физических процессов не рассматриваются в рамках данной работы, например, акустические и упругие колебания конструкции элементов, изменение параметров по мере выработки ресурса и др.

Одним из действенных способов при разработке математической модели является декомпозиция рассматриваемой сложной технической системы. При этом в зависимости от решаемых задач применяются различные способы декомпозиции. Например, функциональная декомпозиция основана на функциональном анализе системы, где признаком деления системы на составляющие (или подсистемы) является общность выполняемых функций. Соответственно, структурная декомпозиция основана на структурном анализе системы, где признаком деления системы на подсистемы является общность связей по одному из типов отношений (связей), например, иерархических, информационных и др. [5, 45, 62, 134].

Поэтому при разработке математической модели испытаний газогенератора перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя с имитацией эксплуатационных условий на базе моторостроительного предприятия для комплексной и фрагментарной оценки взаимодействия элементов системы, применена структурная и функциональная декомпозиция. Соответственно, деление рассматриваемой системы выполняется до получения достаточно простых для математического описания подсистем. При этом взаимодействие полученных

подсистем представляется двунаправленными парными связями, что обеспечивает масштабируемость модели, а также возможность исследования отдельных подсистем технологического процесса.

Таким образом, структура математической модели испытаний газогенератора может быть представлена взаимосвязанной совокупностью подсистем верхнего уровня, которые наиболее полно отражают особенности структуры, рассматриваемой сложной технической системы. Такими подсистемами верхнего уровня являются последовательно соединенные подсистемы: «Технологический двигатель», «Воздуховод с заслонкой» и «Газогенератор». В свою очередь, полученные подсистемы верхнего уровня могут быть представлены взаимосвязанной совокупностью подсистем следующего уровня. Такая многоуровневая декомпозиция выполняется до получения функционально однородных подсистем (или базовых элементов), построенных уже по принципу физического описания происходящих в них процессов [52, 54].

1. Подсистема «Газогенератор» описывает изменение параметров воздуха в основных узлах газогенератора перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя на установившихся и неуставившихся режимах его работы. В свою очередь, рассматриваемая подсистема может быть представлена взаимосвязанной совокупностью базовых элементов, описывающих работу основных узлов газогенератора, таких как компрессор, камера сгорания и турбина [45, 52, 54, 62].

2. Подсистема «Технологический двигатель» описывает изменение параметров воздуха в основных узлах технологического двигателя на установившихся и неуставившихся режимах его работы. Подсистема «Технологический двигатель» наследует принципы структурного построения, используемые при создании подсистемы «Газогенератор» и, помимо этого, включает в себя такие базовые элементы, как воздухозаборник и сопло [52, 53, 54].

3. Подсистема «Воздуховод с заслонкой» описывает изменение параметров воздуха в воздуховоде между газогенератором и технологическим двигателем на установившихся и неуставившихся режимах их работы. Тем самым обеспечивая взаимосвязанную работу подсистем «Газогенератор» и «Технологический



двигатель», что определяет полноту взаимосвязанной работы, рассматриваемой сложной технической системы испытаний газогенератора перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях моторостроительного предприятия. Рассматриваемая подсистема может быть представлена взаимосвязанной совокупностью подсистем, таких как воздухопровод и регулируемая заслонка [52, 53, 54, 62, 84, 91].

Структура математической модели технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя может быть представлена на Рисунке 2.1.

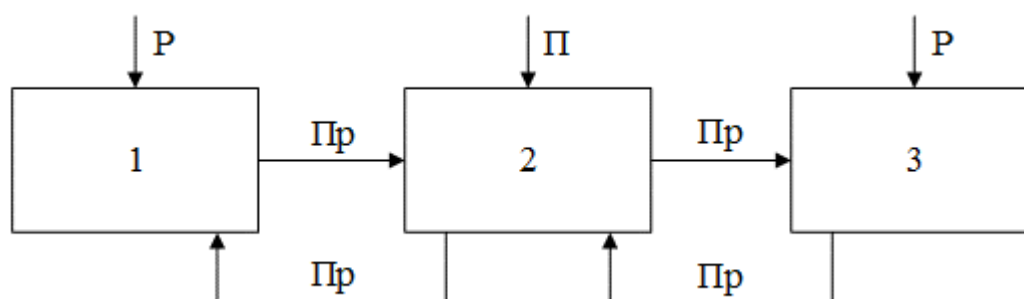


Рисунок 2.1 – Структура математической модели технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя: 1 – подсистема «Технологический двигатель», 2 – подсистема «Воздуховод с заслонкой»; 3 – подсистема «Газогенератор»; P – сигнал управления «Режим работы»; П – сигнал управления «Перепуск воздуха»; Pr – термодинамические параметры потока воздуха.

Таким образом, математическая модель технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя должна описывать основные типы переходных процессов, а именно установление давления, температуры и расхода воздуха. Предложенная структура модели представляет собой многоуровневую взаимосвязанную совокупность элементов рассматриваемого технологического процесса испытаний, которая позволяет выполнить как полную, так и фрагментарную оценку их взаимодействия.

## 2.2. Описание основных элементов процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Математическое описание испытаний наиболее полно может быть представлено в виде трехмерного распределенного процесса, где состояние рабочего тела является функцией времени и пространства. При этом решение соответствующих дифференциальных уравнений в частных производных представляет сложность в вычислительном отношении и является трудоемким. Однако, применительно к задачам анализа алгоритмов автоматизации необходимость в быстром решении и удовлетворительная точность описания динамических процессов превосходят потребность в предельной точности описания установившихся режимов работы. Например, часто требуются решения в режиме реального времени для обеспечения реалистичных средств проверки программного обеспечения решений в области автоматизации.

Поэтому в качестве метода математического описания испытаний газогенератора, обеспечивающего оптимальное соотношение между точностью и трудоемкостью с учетом текущего уровня развития вычислительной техники, предложено использовать метод сосредоточенных параметров. Предложенный метод позволяет описать процессы при помощи обыкновенных дифференциальных уравнений в сосредоточенных параметрах. Это означает, что вместо распределенных по длине рассматриваемого элемента параметров рабочего тела их значения сосредотачиваются, путем осреднения в одной точке, соответствующей выходному сечению рассматриваемого элемента.

Тогда основываясь на научных работах [20, 39, 40, 45, 53, 61, 62, 91, 126], описание базового элемента может быть представлено, некоторым физическим объемом, для которого можно определить вход и выход потока рабочего тела в расчетных сечениях. При этом сделаем допущение, что поток рабочего тела является одномерным. Тогда в расчетном сечении поток рабочего тела полностью определяется термодинамическими параметрами, такими как давление, температура и скорость или массовый расход рабочего тела при известной площади

расчетного сечения [20, 39, 40, 45, 53, 61, 62, 91, 126]. Обобщенная функциональная схема базового элемента представлена на Рисунке 2.2.

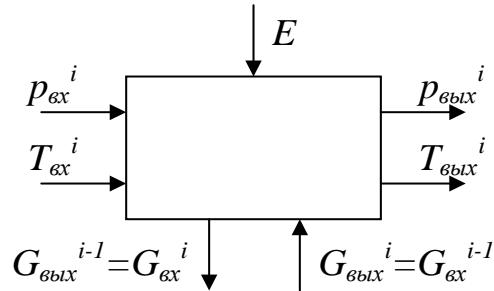


Рисунок 2.2 – Обобщенная функциональная схема  $i$  базового элемента:  $p_{\text{ВХ}}^i, p_{\text{ВЫХ}}^i$  – давление рабочего тела на входе и выходе  $i$  базового элемента;  $T_{\text{ВХ}}^i, T_{\text{ВЫХ}}^i$  – температура рабочего тела на входе и выходе  $i$  базового элемента;  $G_{\text{ВХ}}^i, G_{\text{ВЫХ}}^i$  – массовый расход рабочего тела на входе и выходе  $i$  базового элемента;  $G_{\text{ВЫХ}}^{i-1}, G_{\text{ВХ}}^{i+1}$  – массовый расход рабочего тела на выходе  $i - 1$  и на входе  $i + 1$  базового элемента;  $E$  – подводимая механическая энергия.

Для определения связи между параметрами на входе и выходе базового модуля запишем уравнение для энергии рабочего тела [20, 39, 40, 61]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \frac{\rho v^2}{2} + \rho u \right) = -\nabla \left( \rho \vec{v} \cdot \left( \frac{v^2}{2} + h \right) \right), \quad (2.1)$$

где  $\rho$  – плотность рабочего тела;  $u$  – внутренняя энергия единицы массы рабочего тела;  $h$  – энтальпия единицы массы рабочего тела;  $v$  – скорость рабочего тела.

Интегрируя по всему объему базового модуля, получим

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \left( \frac{\rho v^2}{2} + \rho u \right) dV = - \int \nabla \left( \rho \vec{v} \cdot \left( \frac{v^2}{2} + h \right) \right) dV. \quad (2.2)$$

Выполнив преобразования в интеграл по поверхности, получим

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \left( \frac{\rho v^2}{2} + \rho u \right) dV = - \int \left( \rho \vec{v} \cdot \left( \frac{v^2}{2} + h \right) \right) d\vec{S}. \quad (2.3)$$

Сделаем предположение о том, что отсутствует поток тепла, через поверхность базового элемента [20, 39, 40, 61]. Таким образом, будем считать, что

поверхность базового элемента является адиабатической и рабочее тело входит по нормали к поверхности, тогда

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int \left( \frac{\rho v^2}{2} + \rho u \right) dV = \rho_{\text{ВХ}}^i v_{\text{ВХ}}^i \cdot \left( \frac{v_{\text{ВХ}}^{i2}}{2} + h_{\text{ВХ}}^i \right) S_{\text{ВХ}}^i - \\ - \rho_{\text{ВЫХ}}^i v_{\text{ВЫХ}}^i \cdot \left( \frac{v_{\text{ВЫХ}}^{i2}}{2} + h_{\text{ВЫХ}}^i \right) S_{\text{ВЫХ}}^i, \end{aligned} \quad (2.4)$$

где  $\rho_{\text{ВХ}}^i, \rho_{\text{ВЫХ}}^i$  – плотность рабочего тела на входе и выходе  $i$  базового элемента;  $v_{\text{ВХ}}^i, v_{\text{ВЫХ}}^i$  – скорость рабочего тела на входе и выходе  $i$  базового элемента;  $h_{\text{ВХ}}^i, h_{\text{ВЫХ}}^i$  – энтальпия единицы массы рабочего тела на входе и выходе  $i$  базового элемента;  $S_{\text{ВХ}}^i, S_{\text{ВЫХ}}^i$  – площадь входа и выхода  $i$  базового элемента.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int \left( \frac{\rho v^2}{2} + \rho u \right) dV = \left( \frac{v_{\text{ВХ}}^{i2}}{2} + h_{\text{ВХ}}^i \right) G_{\text{ВХ}}^i - \left( \frac{v_{\text{ВЫХ}}^{i2}}{2} + \right. \\ \left. + h_{\text{ВЫХ}}^i \right) G_{\text{ВЫХ}}^i, \end{aligned} \quad (2.5)$$

где  $G_{\text{ВХ}}^i, G_{\text{ВЫХ}}^i$  – массовый расход рабочего тела на входе и выходе  $i$  базового элемента.

Сделаем предположение о том, что вкладом направленного движения рабочего тела можно пренебречь [20, 39, 40, 61], тогда

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \rho u dV = i_{\text{ВХ}}^i G_{\text{ВХ}}^i - i_{\text{ВЫХ}}^i G_{\text{ВЫХ}}^i, \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} = h_{\text{ВХ}}^i G_{\text{ВХ}}^i - h_{\text{ВЫХ}}^i G_{\text{ВЫХ}}^i, \quad (2.7)$$

где  $U$  – полная внутренняя энергия рабочего тела в рассматриваемом объеме.

Внутренняя энергия идеального газа, отнесенная к единице массы [20, 39]:

$$u = \frac{c_v}{M} T, \quad (2.8)$$

где  $c_v$  – удельная молярная теплоемкость;  $M$  – молярная масса.

Энтальпия идеального газа, отнесенная к единице массы [20, 39, 40, 61]:

$$h = u + \frac{P}{\rho}, \quad (2.9)$$

$$h = \left( \frac{c_v}{M} + \frac{R}{M} \right) T = \frac{c_p}{M} T. \quad (2.10)$$

Изменение массы рабочего тела в рассматриваемом объеме может быть представлено следующим образом:

$$\frac{\partial m}{\partial t} = G_{\text{ВХ}}^i - G_{\text{ВЫХ}}^i, \quad (2.11)$$

где  $m$  – масса рабочего тела в рассматриваемом объеме.

При наличии механической энергии описание базового элемента дополняется основным уравнением динамики вращательного движения твердого тела:

$$J \frac{d\omega}{dt} = M_{\text{Т}} - M_{\text{К}} - M_{\text{агр}}, \quad (2.12)$$

где  $J$  – момент инерции вращающихся масс ротора рассматриваемого контура;  $\omega$  – угловая скорость;  $M_{\text{Т}}$ ,  $M_{\text{К}}$ ,  $M_{\text{агр}}$  – соответственно крутящий момент, развиваемый турбинной, потребляемый компрессором и другими агрегатами рассматриваемого контура.

На основании вышеизложенного рассмотрим математические выражения, описывающие работу подсистем, рассматриваемого процесса испытаний газогенератора, которые являются содержанием отдельных расчетных блоков рассматриваемой математической модели. При этом в основе математического описания отдельных расчетных блоков лежат наработки коллективов ЦИАМ им. П.И. Баранова, ОДК-Авиадвигатель и др. [20, 39, 40, 45, 53, 61, 62, 91, 126].

### 2.2.1. Математическое описание подсистемы «Газогенератор»

В соответствии с ранее определенной структурой и математическим описанием базового элемента, описание узлов газогенератора может быть представлено системой нелинейных уравнений (2.6) – (2.12) и рядом принятых допущений. При этом точность рассматриваемого блока математической модели в значительной степени определяется ее исходными данными, а именно геометрическими размерами и газодинамическими характеристиками узлов, низшей теплотой сгорания топлива и др.

1. Компрессор. Математическое описание этого блока основано на допущении, что газодинамические характеристики компрессора справедливы для статических и динамических режимов его работы.

Характеристики компрессора задаются в виде полиномиальной зависимости приведенного расхода воздуха через компрессор ( $G_{в пр к}$ ) и коэффициента полезного действия компрессора ( $\eta_k^*$ ) от приведенной частоты вращения компрессора ( $n_{пр к}$ ), степени повышения давления компрессора ( $\pi_k^*$ ) и положения направляющего аппарата отдельных ступеней компрессора ( $\varphi_{на к}$ ) и имеют следующий вид [136]:

$$G_{в пр к} = f(n_{пр к}; \pi_k^*; \varphi_{на к}), \quad (2.13)$$

$$\eta_k^* = f(n_{пр к}; G_{в пр к}; \varphi_{на к}). \quad (2.14)$$

Характеристики компрессора строятся для параметров, приведенных к стандартным атмосферным условиям параметров [45, 62, 136]:

$$n_{пр к} = n_k \sqrt{\frac{288.15}{T_{вх}^*}}, \quad (2.15)$$

$$G_{в пр к} = G_{в к} \frac{1.0332}{p_{вх}^*} \sqrt{\frac{T_{вх}^*}{288.15}}, \quad (2.16)$$

где  $n_{пр к}$  – приведенная частота вращения компрессора;  $n_k$  – физическая частота вращения ротора газогенератора;  $T_{вх}^*$  – температура заторможенного потока воздуха на входе в компрессор;  $p_{вх}^*$  – давление заторможенного потока воздуха на входе в компрессор;  $G_{в к}$  – расход воздуха через компрессор.

Входными величинами для расчета газодинамических параметров компрессора являются температура заторможенного потока воздуха на его входе и давление заторможенного потока воздуха на его входе и выходе, а также величины отборов воздуха в компрессоре на охлаждение турбин, утечки и т.д. [45, 62, 136].

$$\pi_k^* = \frac{p_{вк}^*}{p_{вх}^*}, \quad (2.17)$$

$$T_{вк}^* = T_{вх}^* \left[ 1 + \frac{\left( \pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\eta_k^*} \right], \quad (2.18)$$

$$N_k = G_{вк} [i(T_{вк}^*) - i(T_{вх}^*)], \quad (2.19)$$

где  $p_{вк}^*$  – давление заторможенного потока воздуха на выходе из компрессора,  $T_{вк}^*$  – температура заторможенного потока воздуха на выходе из компрессора;  $k$  – показатель адиабаты;  $N_k$  – мощность компрессора.

2. Камера сгорания. Математическое описание этого блока основано на допущении, что камера сгорания может быть представлена пневматической емкостью. При этом энергия, выделяемая при сгорании топлива, может быть представлена подводом тепловой энергии.

Характеристики камеры сгорания задаются в виде полиномиальной зависимости полноты сгорания топлива ( $\eta_{\text{КС}}$ ) от коэффициента избытка воздуха ( $\alpha_{\text{КС}}$ ) [45, 62, 136]:

$$\eta_{\text{КС}} = f(\alpha_{\text{КС}}), \quad (2.20)$$

$$\alpha_{\text{КС}} = \frac{G_{\text{КС}}}{G_{\text{ТОП}} L_0}, \quad (2.21)$$

$$G_{\text{Г КС}} = G_{\text{В К}} - G_{\text{В ОТ}}, \quad (2.22)$$

где  $G_{\text{КС}}$  – расход газа через камеру сгорания;  $G_{\text{ТОП}}$  – расход топлива в камеру сгорания;  $L_0$  – стехиометрический коэффициент;  $G_{\text{ОТ}}$  – расход воздуха, отбираемого от компрессора.

В свою очередь, производные давления и температуры газа на выходе из камеры сгорания, определяются по давлению и температуре воздуха на входе в камеру сгорания, а также по расходу газа через турбину и расходу топлива в камеру сгорания [45, 62, 136]:

$$\frac{dp_{\text{Г КС}}^*}{dt} = \frac{RT_{\text{Г КС}}^*}{V_{\text{КС}}} (G_{\text{Г КС}} + G_{\text{ТОП}}) + \frac{p_{\text{Г КС}}^*}{T_{\text{Г КС}}^*} \frac{dT_{\text{Г КС}}^*}{dt}, \quad (2.23)$$

$$\begin{aligned} \frac{dT_{\text{Г КС}}^*}{dt} = \frac{RT_{\text{Г КС}}^*}{p_{\text{Г КС}}^* V_{\text{КС}} c_p} & \left( c_p G_{\text{Г КС}} T_{\text{В К}}^* + G_{\text{ТОП}} H_u \eta_{\text{КС}} + c_p G_{\text{ТОП}} T_{T_0}^* - \right. \\ & \left. - c_p G_{\text{Г КС}} T_{\text{Г КС}}^* - c_p G_{\text{ТОП}} T_{\text{Г КС}}^* \right), \end{aligned} \quad (2.24)$$

где  $p_{\text{Г КС}}^*$  – давление заторможенного потока газа на выходе из камеры сгорания;  $T_{\text{Г КС}}^*$  – температура заторможенного потока газа на выходе из камеры сгорания;  $V_{\text{КС}}$  – объем камеры сгорания;  $R$  – газовая постоянная;  $c_v$  – удельная теплоемкость в изохорном процессе;  $c_p$  – удельная теплоемкость в изобарном процессе;  $c_p G_{\text{Г КС}} T_{\text{В К}}^*$ ,  $c_p G_{\text{Г КС}} T_{\text{Г КС}}^*$  – энергия, вносимая и выносимая газом из камеры сгорания;  $G_{\text{ТОП}} H_u \eta_{\text{КС}}$  – энергия, выделяющаяся при сгорании топлива;  $c_p G_{\text{ТОП}} T_{T_0}^*$ ,  $c_p G_{\text{ТОП}} T_{\text{Г КС}}^*$  – энергия вносимая топливом при  $T_{T_0}^*$  и необходимая для его нагрева до  $T_{\text{КС}}^*$ .

3. Турбина. Математическое описание этого блока основано на допущении, что смешение газа с воздухом, охлаждающим лопатки турбины, является несущественным и не приводит к уменьшению его температуры. Поэтому в расчетах смешением газа с воздухом можно пренебречь.

Характеристики турбины задаются в виде полиномиальной зависимости приведенного расхода газа через турбину ( $G_{Г\text{ пр }Т}$ ) и коэффициента полезного действия турбины ( $\eta_T^*$ ) от перепада давления газа на турбине ( $\pi_T^*$ ) и приведенной частоты вращения турбины ( $n_{Т\text{ пр}}$ ) [45, 62, 136]:

$$G_{Г\text{ пр }Т} = f(\pi_T^*; n_{Т\text{ пр}}), \quad (2.25)$$

$$\eta_T^* = f(\pi_T^*; n_{Т\text{ пр}}). \quad (2.26)$$

Характеристики турбины строятся для параметров, приведенных к давлению и температуре на входе в турбину [45, 62, 136]:

$$n_{Т\text{ пр}} = n_T \sqrt{\frac{288.15}{T_{Г\text{ КС}}^*}}, \quad (2.27)$$

$$G_{Г\text{ пр }Т} = G_{Г\text{ Т}} \frac{1.0332}{p_{КС}^*} \sqrt{\frac{T_{Г\text{ КС}}^*}{288.15}}, \quad (2.28)$$

где  $G_{Г\text{ Т}}$  – расход газа через турбину.

Входными параметрами для расчета блока турбины являются параметры газа на выходе из блока камеры сгорания и степень понижения давления [45, 62].

$$\pi_T^* = \frac{p_{Г\text{ КС}}^*}{p_{Г\text{ Т}}^*}, \quad (2.29)$$

$$T_{Г\text{ Т}}^* = T_{Г\text{ КС}}^* \left[ 1 - \eta_T^* \left( 1 - \left( \frac{1}{\pi_T^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right) \right], \quad (2.30)$$

$$N_T = G_{Г\text{ Т}} [i(T_{Г\text{ КС}}^*) - i(T_{Г\text{ Т}}^*)], \quad (2.31)$$

где  $p_T^*$  – давление заторможенного потока газа на выходе из турбины;  
 $T_T^*$  – температура заторможенного потока газа на выходе из турбины;  
 $N_T$  – мощность турбины.

4. Динамика ротора. Математическое описание блока основано на допущении, обеспечения согласования мощности, развиваемой турбиной, с мощностью, потребляемой компрессором [45, 62, 136].



$$\frac{dn}{dt} = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{N_T - N_K - N_{отб}}{J_{ГГ} n}, \quad (2.32)$$

где  $N_{отб}$  – мощность, отбираемая на приводные агрегаты;  $J_{ГГ}$  – момент инерции ротора газогенератора.

### 2.2.2. Математическое описание подсистемы «Технологический двигатель»

Математическое описание процессов технологического двигателя, схоже ранее рассмотренному математическому описанию процессов для газогенератора. Это объясняется, прежде всего, функциональным соответствием рассматриваемых подсистем. Однако, отличием является отсутствие механической связи между каскадами. Поэтому особенностью подсистемы технологический двигатель, с точки зрения, моделирования процессов является наличие двух каскадов, связанных между собой только газодинамической связью.

1. Воздухозаборник. Математическое описание этого блока, основано на допущении, что ввиду незначительного влияния набегающего потока воздуха, потерями давления в воздухозаборнике можно пренебречь [45, 62, 136].

$$p_{вх}^* = p_H, \quad (2.33)$$

$$T_{вх}^* = T_H, \quad (2.34)$$

где  $p_{вх}^*$  – давление заторможенного потока воздуха на входе в компрессор;  $T_{вх}^*$  – температура заторможенного потока воздуха на входе в компрессор;  $p_H$  – атмосферное давление воздуха;  $T_H$  – атмосферная температура воздуха.

2. Реактивное сопло. Математическое описание этого блока, основано на допущении, что сопло рассматривается, как участок проточной части, где происходит вычисление расхода газа на его выходе. Входными параметрами для расчета блока реактивное сопло являются параметры газа на выходе из блока турбины [45, 62, 136].

$$p_{Гс}^* = \sigma_c p_{ГТ}^*, \quad (2.35)$$

$$T_{Гс}^* = T_{ГТ}^*, \quad (2.36)$$

где  $p_{\Gamma c}^*$  – давление заторможенного потока газа перед реактивным соплом;  
 $T_{\Gamma c}^*$  – температура заторможенного потока газа перед реактивным соплом;  
 $\sigma_c$  – коэффициент восстановления давления заторможенного потока газа на участке проточной части двигателя от турбины до реактивного сопла [45, 62].

$$\pi_c = \frac{p_{\Gamma c}^*}{p_H}, \quad (2.37)$$

где  $\pi_c$  – перепад давления газа на реактивном сопле.

$$\lambda_c = f(\pi_c^*), \quad (2.38)$$

$$q_c(\lambda_c) = f(\lambda_c), \quad (2.39)$$

$$m_c = \sqrt{\frac{k}{R} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \quad (2.40)$$

$$G_{\Gamma c} = \mu_c \frac{m_c p_{\Gamma c}^* F_c q_c(\lambda_c)}{\sqrt{T_{\Gamma c}^*}}, \quad (2.41)$$

где  $G_{\Gamma c}$  – расход газа через реактивное сопло;  $\mu_c$  – коэффициент, характеризующий расходную характеристику реактивного сопла. При этом данный подход для определения расхода газа через реактивное сопло правомерен только при однородном поле скоростей потока на входе в сопло.

Для обеспечения газодинамической связи рассматриваемой системы технологического двигателя с другими системами математической модели испытаний, сделаем допущение, что выходные параметры блока реактивное сопло контура низкого давления технологического двигателя эквивалентны входным параметрам системы воздуховод. При этом потери давления в переходном канале между контуром низкого давления технологического двигателя и воздуховодом могут быть учтены при помощи соответствующего коэффициента, полученного экспериментальным или расчетным способом.

### 2.2.3. Математическое описание подсистемы «Воздуховод с заслонкой»

В соответствии с ранее определенной структурой и математическим описанием базового элемента, описание подсистемы «Воздуховод с заслонкой»

может быть представлено системой нелинейных уравнений (2.6) – (2.11) и рядом принятых допущений. При этом точность рассматриваемого блока математической модели в значительной степени определяется точностью геометрических размеров проточной части и точностью газодинамических характеристик узлов.

1. Воздуховод. Математическое описание этого блока, основано на том, что время изменения параметров воздуха в отдельных участках воздуховода более чем на два порядка больше времени распространения возмущений давления [39, 61, 84, 85, 90]. Поэтому принимается, что параметры воздуха постоянны в пространстве, но при этом переменны по времени.

Тогда (2.6) – (2.11), записанные в интегральной форме для идеального газа, в соответствии с уравнением Клапейрона, при отсутствии внутри выделенного элемента источников массы и энергии, могут быть преобразованы к виду [61]:

$$\frac{c_v}{M} \frac{\partial}{\partial t} \int \rho T dV = \frac{c_p}{M} T_{\text{ВХ}} G_{\text{ВХ}} - \frac{c_p}{M} T_{\text{ВЫХ}} G_{\text{ВЫХ}}, \quad (2.42)$$

$$\frac{c_v}{R} \frac{\partial}{\partial t} \int p dV = \frac{c_p}{M} T_{\text{ВХ}} G_{\text{ВХ}} - \frac{c_p}{M} T_{\text{ВЫХ}} G_{\text{ВЫХ}}, \quad (2.43)$$

$$\frac{c_v}{R} \frac{\partial}{\partial t} pV = \frac{c_p}{M} T_{\text{ВХ}} G_{\text{ВХ}} - \frac{c_p}{M} T_{\text{ВЫХ}} G_{\text{ВЫХ}}, \quad (2.44)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} p = \frac{kR}{V} (T_{\text{ВХ}} G_{\text{ВХ}} - T_{\text{ВЫХ}} G_{\text{ВЫХ}}), \quad (2.45)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \frac{pV}{RT} M = G_{\text{ВХ}} - G_{\text{ВЫХ}}, \quad (2.46)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} T = \frac{kRT}{pV} (T_{\text{ВХ}} G_{\text{ВХ}} - T_{\text{ВЫХ}} G_{\text{ВЫХ}}) - \frac{RT^2}{pV} (G_{\text{ВХ}} - G_{\text{ВЫХ}}). \quad (2.47)$$

Тогда математическая модель воздуховода может быть представлена пневматической емкостью, заполненной воздухом, движущимся под действием перепада давлений, создаваемого работой газогенератора, технологического двигателя и перепуском воздуха через регулирующую заслонку.

$$\frac{dp_{\text{ВЫХ}}^*}{dt} = \frac{kR}{V} (G_{\text{ВХ}} T_{\text{ВХ}}^* - G_{\text{ВЫХ}} T_{\text{ВЫХ}}^* - G_{\text{Засл}} T_{\text{ВЫХ}}^*), \quad (2.48)$$

$$\begin{aligned} \frac{dT_{\text{ВЫХ}}^*}{dt} = & \frac{kRT_{\text{ВЫХ}}^*}{p_{\text{ВЫХ}}^* V} (G_{\text{ВХ}} T_{\text{ВХ}}^* - G_{\text{ВЫХ}} T_{\text{ВЫХ}}^* - G_{\text{Засл}} T_{\text{ВЫХ}}^*) - \\ & - \frac{RT_{\text{ВЫХ}}^{*2}}{p_{\text{ВЫХ}}^* V} (G_{\text{ВХ}} - G_{\text{ВЫХ}} - G_{\text{Засл}}), \end{aligned} \quad (2.49)$$

где  $p_{\text{ВЫХ}}^*$  – давление заторможенного потока воздуха на выходе воздуховода;  $T_{\text{ВХ}}^*$ ,  $T_{\text{ВЫХ}}^*$  – температура заторможенного потока воздуха на входе и выходе воздуховода;  $V$  – объем воздуховода;  $G_{\text{ВХ}}$ ,  $G_{\text{ВЫХ}}$  – расход воздуха на входе и выходе воздуховода;  $G_{\text{засл}}$  – расход воздуха через регулирующую заслонку.

2. Заслонка. Математическое описание регулирующей заслонки может быть представлено полиномиальной зависимостью расхода воздуха через заслонку ( $G_{\text{засл}}$ ) от перепада давления воздуха на заслонке ( $\pi_{\text{засл}}^*$ ) и процентом ее открытия ( $\varphi_{\text{засл}}$ ) [47, 61]:

$$G_{\text{засл}} = f(\pi_{\text{засл}}^*; \varphi_{\text{засл}}), \quad (2.50)$$

$$\pi_{\text{засл}}^* = \frac{p_{\text{ВЫХ}}^*}{p_{\text{Н}}}. \quad (2.51)$$

Зависимость (2.51) может быть получена методами математического моделирования или с помощью аналитических зависимостей, аппроксимирующих экспериментальные данные. Зависимость физического расхода воздуха через регулирующую заслонку от процента (доли) ее открытия (для различных отношений давления воздуха до и после заслонки) показана на Рисунке 2.3.

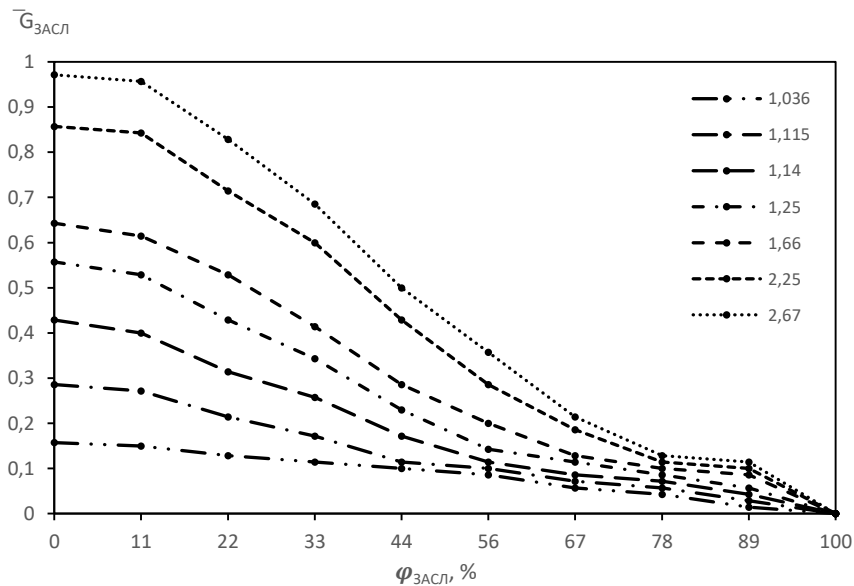


Рисунок 2.3 – Зависимость физического расхода воздуха через регулирующую заслонку от процента ее открытия (для различных отношений давления воздуха).

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что подсистема «Воздуховод с заслонкой» в большей степени отражает инерционные свойства всей рассматриваемой математической модели технологического процесса научно-исследовательских испытаний и обеспечивает двунаправленное взаимодействие подсистем «Газогенератор» и «Технологический двигатель». Это позволяет оценить проявление новых свойств элементов рассматриваемого технологического процесса научно-исследовательских испытаний, обусловленное их конструктивными особенностями, связанными со взаимосвязанной работой компрессоров, соответственно, газогенератора и технологического двигателя.

Таким образом, при разработке математической модели технологического процесса испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя учитываются такие динамические факторы, как инерция вращающихся масс роторов, сжимаемость газов в емкостях, а также зависимость адиабатического коэффициента полезного действия компрессора от его частоты вращения и степени повышения давления воздуха, зависимость полноты сгорания топлива в камере сгорания от коэффициента избытка воздуха и др. При этом полученная математическая модель не позволяет воспроизводить свойства технологического двигателя и газогенератора за границей их устойчивой работы, а точность результатов моделирования определяется точностью заданных характеристик основных элементов математической модели.

### 2.3. Реализация математической модели процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Математическая модель технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя представляет собой систему нелинейных дифференциальных уравнений в обыкновенных производных с переменными коэффициентами и нелинейных алгебраических уравнений. Поэтому для снижения трудоемкости выполнения поправок и изменений в рассматриваемой модели, а также повышения

эффективности составления программы расчета, предложена реализация математической модели, основанная на модульном принципе программирования с использованием программного обеспечения MATLAB Simulink версия 2020b [43], где структурной единицей является программный модуль.

Программный модуль реализован в виде отдельной (автономной) процедуры и представляет собой функционально законченную часть рассматриваемой математической модели, а также алгоритмы для ряда расчетных функций, например, такие как расчеты газодинамических функций, энтальпий, теплоемкостей и др. Помимо программных модулей предметной области используются интерфейсные программные модули, предназначенные для взаимодействия пользователя с математической моделью. Например, определение исходных данных, необходимых для выполнения расчета, таких как основные характеристики узлов газогенератора, технологического двигателя, а также длительность математического моделирования, временной интервал, количество сохраненных точек на графике и др.

Взаимодействие между программными модулями осуществляется комплексирующей программой, которая формирует циклограмму расчета программных модулей, обеспечивает ввод и вывод информации, а также определяет окончание расчета. Обмен информацией между модулями осуществляется через общие массивы информации. Обобщенная блок-схема комплексирующей программы представлена в Приложении А.

Поскольку начальные и граничные условия расчета определены, то дифференциальные уравнения предложенной математической модели определяются однозначно, что позволяет однозначно построить рекуррентную схему ее решения:

$$X_{i+1} = X_i + \left(\frac{dX}{dt}\right)\Delta t, \quad (2.52)$$

$$i = 0, 1, 2, \dots n, \quad (2.53)$$

где  $X_i$ ,  $X_{i+1}$  – вычисляемая величина на текущем и последующем шаге интегрирования;  $n$  – шаг интегрирования;  $\Delta t$  – величина шага интегрирования.

Шаг интегрирования выбирается исходя из устойчивости сходимости к решению. При этом величина шага интегрирования определяется размером минимального объема базового элемента, а именно чем меньше объем, тем меньше требуемая величина шага интегрирования. Поэтому для расчета динамических режимов предложенной математической модели величина шага интегрирования может быть принята равной 0.001 сек.

Предложенная программная реализация математической модели и принятые параметры для ее расчета позволяют выполнить математическое моделирование испытаний газогенератора с требуемой точностью с использованием ПЭВМ с тактовой частотой ЦП 2,3 ГГц, разрядностью ЦП 64 бита, а также объемом ОЗУ 4 Гб.

#### 2.4. Результаты математического моделирования процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Математическое моделирование процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя выполнено для последовательного увеличения режима работы газогенератора от режима малого газа до номинального с выдержкой на основных установившихся режимах работы. Оценка достоверности математической модели выполнена сопоставлением результатов моделирования с экспериментальными данными специализированного испытательного комплекса для проведения исследовательских и доводочных испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в ОДК-Авиадвигатель. Результаты моделирования и экспериментальные данные основных параметров испытательного комплекса, соответствующие всем выбранным рабочим точкам, приведены в Таблице 2.1, где верхнее значение в ячейке соответствует результатам моделирования, а нижнее значение соответствует экспериментальным данным. Индексом «гг» обозначаются параметры газогенератора, индексом «тд» обозначаются параметры технологического двигателя, а «вд» и «нд» – индексы, соответствующие каскадам

высокого и низкого давления. Параметры приведены в относительных значениях, т.е. приведенные значения отнесены к значениям на максимальном режиме.

Таблица 2.1

Результаты моделирования и экспериментальные данные.

Параметр	Рабочая точка						
	1	2	3	4	5	6	7
$\bar{T}_{\text{ВХ ГГ}}$	0.429	0.531	0.602	0.679	0.680	0.766	0.920
	0.420	0.511	0.594	0.667	0.672	0.761	0.920
$\bar{p}_{\text{ВХ ГГ}}$	0.570	0.606	0.633	0.759	0.751	0.807	0.936
	0.566	0.603	0.631	0.756	0.748	0.805	0.937
$\bar{n}_{\text{КВД ГГ}}$	0.680	0.754	0.858	0.895	0.916	0.952	0.989
	0.679	0.752	0.858	0.894	0.916	0.949	0.989
$\bar{G}_{\text{КВД ГГ}}$	0.280	0.337	0.485	0.641	0.700	0.810	0.991
	0.278	0.333	0.487	0.644	0.694	0.804	0.990
$\bar{p}_{\text{КВД ГГ}}$	0.170	0.223	0.383	0.573	0.638	0.769	0.987
	0.170	0.222	0.384	0.571	0.639	0.775	0.985
$\bar{T}_{\text{ТВД ГГ}}$	0.449	0.477	0.605	0.698	0.758	0.849	0.948
	0.450	0.477	0.604	0.696	0.757	0.847	0.947
$\bar{n}_{\text{КНД ТД}}$	0.461	0.540	0.607	0.753	0.753	0.820	0.940
	0.457	0.536	0.606	0.753	0.754	0.821	0.935
$\bar{n}_{\text{КВД ТД}}$	0.761	0.816	0.857	0.919	0.919	0.943	0.990
	0.762	0.817	0.868	0.913	0.914	0.949	0.992
$\bar{G}_{\text{КНД ТД}}$	0.357	0.426	0.503	0.682	0.681	0.776	0.953
	0.364	0.435	0.509	0.690	0.694	0.779	0.944
$\bar{p}_{\text{КНД ТД}}$	0.537	0.578	0.620	0.741	0.742	0.816	0.952
	0.534	0.575	0.619	0.744	0.743	0.813	0.959
$\bar{T}_{\text{КНД ТД}}$	0.816	0.839	0.857	0.903	0.904	0.935	0.982
	0.815	0.836	0.856	0.908	0.909	0.934	0.983
$\bar{\varphi}_{\text{Засл}}$	0.223	0.219	0.108	0.133	0.078	0.060	0.059

Анализ результатов моделирования, показал качественное соответствие кривых, что свидетельствует о соответствии математической модели физическим закономерностям рассматриваемого процесса. Максимальная ошибка на установившихся режимах работы для параметров:  $\bar{n}_{\text{КВД ГГ}}$ ,  $\bar{n}_{\text{КНД ТД}}$ ,  $\bar{n}_{\text{КВД ТД}}$ ,  $\bar{p}_{\text{ВХ ГГ}}$ ,



$\bar{p}_{к\text{ в д г г}}$ ,  $\bar{p}_{к\text{ н д т д}}$  не превышает 3%, а максимальная ошибка на неустановившихся режимах работы не превышает 7%. Однако по ряду параметров:  $\bar{T}_{\text{вх г г}}$ ,  $\bar{T}_{\text{т в д г г}}$ ,  $\bar{T}_{\text{к н д т д}}$  имеет место максимальная ошибка, которая составляет 11÷15%, что связано в большей степени с отсутствием математической модели измерительной системы испытательного комплекса, а именно ее инерционной составляющей. Графики изменения параметров на входе газогенератора представлены на Рисунке 2.4, где результаты моделирования показаны сплошной линией, а результаты эксперимента показаны пунктирной линией.

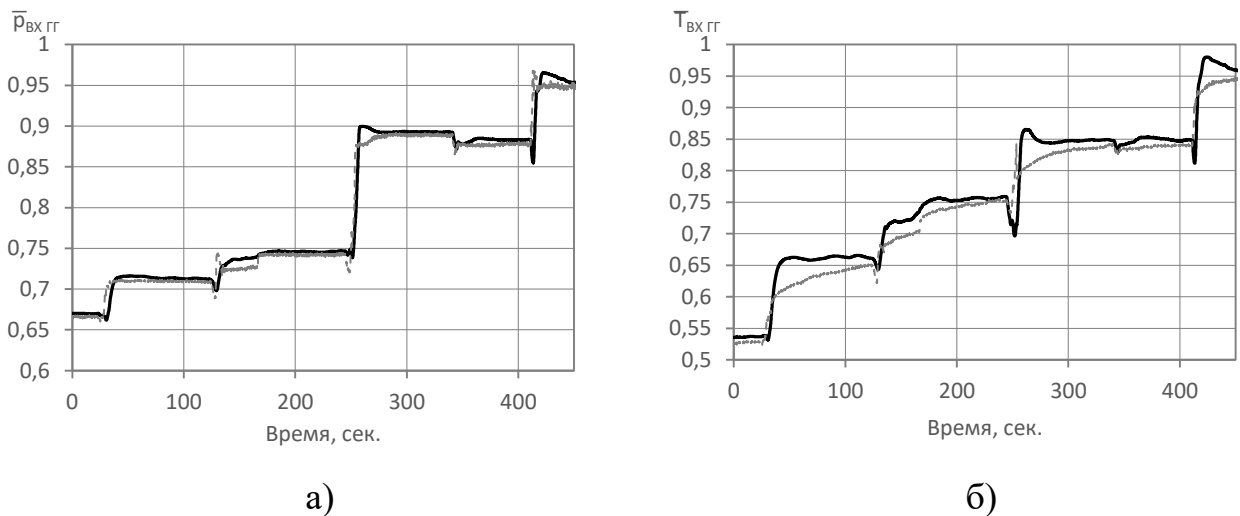


Рисунок 2.4 – Графики изменения параметров технологического процесса испытаний газогенератора: а) давление воздуха на входе газогенератора; б) температура воздуха на входе газогенератора.

Особый интерес представляют результаты моделирования режимов работы специализированного испытательного комплекса, приводящие к возникновению нештатных ситуаций. Например, одним из таких режимов работы является дискретная перекладка поворотных лопаток компрессора высокого давления технологического двигателя из положения «А» в положение «Б». Перекладка поворотных лопаток компрессора высокого давления технологического двигателя сопровождается скачкообразным изменением параметров воздуха по воздухопроводу специализированного испытательного комплекса. Результаты моделирования

дискретной переключки поворотных лопаток компрессора технологического двигателя из положения «А» в положение «Б» показаны на Рисунке 2.5, где изменение положения рабочей точки компрессора показано сплошной линией, границы газодинамической устойчивости показаны пунктирной линией.

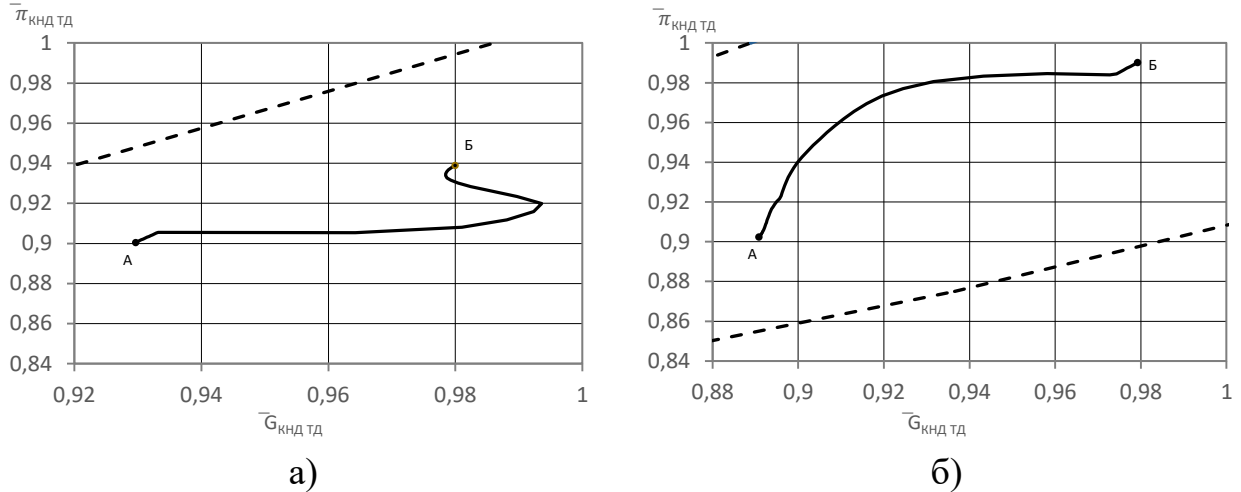


Рисунок 2.5 – График изменения положения рабочей точки компрессора низкого давления технологического двигателя при дискретной переключке поворотных лопаток компрессора высокого давления технологического двигателя: а) из положения «А» в «Б»; б) из положения «Б» в «А».

Анализ результатов моделирования, показал существенную потерю газодинамической устойчивости технологического двигателя более чем на 50 %. Таким образом, при определенных режимах работы газогенератора и технологического двигателя дискретная переключка поворотных лопаток компрессора может привести к полной потере газодинамической устойчивости испытательного комплекса.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что разработанная математическая модель позволяет решать сложные вопросы, связанные с регулированием и отработкой динамических режимов работы, в том числе и анализ возможных нештатных ситуаций. Это может быть использовано для последующего экспериментального исследования алгоритмов автоматизации.

## 2.5. Выводы и результаты по главе 2

Определены основные положения разработки математической модели технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя. Отмечено, что помимо основных свойств характерных для математических моделей, таких как точность и адекватность результатов моделирования, рассматриваемая модель должна обладать дополнительными свойствами, важнейшими из которых являются динамичность, масштабируемость и производительность. Это позволит использовать математическую модель для исследования особенностей технологического процесса испытаний, а также для последующего экспериментального исследования алгоритмов автоматизации.

Сформирована структура комплексной многопараметрической математической модели с использованием двунаправленных парных связей, позволяющая выполнить как полную, так и фрагментарную оценку взаимодействия газогенератора, технологического двигателя и воздуховода. Основу предложенной структуры составляет базовый элемент, который представлен, некоторым физическим объемом для которого определен вход и выход потока рабочего тела в расчетных сечениях, а связь между параметрами на входе и выходе описывается уравнениями сохранения массы и энергии, а в случае наличия механической энергии дополняется уравнением движения.

Представлено математическое описание модели технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в виде системы из более чем ста нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами, а также нелинейных алгебраических уравнений и зависимостей. Математическое описание учитывает такие динамические факторы, как инерция вращающихся масс роторов, сжимаемость газов в емкостях, зависимость адиабатического коэффициента полезного действия компрессора от его частоты вращения и степени сжатия воздуха, зависимость полноты сгорания топлива в камере сгорания от

коэффициента избытка воздуха и др. При этом представленное описание не позволяет воспроизводить свойства технологического двигателя и газогенератора за границей их устойчивой работы, а точность результатов моделирования определяется точностью заданных характеристик основных элементов математической модели. Поэтому предложенное математическое описание позволяет оценить проявление новых свойств совместной работы газогенератора и технологического двигателя, обусловленное конструктивными особенностями, а именно наличием существенных газодинамических связей между компрессорами газогенератора и технологического двигателя.

Выполнена программная реализация математической модели с использованием программного обеспечения MATLAB Simulink. Проведено динамическое моделирование технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора, в том числе возможных нештатных ситуаций. Оценка достоверности математической модели выполнена сопоставлением результатов моделирования с экспериментальными данными специализированного испытательного комплекса для научно-исследовательских испытаний газогенераторов семейства перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей ПД в ОДК-Авиадвигатель (Россия), где максимальная ошибка на установившихся режимах работы для  $\bar{n}_{к\text{ в д г г}}$ ,  $\bar{n}_{к\text{ н д т д}}$ ,  $\bar{n}_{к\text{ в д т д}}$ ,  $\bar{p}_{вх\text{ г г}}$ ,  $\bar{p}_{к\text{ в д г г}}$ ,  $\bar{p}_{к\text{ н д т д}}$  не превышает 3%, а максимальная ошибка на неустановившихся режимах работы не превышает 7%. При этом максимальная ошибка для  $\bar{T}_{вх\text{ г г}}$ ,  $\bar{T}_{т\text{ в д г г}}$ ,  $\bar{T}_{к\text{ н д т д}}$  составляет 11÷15%, что связано в большей степени с отсутствием математической модели измерительной системы испытательного комплекса. Результаты моделирования показали высокую сходимость с экспериментальными данными, что позволяет использовать разработанную математическую модель для последующего экспериментального исследования алгоритмов автоматизации.

### ГЛАВА 3. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПОДОГРЕВА И НАДДУВА ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассматриваются особенности технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя как объекта автоматизации. Предлагаются оригинальные алгоритмы автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя и способ их реализации. Предлагаются оригинальный способ экспериментального исследования алгоритмов автоматизации технологического процесса. Приводятся основные результаты экспериментального исследования алгоритмов автоматизации технологического процесса.

#### 3.1. Основные положения автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Основной целью автоматизации технологического процесса испытаний газогенератора с имитацией эксплуатационных условий является воспроизведение требуемых входных термогазодинамических параметров (по температуре и давлению воздуха), имитирующих работу контура низкого давления, создаваемого турбореактивного двигателя с обеспечением устойчивой работы элементов технологического процесса.

Таким образом, необходимо обеспечить управление четырех переменных состояния технологического процесса испытаний, а именно температура ( $T_{\text{вх гг}}$ ) и давление ( $p_{\text{вх гг}}$ ) воздуха на входе газогенератора, а также степень повышения давления ( $\pi_{\text{к тд}}$ ) и расход ( $G_{\text{к тд}}$ ) воздуха в компрессоре низкого давления технологического двигателя. В свою очередь, управление указанных переменных состояния обеспечивается с помощью всего двух управляющих воздействий, а именно режима работы технологического двигателя ( $\alpha_{\text{руд тд}}$ ) и величины открытия заслонки выхлопа ( $\varphi_{\text{засл}}$ ). При этом внешним возмущающим воздействием

является изменение режима работы газогенератора ( $\alpha_{руд\ гг}$ ), которое оказывает влияние на все четыре регулируемых параметра. Например, увеличение режима работы газогенератора при неизменном состоянии управляющих воздействий приводит к снижению термогазодинамических параметров на его входе, а также к изменению положения рабочей точки на характеристике компрессора низкого давления технологического двигателя. Параметрическая схема технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя представлена на Рисунке 3.1, где сплошными линиями показаны управляющие воздействия, а пунктирными линиями возмущающие воздействия.

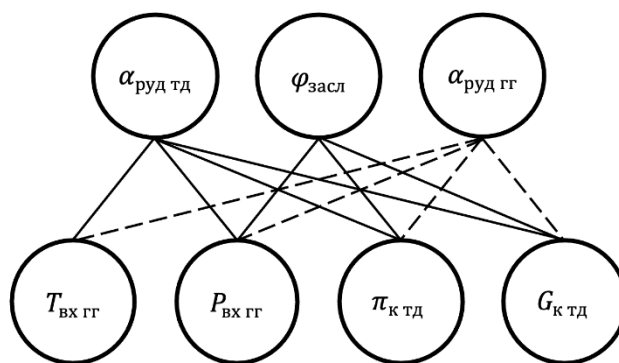


Рисунок 3.1 – Схема взаимосвязности параметров технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.

Тогда для определения основных положений разрабатываемых алгоритмов, предложено выполнить функциональную декомпозицию рассматриваемого процесса по степени влияния управляющих воздействий на основные переменные состояния рассматриваемого процесса с использованием ранее разработанной математической модели. Определено, что изменение режима работы технологического двигателя оказывает равнозначное влияние на изменение температуры и давления воздуха на входе газогенератора. При этом изменение положения заслонки оказывает существенное влияние только на изменение давления воздуха на входе газогенератора [50, 51, 57, 58, 112]. Степень влияния

управляющих и возмущающих воздействий на основные переменные состояния рассматриваемого технологического процесса испытаний представлена в Таблице 3.1, где одинарной стрелкой вверх показано увеличение переменной, двойной стрелкой – существенное увеличение, а стрелками вниз, соответственно, обратная реакция.

Таблица 3.1

Степень взаимосвязанности параметров технологического процесса

Переменные состояния	Управляющие и возмущающие воздействия (увеличение)		
	$\alpha_{\text{руд тд}}$	$\varphi_{\text{засл}}$	$\alpha_{\text{руд гг}}$
$T_{\text{вх гг}}$	↑↑	↓	↓↓
$p_{\text{вх гг}}$	↑↑	↓↓	↓↓
$\pi_{\text{к тд}}$	↑↑	↓↓	↓
$G_{\text{к тд}}$	↑↑	↑	↑

Анализ степени влияния управляющих и возмущающих воздействий на основные переменные состояния технологического процесса испытаний показал, что основным действенным способом имитации температуры воздуха на входе газогенератора является изменение режима работы технологического двигателя, а основным действенным способом имитации давления воздуха на входе газогенератора является изменение перепуска воздуха.

На основании вышеизложенного предложены оригинальные алгоритмы автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя, основанные на использовании эталонных математических моделей элементов рассматриваемого процесса испытаний [110]. В свою очередь, предложенные алгоритмы содержат первую встроенную термогазодинамическую модель (эталонная математическая модель создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя), вторую встроенную термогазодинамическую модель

(эталонная математическая модель технологического двигателя), а также первую программу управления технологическим двигателем и вторую программу управления положением заслонки выхлопа. Входными параметрами являются параметры температуры и давления воздуха на входе создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя и параметры технологического двигателя, характеризующие его газодинамическую устойчивость. При этом выходными параметрами являются только режим работы технологического двигателя и положение заслонки. Функциональная схема алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя представлена на Рисунке 3.2.

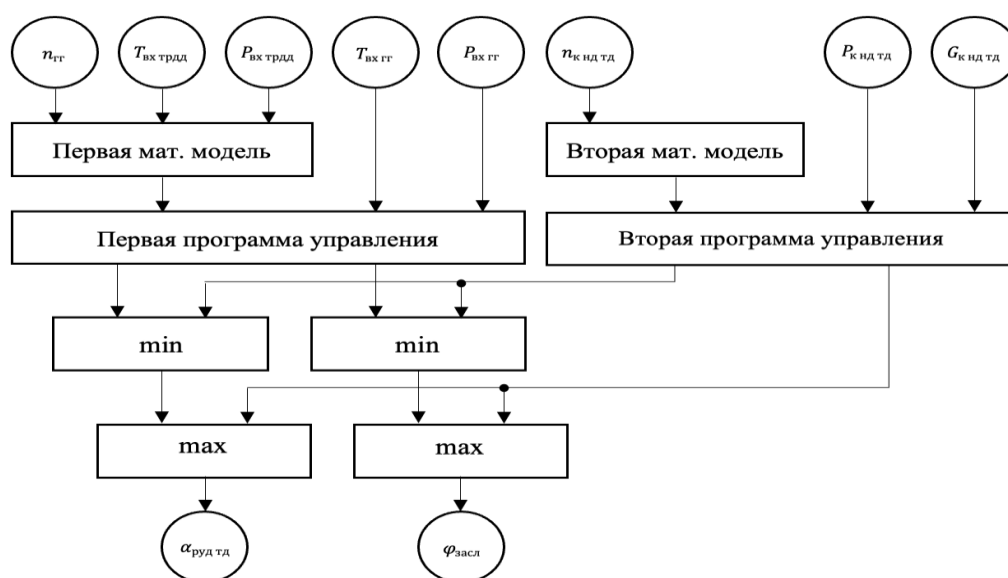


Рисунок 3.2 – Функциональная схема алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.

Первая встроенная термогазодинамическая математическая модель, создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя представляет собой функциональную зависимость требуемой температуры ( $T_{\text{вх гг уст}}$ ) и давления ( $p_{\text{вх гг уст}}$ ) воздуха на входе испытываемого газогенератора от режима работы, создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя, а также значений



температуры ( $T_{\text{вх трдд}}$ ) и давления ( $p_{\text{вх трдд}}$ ) воздуха на его входе. Дополнительно, в качестве режима работы, создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя, предложено использовать частоту вращения ротора, испытываемого газогенератора ( $n_{\text{гг}}$ ), как параметра, наиболее полно отражающего текущий режим работы создаваемого двигателя и обладающего наилучшими точностными характеристиками. Тогда функциональные зависимости параметров воздуха на входе газогенератора определяются в виде:

$$T_{\text{вх гг уст}} = f(n_{\text{гг}}, T_{\text{вх трдд}}, p_{\text{вх трдд}}), \quad (3.1)$$

$$p_{\text{вх гг уст}} = f(n_{\text{гг}}, T_{\text{вх трдд}}, p_{\text{вх трдд}}), \quad (3.2)$$

где  $T_{\text{вх гг уст}}$ ,  $p_{\text{вх гг уст}}$  – требуемые значения температуры и давления воздуха на входе в испытываемый газогенератор;  $n_{\text{гг}}$  – режим работы испытываемого газогенератора;  $T_{\text{вх трдд}}$ ,  $p_{\text{вх трдд}}$  – температура и давление имитируемой атмосферы на входе, создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя.

Вторая встроенная термогазодинамическая математическая модель технологического двигателя представляет собой функциональную зависимость термодинамических параметров, характеризующих границы области устойчивой работы технологического двигателя от режима его работы. При этом параметрами, характеризующими границы области устойчивой работы технологического двигателя, предложено использовать давление воздуха на выходе контура низкого давления технологического двигателя, соответствующие верхней ( $p_{\text{макс тд}}$ ) и соответственно нижней ( $p_{\text{мин тд}}$ ) границе области газодинамической устойчивости, скорректированные на значение давления потока воздуха на входе технологического двигателя ( $P_{\text{вх тд}}$ ) [49, 74, 77, 89]. Дополнительно, в качестве параметра, характеризующего режим работы технологического двигателя, используют частоту вращения ротора компрессора низкого давления ( $n_{\text{к нд тд}}$ ), как параметра, наиболее полно отражающего текущий режим работы технологического двигателя и обладающего наилучшими точностными характеристиками. Тогда давление воздуха на выходе контура низкого давления технологического двигателя, соответствующие верхней ( $p_{\text{макс тд}}$ ) и нижней ( $p_{\text{мин тд}}$ )

границе области газодинамической устойчивости технологического двигателя определяются в виде:

$$p_{\text{макс тд}} = f(n_{\text{к нд тд}}, G_{\text{к нд тд}}, p_{\text{вх тд}}), \quad (3.3)$$

$$p_{\text{мин тд}} = f(n_{\text{к нд тд}}, G_{\text{к нд тд}}, p_{\text{вх тд}}), \quad (3.4)$$

где  $p_{\text{макс тд}}$ ,  $p_{\text{мин тд}}$  – давление воздуха на выходе компрессора низкого давления технологического двигателя, соответствующее верхней и нижней границе газодинамической устойчивости технологического двигателя;  $n_{\text{к нд тд}}$  – частота вращения ротора компрессора низкого давления технологического двигателя;  $G_{\text{к нд тд}}$  – расход воздуха через компрессор низкого давления технологического двигателя;  $p_{\text{вх тд}}$  – давление воздуха на входе технологического двигателя.

Принцип работы предлагаемых алгоритмов заключается в последовательном увеличении режима работы газогенератора, где на каждой точке его дроссельной характеристики воспроизводится режим работы компрессора низкого давления, создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя. Требуемые значения температуры ( $T_{\text{вх гг уст}}$ ) и давления ( $p_{\text{вх гг уст}}$ ) воздуха на входе в испытываемый газогенератор, определяются с использованием первой, встроенной термогазодинамической математической модели по значению измеренной частоты вращения ротора, испытываемого газогенератора ( $n_{\text{гг}}$ ), и по наперед заданным (проектным) значениям температуры ( $T_{\text{вх трдд}}$ ) и давления ( $p_{\text{вх трдд}}$ ) воздуха на входе в создаваемый турбореактивный двухконтурный двигатель. Определение давления воздуха на выходе контура низкого давления технологического двигателя, соответствующее максимальной (помпажной) границе ( $p_{\text{макс тд}}$ ) и давление воздуха на выходе контура низкого давления технологического двигателя, соответствующее минимальной (флатерной) границе ( $p_{\text{мин тд}}$ ), определяют с использованием второй, встроенной термогазодинамической математической модели по измеренной частоте вращения ротора компрессора низкого давления технологического двигателя ( $n_{\text{тд}}$ ). В свою очередь, формирование режима работы технологического двигателя и положения заслонки выхлопа выполняется на основании расчетов по первой и второй программам

управления с учетом фактического газодинамического состояния технологического двигателя.

Таким образом, предложенные алгоритмы автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора обеспечивают автоматизированную имитацию работы контура низкого давления, создаваемого турбореактивного двигателя с сохранением устойчивой работы элементов технологического процесса испытаний при минимальном количестве управляющих воздействий.

### 3.2. Реализация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя на основе теории нечеткой логики

Технологический процесс подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя характеризуется многомерностью и нелинейностью. Это обусловлено тем, что технологический процесс содержит газогенератор, технологический двигатель и воздухопровод, которые представляют собой нелинейные объекты с внутренними перекрестными связями. Дополнительно технологический процесс характеризуется априорной и апостериорной неопределенностью, что характеризуется изменением статических и динамических характеристик газогенератора, технологического двигателя и воздуховода, как в зависимости от режимов совместной работы, так и в зависимости от продолжительности совместной работы. Поэтому одним из действенных способов реализации алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя является применение теории нечеткой логики [10, 12, 15, 41, 48, 55, 64, 82, 95, 96].

Реализация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя на основе теории нечеткой логики включает такие составляющие как фаззификация и

дефаззификация, а также правила нечеткого управления. При этом наибольшую сложность вызывает формирование правил нечеткого управления [12, 15, 48, 55].

Формирование правил нечеткого управления выполняется на основе опыта наиболее квалифицированного персонала и обобщается с использованием теории нечеткой логики [12, 48, 55]. Однако, если рассматриваемый технологический процесс характеризуется существенной многомерностью, многосвязностью, нелинейностью, неопределенностью и является малоизученным, предлагается формирование правил нечеткого управления выполнять на основе его математической модели. Применительно к технологическому процессу подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя его поведение, как объекта автоматизации, в основном определяют теплофизические и газодинамические процессы [15]. Поэтому в качестве исходных данных, образующих уникальную совокупность правил нечеткого управления, необходимо учитывать такие очевидные физические факты:

- увеличение/уменьшение режима работы технологического двигателя повышает/понижает температуру и давление на входе газогенератора;
- увеличение/уменьшение режима работы технологического двигателя изменяет положение рабочей точки на газодинамической характеристике компрессора технологического двигателя;
- увеличение/уменьшение величины открытия заслонки понижает/повышает температуру и давление на входе газогенератора;
- увеличение/уменьшение величины открытия заслонки опускает/поднимает положение рабочей точки на газодинамической характеристике компрессора технологического двигателя.

Необходимо также учитывать и менее очевидные факты, являющиеся результатом математического моделирования рассматриваемого технологического процесса. Перечислим наиболее характерные из них:

- изменение режима технологического двигателя в большей степени влияет на изменение температуры на входе газогенератора, а изменение

величины открытия заслонки оказывает большее влияние на изменение давления на входе газогенератора;

- изменение режима технологического двигателя для регулирования температуры на входе газогенератора необходимо выполнять только после того, как положение рабочей точки технологического двигателя стабилизировалось, т.е. рабочая точка находится внутри зоны регулирования газодинамической характеристики компрессора технологического двигателя в течение заданного времени;
- изменение режима работы технологического двигателя, должно быть, не ниже значения, соответствующего режиму технологического двигателя «Малый газ», и не превышать значения, соответствующего режиму технологического двигателя «Номинальный режим»;
- изменение величины открытия заслонки для регулирования давления на входе газогенератора должно иметь диапазон значительно меньший, чем располагаемый диапазон изменения величины открытия заслонки, где допускается изменение величины открытия заслонки во всем располагаемом диапазоне только при сохранении рабочей точки в границах зоны устойчивых режимов работы технологического двигателя;
- значительное отклонение температуры на входе газогенератора от его заданного значения (т.е. разница превышает в несколько раз порядок точности поддержания параметра) невозможно полностью компенсировать за счет изменения режима работы технологического двигателя, т.к. располагаемого диапазона перепуска рабочего тела недостаточно для сохранения рабочей точки в границах зоны устойчивых режимов работы технологического двигателя;
- критическое приближение рабочей точки к границам зоны устойчивых режимов работы технологического двигателя (т.е. разница соответствует порядку точности поддержания параметра) требует совместных действий всех управляющих воздействий рассматриваемого процесса.

Тогда входными переменными являются следующие переменные, характеризующие состояние, рассматриваемого технологического процесса [15]:

- $Dlt\_T$  – отклонение фактической температуры  $T_{\text{ВХ ГГ}}$  от требуемой  $T_{\text{ВХ ГГ УСТ}}$  (ошибка регулирования по температуре);
- $Dlt\_P$  – отклонение фактического давления  $p_{\text{ВХ ГГ}}$  от требуемого  $p_{\text{ВХ ГГ УСТ}}$  (ошибка регулирования по давлению);
- $Dlt\_OP$  – отклонение фактического положения рабочей точки технологического двигателя от средней линии, рассчитанной относительно заданных границ области устойчивой работы технологического двигателя (ошибка регулирования по положению рабочей точки);
- $Derivative\_OP$  – скорость изменения фактического положения рабочей точки технологического двигателя относительно средней линии, рассчитанной относительно заданных границ области устойчивой работы технологического двигателя (производная по изменению положения рабочей точки);
- $Postition\_BV$  – фактическая величина открытия заслонки;
- $Mode\_TE$  – фактический режим работы технологического двигателя.

Тогда выходными переменными являются следующие управляющие воздействия рассматриваемого технологического процесса [15]:

- $ARUD\_QF$  – медленное увеличение режима работы технологического двигателя;
- $ARUD\_FF$  – быстрое увеличение режима работы технологического двигателя;
- $ARUD\_QB$  – медленное уменьшение режима работы технологического двигателя;
- $ARUD\_FB$  – быстрое уменьшение режима работы технологического двигателя;
- $BV\_OPEN$  – увеличение величины открытия заслонки (открытие);

– *BV\_CLOSE* – уменьшение величины открытия заслонки (закрытие).

Переход от детерминированных переменных к лингвистическим переменным и наоборот выполняется на этапе фаззификации и дефаззификации. При этом с учетом особенностей рассматриваемого процесса предложено использование метода центра максимума, а значения входных и выходных переменных, соответственно, преобразуются с помощью прямоугольных, треугольных или трапециевидных функций принадлежности [12, 15, 55].

В свою очередь, совокупность правил нечеткого управления содержит несколько десятков правил, учитывающих различные аспекты рассматриваемого процесса [15, 55]. Например, особенности управления при полностью закрытой (или открытой) заслонке, а также такие специфические правила, которые связаны с технологией проведения испытаний газогенератора. Основные аспекты имитации эксплуатационных условий газогенератора на основе теории нечеткой логики, представлены в Приложении Б.

Для примера рассмотрим формирование нескольких правил, вносящих существенный вклад в формирование выходных переменных. Правила нечеткого управления представлены в упрощенном виде, без учета дополнительных и специальных условий.

Для входной лингвистической переменной *Dlt\_T* определим термы *Control\_T* и *Req\_Increase\_T*, которые используем в выбранных правилах. Функции принадлежности термов *Control\_T* и *Req\_Increase\_T* показаны на Рисунке 3.3.

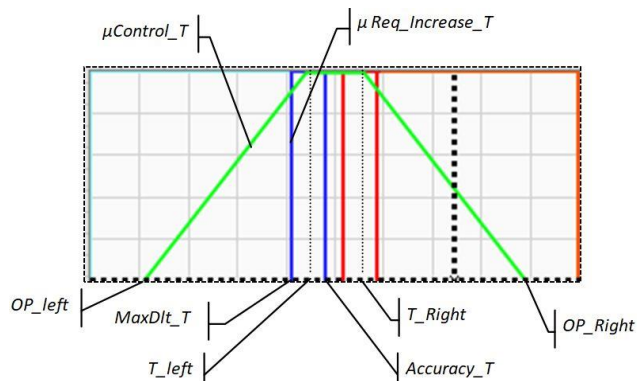


Рисунок 3.3 – Функции принадлежности термов *Control\_T* и *Req\_Increase\_T*.

Терм  $Control\_T$  имеет следующий физический смысл: если отклонение температуры  $Dlt\_T$  находится в заданных границах, то регулируем температуру, иначе регулируем только положение рабочей точки. Поэтому для терма  $Control\_T$  определена следующая функция принадлежности:

$$\mu_{Control\_T}(Dlt\_T) = \left\{ \begin{array}{ll} 0 & Dlt\_T < -OP\_left \\ \frac{OP\_left + Dlt\_T}{OP\_left - T\_left} & -T\_left < Dlt\_T < -OP\_left \\ 1 & -T\_left \leq Dlt\_T \leq T\_right \\ \frac{OP\_right - Dlt\_T}{OP\_right - T\_right} & T\_right < Dlt\_T \leq OP\_right \\ 0 & Dlt\_T > OP\_right \end{array} \right\}, \quad (3.5)$$

где  $T\_left$ ,  $T\_right$  – область регулирования температуры (соответственно, границы слева и справа);  $OP\_left$ ,  $OP\_right$  – область регулирования положения рабочей точки (соответственно, границы слева и справа).

Терм  $Req\_Increase\_T$  имеет следующий физический смысл: если отклонение температуры меньше нижней границы заданной точности управления  $Accuracy\_T$ , то температуру требуется повысить. Поэтому для терма  $Req\_Increase\_T$  определена следующая функция принадлежности:

$$\mu_{Req\_Increase\_T}(Dlt\_T) = \left\{ \begin{array}{ll} 0 & Dlt\_T < -MaxDlt\_T \\ 1 & -MaxDlt\_T \leq Dlt\_T \leq -Accuracy\_T \\ 0 & Dlt\_T > -Accuracy\_T \end{array} \right\}, \quad (3.6)$$

где  $MaxDlt\_T$  – максимально возможное отклонение температуры;  $Accuracy\_T$  – заданная точность регулирования температуры.

Терм  $Req\_Decrease\_OP$  имеет следующий физический смысл: если отклонение положения рабочей точки  $Dlt\_OP$  выше верхней границы области нечувствительности, то требуется понизить положение рабочей точки.

Для терма  $Req\_Decrease\_OP$  определена следующая функция принадлежности:



$$\mu_{Req\_Decrease\_OP}(Dlt\_OP) = \begin{cases} 0 & Dlt\_OP < Upper\_Lime \\ 1 & Dlt\_OP \geq Upper\_Lime \end{cases} \quad (3.7)$$

где  $Upper\_Lime$  – верхняя граница области нечувствительности при регулировании положения рабочей точки, которая рассчитывается динамически относительно средней линии. Функция принадлежности терма  $Req\_Decrease\_OP$ , представлена на Рисунке 3.4.

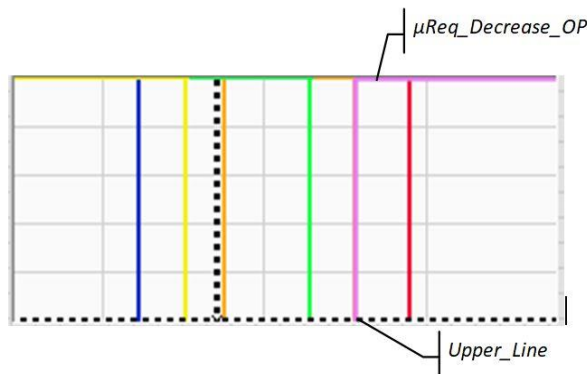


Рисунок 3.4 – Функция принадлежности терма  $Req\_Decrease\_OP$ .

Для лингвистической переменной  $Derivate\_OP$  определим терм  $Fast\_Fall\_OP$ , который используется в выбранных правилах. Принадлежность переменной  $Derivate\_OP$  нечеткому множеству  $Fast\_Fall\_OP$  означает, что скорость изменения (производная) положения рабочей точки меньше допустимой величины. Также стоит отметить, что использование переменной, характеризующей скорость изменения фактического положения рабочей точки технологического двигателя, является аналогом дифференциальной составляющей в классической теории управления.

Для терма  $Fast\_Fall\_OP$  определена следующая функция принадлежности:

$$\mu_{Fast\_Fall\_OP}(Derivate\_OP) = \begin{cases} 0 & Derivate\_OP > Zone\_Fall \\ 1 & Derivate\_OP \leq Zone\_Fall \end{cases} \quad (3.8)$$

где  $Zone\_Fall$  – граница чувствительности регулятора к скорости изменения положения рабочей точки. Функция принадлежности терма  $Fast\_Fall\_OP$  представлена на Рисунке 3.5.

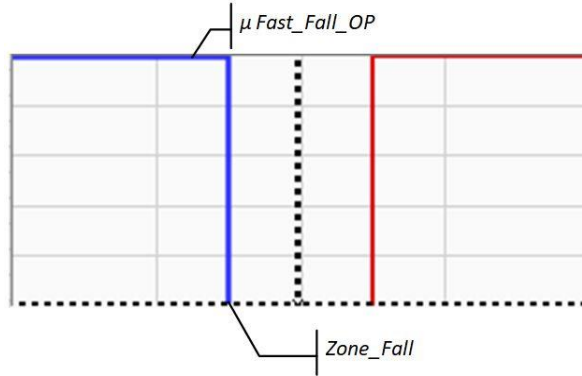


Рисунок 3.5 – Функция принадлежности терма  $Fast\_Fall\_OP$ .

Вместе с этим необходимо отметить, что управляющие воздействия, рассматриваемого процесса, представляют собой дискретные сигналы, соответственно функции принадлежности для выходных термов будут иметь сигмоидальную форму.

Для терма  $RUD\_QF$  определена следующая функция принадлежности:

$$\mu_{RUD\_QF}(RUD) = \begin{cases} 0 & RUD \neq 1 \\ -1 & RUD = 1 \end{cases} \quad (3.9)$$

Для терма  $BV\_OPEN$  определена следующая функция принадлежности:

$$\mu_{BV\_OPEN}(BV) = \begin{cases} 0 & BV \neq 1 \\ -1 & BV = 1 \end{cases} \quad (3.10)$$

Тогда на основании вышеизложенного, физический смысл приведенных правил можно сформулировать следующим образом:

- если требуется повысить температуру на входе газогенератора, при этом отклонение температуры от заданной не превышает допустимой величины, а положение рабочей точки технологического двигателя не требует ее снижения, то увеличиваем режим работы технологического двигателя;
- если требуется понизить положение рабочей точки, при этом отклонение температуры от заданной не превышает допустимой величины, а скорость

снижения рабочей точки технологического двигателя не меньше заданной, то увеличиваем величину открытия заслонки.

Соответственно, программную реализацию правил можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} & \text{IF } (Dlt\_T \text{ is } Req\_Increase\_T) \text{ AND } (Dlt\_T \text{ is } Control\_T) \\ & \text{AND } (Dlt\_OP \text{ is not } Req\_Decrease\_OP) \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\begin{aligned} & \text{THEN } RUD \text{ is } RUD\_QF, \\ & \text{IF } (Dlt\_OP \text{ is } Req\_Decrease\_OP) \text{ AND} \\ & (Dlt\_T \text{ is } Control\_T) \text{ AND} \\ & (Derivate\_OP \text{ is not } Fast\_Fall\_OP) \end{aligned} \quad (3.12)$$

$$\text{THEN } BV \text{ is } BV\_OPEN.$$

Таким образом, предложена реализация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя на основе теории нечеткой логики с учетом многомерности, нелинейности, а также априорной и апостериорной неопределенности технологического процесса испытаний.

### 3.3. Основные положения экспериментального исследования алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

Алгоритмы автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя, характеризуется значительной сложностью. Определение принципов работы, видов отказов и их последствий невозможно выполнить аналитически и требует проведения экспериментальных исследований. Однако, ошибки, выявленные только на этапе экспериментального исследования в условиях моторостроительного предприятия, приводят к значительному увеличению рисков потери дорогостоящей материальной части технологического процесса [56, 59, 98]. Поэтому одним из действенных способов уменьшения технических и финансовых

рисков экспериментального исследования предложенных алгоритмов автоматизации в условиях моторостроительного предприятия является полунатурное моделирование технологического процесса [55, 56, 59, 106, 108].

Полунатурное моделирование представляет собой опережающее экспериментальное исследование прототипа аппаратной реализации алгоритма автоматизации технологического процесса испытаний с использованием программно-аппаратного комплекса, имитирующего технологический процесс. При этом для повышения достоверности полунатурного моделирования предложена оригинальная концепция программно-аппаратного комплекса, которая содержит функциональные модули, такие как модуль имитации отказных ситуаций, модуль обработки входных и выходных сигналов, модуль математической модели объекта автоматизации, модуль верификации сигналов, модуль отладки, а также прототип аппаратной реализации алгоритма автоматизации технологического процесса испытаний [105, 109]. Функциональная схема установки полунатурного моделирования для экспериментального исследования алгоритмов автоматизации представлена на Рисунке 3.6.

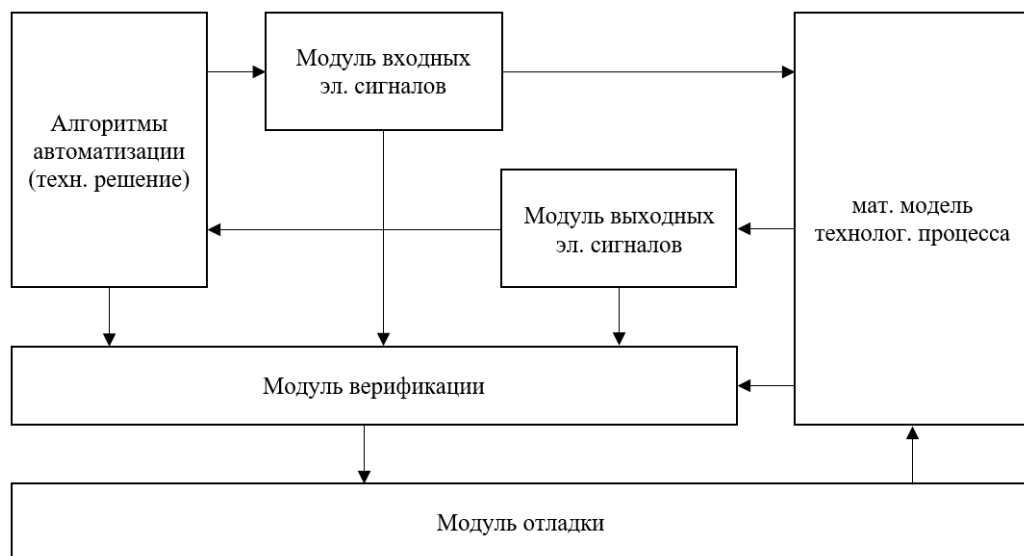


Рисунок 3.6 – Функциональная схема установки полунатурного моделирования для экспериментального исследования алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.

Общий принцип экспериментального исследования алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя заключается в том, что прототип аппаратной реализации алгоритмов автоматизации технологического процесса испытаний газогенератора формирует физические сигналы управляющих воздействий и принимает соответствующие физические сигналы наблюдаемых параметров, которые формирует модуль математической модели на основании текущего состояния математической модели технологического процесса испытаний газогенератора и управляющих воздействий. Преобразование физических сигналов в цифровые сигналы и наоборот выполняется в модулях обработки входных и выходных сигналов. Одновременно с этим модуль верификации сигналов на основании сравнения, соответствующих физических и цифровых сигналов в режиме реального времени, формирует заключение о достоверности, проводимого экспериментального исследования. При этом модуль отладки представляет собой оригинальную супервизорную систему [14, 117]. Общий вид пользовательского интерфейса представлен на Рисунке 3.7.



Рисунок 3.7 Общий вид пользовательского интерфейса модуля отладки установки полунатурного моделирования.

Пользовательский интерфейс модуля отладки может быть условно разделен на несколько функциональных областей:

– Область состояния системы (первая область), где индикатор «Связь» отображает наличие информационного обмена между прототипом аппаратной реализации алгоритмов автоматизации технологического процесса испытаний газогенератора и модулем математической модели; индикатор «ACS WORK» отображает автоматизированный режим работы; индикатор «ACS WARN» отображает интегральное состояние автоматизированного режима работы, соответствующее трем фиксированным цветам: зеленый (норма), желтый (внимание) и красный (опасность); индикатор «READY» отображает установившееся состояние математической модели технологического процесса испытаний газогенератора.

– Область параметров задания процесса (вторая область), где блок «Atmosphere params» определяет параметры атмосферы; блок «GG Control» определяет расход топлива газогенератора; блок «D30 Joystick» определяет команды управления расходом топлива технологического двигателя, а ниже располагаются блоки для управления заслонками.

– Область параметров состояния процесса (третья область), где в верхней части располагаются параметры технологического процесса испытаний газогенератора, а в нижней части области располагается граф, отражающий фактическое газодинамическое состояние технологического двигателя.

– Область вспомогательных параметров процесса (четвертая область), где отображён кластер всех выходов математической модели, что необходимо для анализа и последующей отладки модели и алгоритма автоматизации.

Программная реализация установки полунатурного моделирования для экспериментального исследования алгоритмов автоматизации выполнена с использованием программного обеспечения MATLAB Simulink версия 2020b [43] и LabVIEW версия 2015 [7], а общий объем программного обеспечения составляет 1 400 Кб. При этом аппаратная реализация выполнена на базе ПЛК разработки National Instruments серии PXI с тактовой частотой ЦП 2,3 ГГц, разрядностью ЦП

64 бита, а также объемом ОЗУ 4 Гб. Общий вид ПЛК разработки National Instruments серии PXI представлен на Рисунке 3.8 [7].

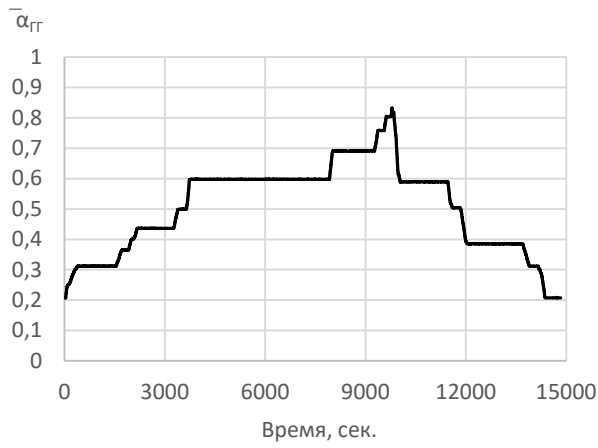


Рисунок 3.8 – Общий вид ПЛК разработки National Instruments серии PXI.

Таким образом, предложенное экспериментальное исследование алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя с использованием установки полунатурного моделирования позволяет уменьшить технические и финансовые риски на этапе экспериментального исследования в условиях моторостроительного предприятия. При этом унификация технических решений позволяет использовать предложенную установку полунатурного моделирования, в том числе для экспериментального исследования алгоритмов других технических систем.

#### 3.4. Результаты экспериментального исследования алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя

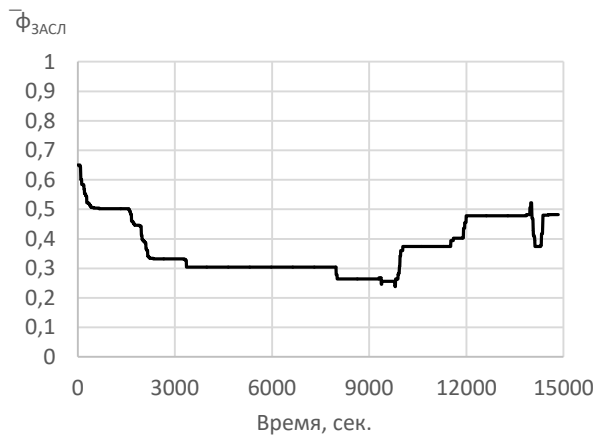
Экспериментальное исследование алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя выполнено для последовательного изменения режима работы газогенератора от режима малого газа до номинального с выдержкой на основных установившихся режимах работы. Графики экспериментального исследования представлены на Рисунке 3.9.



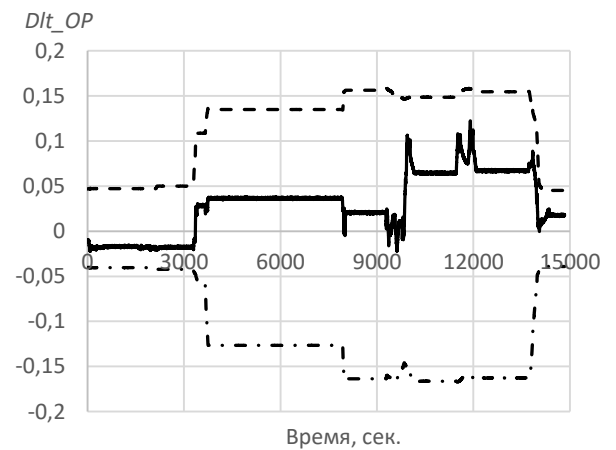
а)



б)



в)



г)



д)



е)

Рисунок 3.9 – Зависимости изменения параметров технологического процесса испытаний газогенератора: а) режим работы газогенератора; б) режим работы технологического двигателя; в) величина открытия заслонки; г) отклонение рабочей точки технологического двигателя; д) отклонение температуры на входе газогенератора; е) отклонение давления на входе газогенератора.



Анализ результатов экспериментального исследования, показал, что при увеличении режима работы газогенератора ( $\bar{\alpha}_{ГГ}$ ) обеспечивается требуемая температура воздуха на входе газогенератора, т.е. ошибка регулирования по температуре ( $Dlt_T$ ) стремится к нулю за счет изменения режима работы технологического двигателя ( $\bar{\alpha}_{ГД}$ ). Одновременно с этим обеспечивается сохранение положения рабочей точки в области допустимой работы технологического двигателя ( $Dlt_{OP}$ ) за счет изменения величины открытия заслонки ( $\varphi_{засл}$ ). Максимальная ошибка регулирования по температуре не превышает  $1\div 2\%$  от установившегося значения, а максимальная ошибка регулирования по давлению не превышает  $3\div 4\%$  от установившегося значения. Однако, при уменьшении режима работы газогенератора с высоким темпом не обеспечивается требуемая температура воздуха на входе газогенератора, что связано с температурной инерционностью технологического двигателя, а также газовой инерционностью воздуховода. Максимальная ошибка регулирования по температуре воздуха на входе газогенератора составила более 30 % от требуемого значения. Диаграмма работы правил нечеткого управления алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора представлена на Рисунке 3.10.



Рисунок 3.10 – Диаграмма работы правил нечеткого управления алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.

Анализ диаграммы работы правил нечеткого управления показал, что работали следующие правила:

- Правило «Rul 1». if 'DltT' is 'РегулируемТ' and 'DltLRR' is not 'ТребПовыситьРТ' and 'ArudD30' is not 'АрудМеньшеМГ' and 'DltT' is 'ТребПонизитьТ' then 'RudD30' is 'RudD30-02';
- Правило «Rul 2». if 'DltT' is 'РегулируемТ' and 'DltLRR' is not 'ТребПонизитьРТ' and 'DltT' is 'ТребПовыситьТ' then 'RudD30' is 'RudD30+02';
- Правило «Rul 3». if 'DltT' is 'РегулируемТ' and 'DerivateDltLRR' is not 'БыстроРастет' and 'DltLRR' is 'ТребПовыситьРТ' then 'ZVhl' is 'Закреть';
- Правило «Rul 5». if 'DltT' is 'РегулируемТ' and 'DerivateDltLRR' is not 'БыстроПадает' and 'DltLRR' is 'ТребПонизитьРТ' then 'ZVhl' is 'Открыть';
- Правило «Rul 13». if 'DltT' is not 'РегулируемТ' and 'DltLRR' is 'КритическиТребПонизитьРТ' then 'ZVhl' is 'Открыть';
- Правило «Rul 15». if 'DltLRR' is 'РегулируемР' and 'DltP' is 'ТребПовыситьР' then 'ZVhl' is 'Закреть';
- Правило «Rul 16». if 'DerivateDltLRR' is 'БыстроПадает' and 'DltLRR' is not 'ТребПонизитьРТ' then 'ZVhl' is 'Закреть';
- Правило «Rul 17». if 'DerivateDltLRR' is 'БыстроРастет' and 'DltLRR' is not 'ТребПовыситьРТ' then 'ZVhl' is 'Открыть'.

Поэтому для исключения ошибки управления по температуре воздуха на входе газогенератора выполнена корректировка максимального темпа изменения режима работы газогенератора на основании результатов математического моделирования. Повторное экспериментальное исследование подтвердило корректность принятых технических решений.

Вместе с этим необходимо отметить, что всего было проведено более 150 экспериментальных исследований за период с 2020 по 2022 гг, включающих проверку алгоритмов автоматизации на всей дроссельной характеристике газогенератора создаваемого двигателя. При этом суммарная наработка экспериментального оборудования составила более 250 часов. Общий вид оригинальной высокопроизводительной установки для полунатурного

моделирования в ОДК-Авиадвигатель при проведении экспериментального исследования сложных технических систем показан на Рисунке 3.11.



Рисунок 3.11 – Общий вид оригинальной высокопроизводительной установки для полунатурного моделирования в ОДК-Авиадвигатель при проведении экспериментального исследования сложных технических систем.

Таким образом, экспериментальное исследование алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора подтвердило возможность имитации работы контура низкого давления, создаваемого двигателя с приемлемыми показателями точности. Максимальная ошибка управления по температуре не превышает  $1\div 2\%$  от установившегося значения, а максимальная ошибка регулирования по давлению не превышает  $3\div 4\%$  от установившегося значения. Вместе с этим необходимо отметить, что предлагаемые алгоритмы вне зависимости от режимов работы газогенератора и технологического двигателя гарантировано обеспечили устойчивую работу элементов технологического процесса. Полученные результаты необходимо апробировать в условиях моторостроительного предприятия.

### 3.5. Выводы и результаты по главе 3

Рассмотрены особенности технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератор турбореактивного двухконтурного двигателя как объекта автоматизации. Анализ степени влияния управляющих и возмущающих воздействий на основные переменные состояния технологического процесса испытаний показал, что основным способом имитации температуры воздуха на входе газогенератора является изменение режима работы технологического двигателя, а основным способом имитации давления воздуха на входе газогенератора является изменение перепуска воздуха из воздуховода в атмосферу.

Разработаны оригинальные алгоритмы автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора для имитации работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя. Оригинальность алгоритмов подтверждается полученным патентом (2797897 С1). Отличительной особенностью является использование эталонных математических моделей элементов рассматриваемого технологического процесса испытаний с минимальным количеством управляющих воздействий. При этом входными параметрами являются температура и давление воздуха на входе создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя и параметры технологического двигателя, характеризующие его газодинамическую устойчивость, а выходными параметрами являются только режим работы технологического двигателя и положение заслонки. Принцип работы предлагаемых алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя заключается в последовательном увеличении режима его работы, где на каждой точке дроссельной характеристики газогенератора воспроизводится режим работы компрессора низкого давления, создаваемого турбореактивного двухконтурного двигателя.

Предложена реализация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора на основе теории нечеткой логики с учетом многомерности, нелинейности, а также априорной и апостериорной

неопределенности технологического процесса испытаний. Сформирована оригинальная совокупность правил нечеткого управления, которая содержит более двадцати правил типа: «IF (*Dlt\_T is Req\_Increase\_T*) AND (*Dlt\_T is Control\_T*) AND (*Dlt\_OP is not Req\_Decrease\_OP*) THEN *RUD is RUD\_QF*», учитывающих конструктивные особенности оборудования рассматриваемого технологического процесса. При этом учитывая, что рассматриваемый технологический процесс характеризуется существенной многомерностью, многосвязностью, нелинейностью, неопределенностью и является малоизученным, предлагается формирование правил нечеткого управления выполнять на основе экспертного опыта, уточненного по результатам математического моделирования. Определены виды термов фаззификации и дефаззификации, которые в большинстве случаев представляют собой прямоугольные или трапециевидные формы, что обусловлено дискретным характером управляющих воздействий. Программная реализация предложенного решения выполнена с использованием программного обеспечения MATLAB Simulink версия 2020b и LabVIEW версия 2015, а общий объем программного обеспечения составляет не более 1 400 Кб.

Выполнено численное исследование алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях оригинальной высокопроизводительной установки полунатурного моделирования для снижения технических и финансовых рисков экспериментального исследования алгоритмов в условиях моторостроительного предприятия. Оригинальность установки подтверждается полученными патентами (2789850 С1, 187791 U1). Отличительной особенностью предложенной установки полунатурного моделирования является наличие модуля верификации сигналов, который на основании сравнения соответствующих физических и цифровых сигналов в режиме реального времени формирует заключение о достоверности, проводимого экспериментального исследования. Другой особенностью является наличие модуля оператора, который представляет собой оригинальную супервизорную систему основных параметров технологического процесса испытаний газогенератора. Оригинальность системы

подтверждается полученным свидетельством о регистрации программ для ЭВМ (2021681222). Аппаратная реализация предложенного способа экспериментального исследования выполнена на базе ПЛК разработки National Instruments серии PXI. Всего было проведено более 150 экспериментальных исследований за период с 2020 по 2022 гг, включающих проверку алгоритмов автоматизации на всей дроссельной характеристике газогенератора создаваемого турбореактивного двигателя.

Результаты экспериментального исследования алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора подтвердили возможность имитации работы контура низкого давления, создаваемого турбореактивного двигателя с приемлемыми показателями точности. Максимальная ошибка управления по температуре не превышает  $1\div 2\%$  от установившегося значения, а максимальная ошибка управления по давлению не превышает  $3\div 4\%$  от установившегося значения. Вместе с этим необходимо отметить, что предлагаемые алгоритмы автоматизации гарантировано обеспечили устойчивую работу элементов технологического процесса вне зависимости от режимов работы газогенератора и технологического двигателя.

#### ГЛАВА 4. АПРОБАЦИЯ АЛГОРИТМОВ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ПОДОГРЕВА И НАДДУВА ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ ОДК-АВИАДВИГАТЕЛЬ

Рассматриваются особенности информационно-управляющей системы процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях моторостроительного предприятия ОДК-Авиадвигатель. Предлагаются необходимые технические решения аппаратной реализации алгоритмов автоматизации процесса испытаний газогенератора. Приводятся основные результаты апробации алгоритмов автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях моторостроительного предприятия ОДК-Авиадвигатель.

##### 4.1. Основные положения апробации алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях ОДК-Авиадвигатель

Моторостроительное предприятие ОДК-Авиадвигатель является одним из ведущих предприятий в России по разработке газотурбинных двигателей авиационного и промышленного назначения. В настоящее время ОДК-Авиадвигатель является головным разработчиком семейства авиационных двигателей средней тяги в диапазоне 10÷16 тс и промышленных двигателей мощностью 6÷16 МВт на базе унифицированного газогенератора турбореактивного двухконтурного ПД-14. Этот проект является одним из приоритетов Государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 гг» [101]. Общий вид семейства турбореактивных двухконтурных двигателей ПД показан на Рисунке 4.1.



Рисунок 4.1 – Семейство турбореактивных двухконтурных двигателей ПД

Апробация алгоритма автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя выполняется на базе специализированного испытательного комплекса для проведения научно-исследовательских испытаний газогенераторов семейства турбореактивных двухконтурных двигателей ПД в ОДК-Авиадвигатель.

Специализированный испытательный комплекс имеет развитую информационно-измерительную систему, которая позволяет точно и с заданным быстродействием осуществлять большие объемы измерений, достигающие 6 000 параметров, а общий объем регистрируемой информации за час испытаний достигает 250 Гб. Информационно-управляющая система представляет собой иерархическую структуру. Верхний уровень обеспечивает основные функции пользовательского интерфейса для проведения испытаний газогенератора и реализован с использованием программного обеспечения «ПАРУС» разработки ОДК-Авиадвигатель. Нижний уровень системы предназначен для измерения и регистрации информации с объекта испытания, а также управления технологическим оборудованием комплекса и состоит из набора подсистем на базе программно-технических средств измерительно-вычислительных комплексов разработки Мера (Россия), Omron (Япония), National Instruments (США) и др.



Обобщенная структурная схема информационно-управляющей системы испытательного комплекса, представлена на Рисунке 4.2 [79].

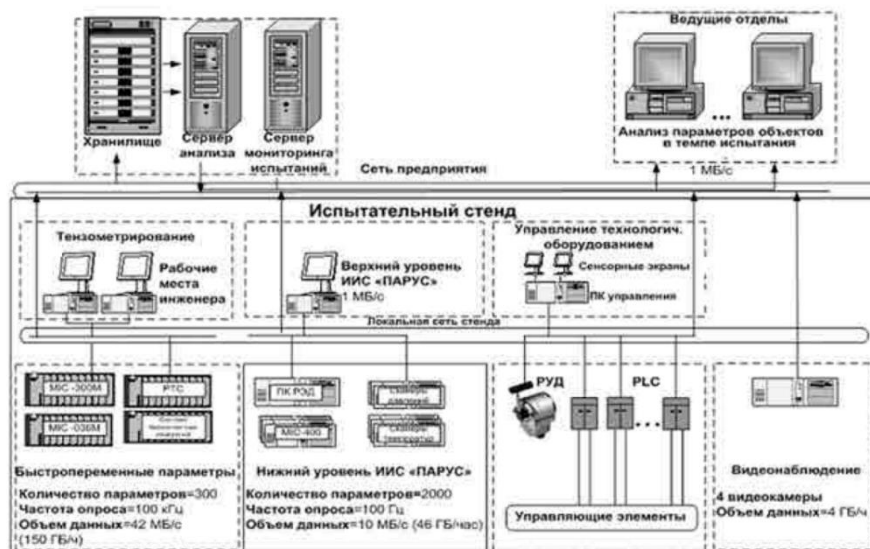


Рисунок 4.2 – Обобщенная структурная схема информационно-управляющей системы специализированного испытательного комплекса.

Перечень необходимых измеряемых параметров алгоритмов автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя с указанием типа датчика и их количества представлен в Таблице 4.1.

Таблица 4.1

Перечень измеряемых параметров алгоритмов автоматизации испытаний

Параметр (измеряемый)	Тип датчика	Тип сигнала	Количество
Измеряемые параметры газогенератора			
Положение рычага управления газогенератором	Электронная система автоматического управления*	ARINC 429	1
Частота вращения ротора газогенератора	Электронная система автоматического управления*	ARINC 429	1

Параметр (измеряемый)	Тип датчика	Тип сигнала	Количество
Температура воздуха на входе газогенератора	Электронная система автоматического управления*	ARINC 429	1
Давление воздуха на входе газогенератора	Электронная система автоматического управления*	ARINC 429	1
Измеряемые параметры технологического двигателя			
Положение рычага управления двигателем	Энкодер (ЛИР-ДА)	RS-422	1
Частота вращения ротора компрессора низкого давления	Тахометр (ДТЭ-5Т)	-10÷10 В	1
Частота вращения ротора компрессора высокого давления	Тахометр (ДТЭ-5Т)	-10÷10 В	1
Температура воздуха на входе двигателя	Термопара (ТХК)	0÷50 мВ	2
Давление воздуха на входе двигателя	Преобразователь давления (АРС-2000PD)	4÷20 мА	2
Давление воздуха за компрессором низкого давления	Преобразователь давления (РПГ-08)	4÷20 мА	1
Давление воздуха за компрессором высокого давления	Преобразователь давления (РПГ-08)	4÷20 мА	1
Измеряемые параметры воздуховода			
Положение заслонки выхлопа	Энкодер (ЛИР-ДА)	RS-422	1

Аппаратная реализация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя выполнена на базе ПЛК разработки National Instruments серии CompactRIO, который представляет собой контроллер реального времени с реконфигурируемыми модулями ввода-вывода. Предлагаемая конфигурация содержит модуль NI 9203 для измерения аналоговых сигналов, модуль NI 9212 для

измерения термопар, модуль NI 9401 для измерения частотных сигналов, модуль NI 9429 для обеспечения информационного взаимодействия с электронной системой автоматического управления газогенератора по интерфейсу ARINC 429, а также модуль NI 9476 для формирования дискретных управляющих воздействий. Общий вид ПЛК разработки National Instruments серии CompactRIO представлен на Рисунке 4.3 [7].



Рисунок 4.3 – Общий вид ПЛК разработки National Instruments серии CompactRIO.

Структурная схема автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя представлена на Рисунке 4.4.

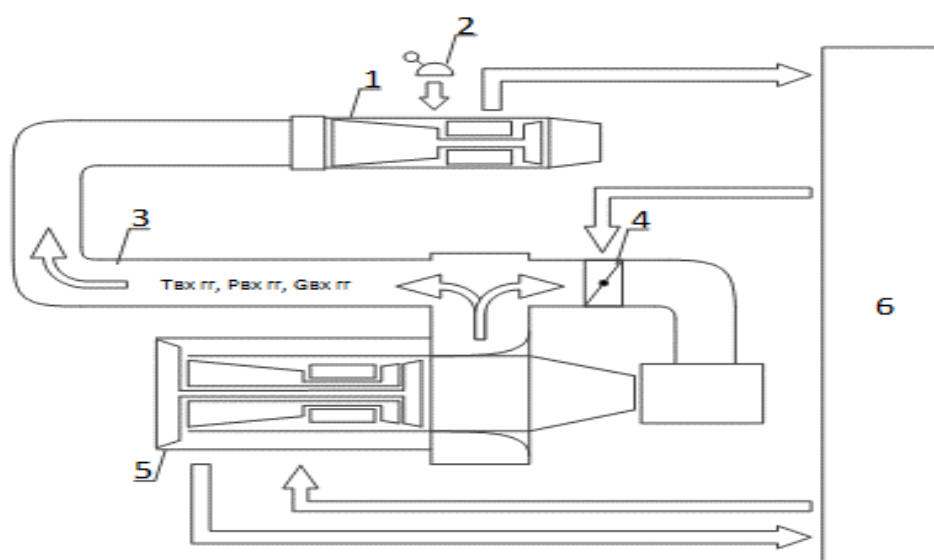


Рисунок 4.4 – Структурная схема автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного

двухконтурного двигателя: 1 –газогенератор турбореактивного двухконтурного двигателя; 2 – рычаг управления газогенератором; 3 – воздуховод; 4 –заслонка; 5 – технологический двигатель; 6 – программно-логический контроллер.

Предложена структурная схема взаимодействия существующей информационно-управляющей системы испытательного комплекса и аппаратной реализации алгоритмов автоматизации испытаний газогенератора на основе принципов автономности и равнозначности. Это предполагает независимую работу рассматриваемых систем с возможностью переключения между ними по команде оператора или при возникновении условий перехода. Основным условием для перехода между информационно-управляющей и автоматизированной системой является готовность автоматизированной системы обеспечить безопасность проведения испытаний газогенератора для текущего состояния технологического процесса. При этом обратный переход возможен только по команде оператора. Структурная схема взаимодействия рассматриваемых систем представлена на Рисунке 4.5, где сплошными линиями показаны управляющие воздействия, а штрихпунктирными линиями показаны измеряемые параметры.

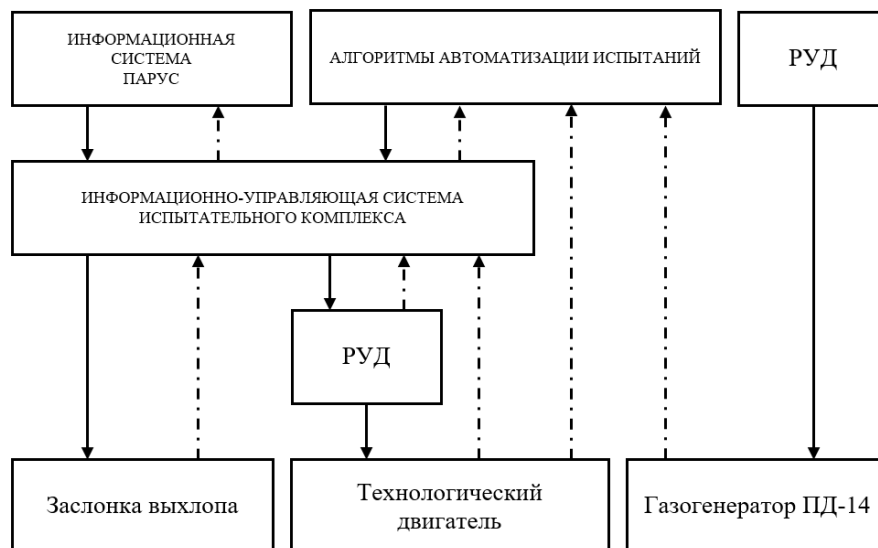


Рисунок 4.5 – Структурная схема взаимодействия информационно-управляющей системы испытательного комплекса и аппаратной реализации алгоритмов автоматизации испытаний газогенератора.

Вместе с этим необходимо отметить, что для повышения надежности, вместе с аппаратным резервированием широко распространено аналитическое резервирование [21, 22, 32, 44, 81, 86, 88]. Предложено использовать аналитическое резервирование, основанное на использовании оптимального наблюдателя. Этот подход представляет собой алгоритмический метод повышения отказоустойчивости системы, основанный на использовании фильтров Калмана и Язвинского, а также математического описания рассматриваемого технологического процесса. Методика применения оптимального наблюдателя представлена в следующих работах [2, 31, 32, 83, 118, 119].

Дополнительно, для анализа алгоритмов автоматизации технологического процесса испытаний газогенератора в условиях моторостроительного предприятия разработан пользовательский интерфейс, который позволяет анализировать такие параметры процесса, как требуемые термодинамические параметры воздуха на входе газогенератора, фактическое положение рабочей точки технологического двигателя, отображение управляющих воздействий и др. Общий вид пользовательского интерфейса автоматизации процесса испытаний газогенератора в условиях испытательного комплекса представлен на Рисунке 4.6.

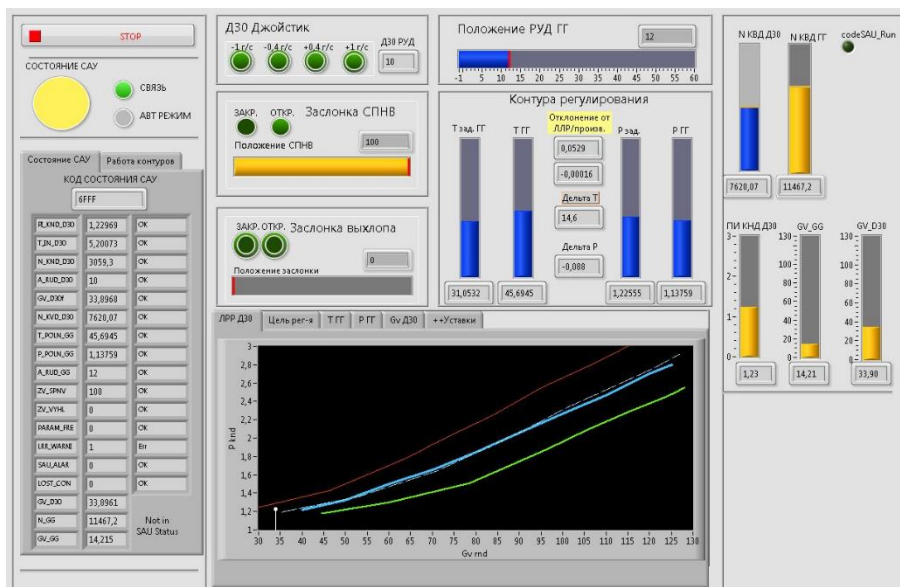


Рисунок 4.6 – Общий вид пользовательского интерфейса автоматизации процесса испытаний газогенератора в условиях испытательного комплекса.

Пользовательский интерфейс автоматизации процесса испытаний газогенератора в условиях испытательного комплекса может быть условно разделен на несколько функциональных областей:

1. Область состояния системы, где индикатор «СВЯЗЬ» отображает наличие информационного обмена между аппаратной реализацией алгоритмов автоматизации технологического процесса испытаний газогенератора и информационно-управляющей системой испытательного комплекса; индикатор «АВТ РЕЖИМ» отображает автоматизированный режим работы; индикатор «СОСТОЯНИЕ САУ» отображает интегральное состояние автоматизированного режима работы, соответствующее трем фиксированным цветам: зеленый (норма), желтый (внимание) и красный (опасность);

2. Область требуемых параметров процесса, где отображаются требуемые параметры алгоритмов автоматизации технологического процесса испытаний газогенератора, а именно температура ( $T_{\text{вх гг уст}}$ ) и давление ( $p_{\text{вх гг уст}}$ ) воздуха на входе газогенератора, а также представлена величина рассогласования между требуемым и фактическим значением параметров ( $Dlt\_T$  и  $Dlt\_p$ ). Дополнительно отображается отклонение положения рабочей точки в области допустимой работы технологического двигателя ( $Dlt\_OP$ ).

3. Область параметров состояния процесса, где отображаются все измеренные и расчетные параметры алгоритмов автоматизации технологического процесса испытаний газогенератора. Параметры алгоритмов имеют несколько атрибутов, а именно обозначение параметра, численное значение параметра и информация о его корректности, которая определяется на основании оптимального наблюдателя. Дополнительно располагается граф, отражающий фактическое газодинамическое состояние компрессора контура низкого давления технологического двигателя.

4. Область параметров управления процесса, где отображаются фактическое положение рычага управления газогенератором и технологическим двигателем, также положение заслонки выхлопа.

Таким образом, рассмотрены основные особенности информационно-управляющей системы испытательного комплекса моторостроительного предприятия ОДК-Авиадвигатель, а также предложены необходимые технические решения аппаратной реализации алгоритмов автоматизации испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя для их апробации в условиях ОДК-Авиадвигатель.

#### 4.2. Результаты апробации алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях ОДК-Авиадвигатель

Апробация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя выполнена при проведении исследовательских испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 при последовательном изменении режима его работы от режима малого газа до крейсерского с выдержкой на основных установившихся режимах работы. Общий вид газогенератора ПД-14 перед началом испытаний показан на Рисунке 4.7 [68].

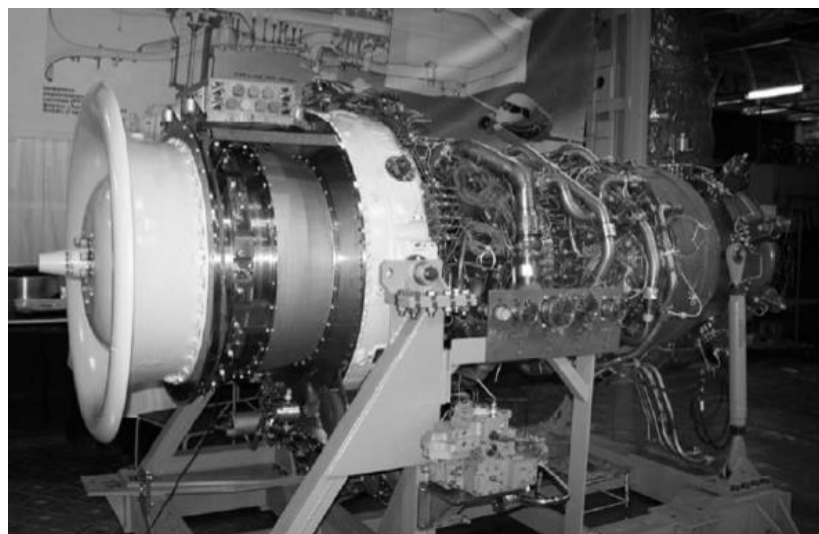


Рисунок 4.7 – Общий вид газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 перед началом испытаний.

Результаты апробации алгоритмов автоматизации испытаний газогенератора ПД-14 представлены на Рисунке 4.8.

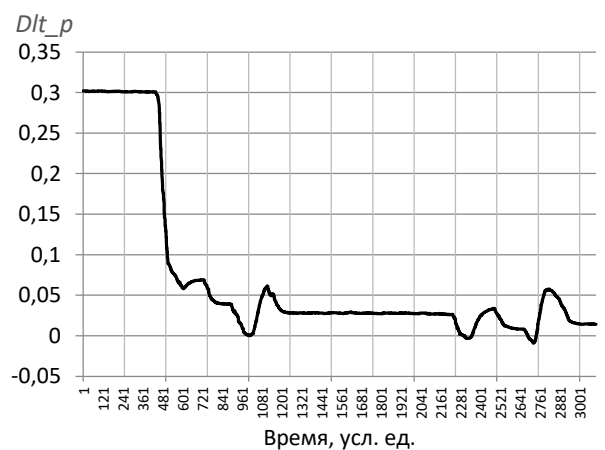
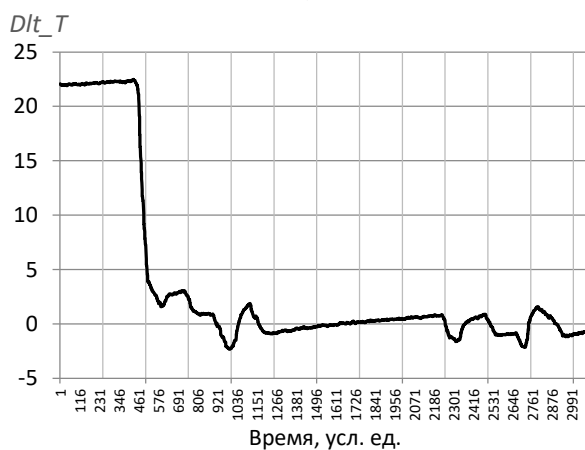
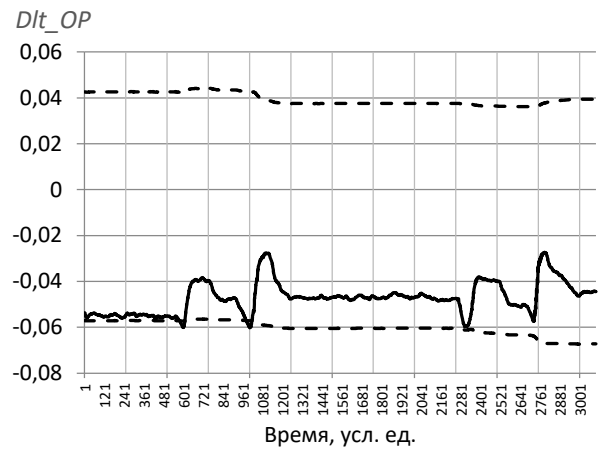
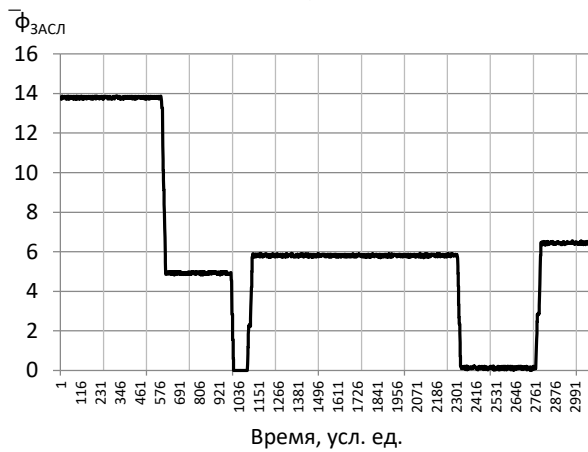
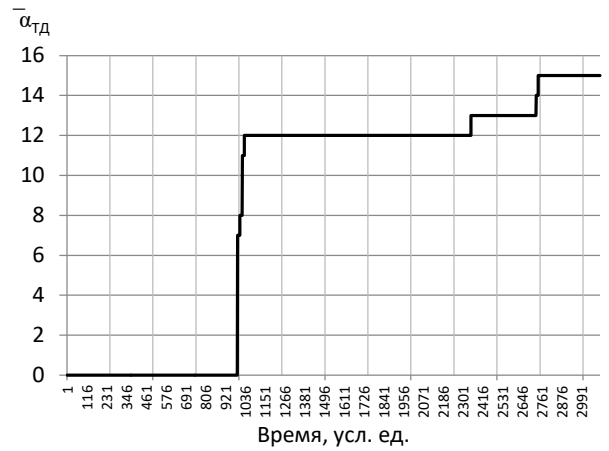
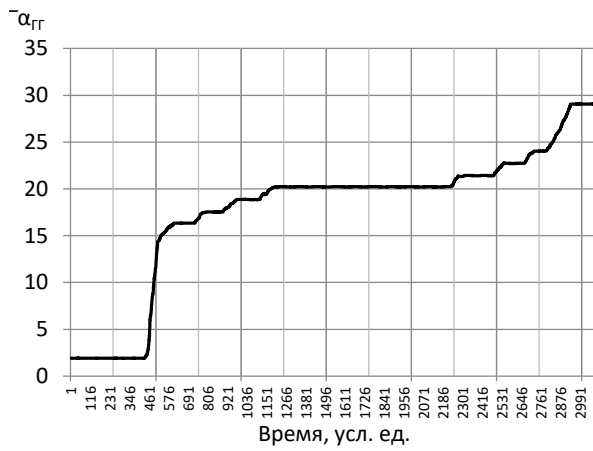


Рисунок 4.8 – Результаты апробации алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в условиях ОДК-Авиадвигатель: а) режим



работы газогенератора; б) режим работы технологического двигателя; в) величина открытия заслонки; г) отклонение рабочей точки технологического двигателя; д) отклонение температуры на входе газогенератора; е) отклонение давления на входе газогенератора.

Анализ результатов апробации алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 показал, что при увеличении режима работы газогенератора выше режима малого газа (точка 585) рабочая точка технологического двигателя достигает нижней границы области устойчивой работы технологического двигателя. Это приводит к формированию команды на закрытие заслонки выхлопа, где положение заслонки выхлопа изменяется (закрывается). При дальнейшем увеличении режима работы газогенератора (точка 972) для регулирования температуры воздуха на входе газогенератора, формируется команда на увеличение режима работы технологического двигателя, где режим технологического двигателя изменяется (увеличивается). При дальнейшем увеличении режима работы газогенератора (точка 988) рабочая точка технологического двигателя достигает нижней границы области устойчивой работы технологического двигателя. Это приводит к формированию команды на закрытие заслонки выхлопа, где положение заслонки выхлопа изменяется (закрывается). При дальнейшем увеличении режима работы газогенератора (точка 2306) рабочая точка технологического двигателя достигает нижней границы области устойчивой работы технологического двигателя. Это приводит к формированию команды на закрытие заслонки выхлопа, где положение заслонки выхлопа не изменяется (закрывается полностью). Тогда формируется команда на увеличение режима работы технологического двигателя, где режим технологического двигателя изменяется (увеличивается). При дальнейшем увеличении режима работы газогенератора, соответствующего крейсерскому режиму работы (точка 2703) для регулирования температуры воздуха на входе газогенератора, формируется команда на увеличение режима работы

технологического двигателя, где режим технологического двигателя изменяется (увеличивается). Это все свидетельствует о корректной работе алгоритма автоматизации испытаний. Максимальная ошибка регулирования по температуре ( $Dlt_T$ ) не превышает  $2\div 3\%$  от установившегося значения, а максимальная ошибка регулирования по давлению ( $Dlt_p$ ) не превышает  $3\div 4\%$  от установившегося значения. При этом предлагаемый алгоритм вне зависимости от режимов работы газогенератора и технологического двигателя гарантировано обеспечил устойчивую работу элементов технологического процесса, а именно гарантированное положение рабочей точки технологического двигателя в области его устойчивой работы.

Вместе с этим необходимо отметить, что в процессе апробации было проведено более 10 экспериментальных исследований. При этом на начальных этапах имело место значительная ошибка регулирования, связанная с настройкой параметров алгоритмов, а также помпаж технологического двигателя вызванный некорректной работой аппаратной части информационно-управляющей системы испытательного комплекса, что было устранено вышеописанными методами.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что апробация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в условиях ОДК-Авиадвигатель показала возможность практической реализации теоретических результатов работы и их реальную эффективность. Вместе с этим необходимо отметить, что предложенные решения обеспечили сокращение трудоемкости проведения испытаний за счет уменьшения количества управляющих воздействий и как следствие, уменьшение обслуживающего персонала, а также повышение надежности за счет уменьшения степени ручного труда при проведении доводочных и исследовательских испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в ОДК-Авиадвигатель. Акт внедрения теоретических и практических результатов исследования в условиях моторостроительного предприятия ОДК-Авиадвигатель, представлен в Приложении В.

#### 4.3. Выводы и результаты по главе 4

Рассмотрены особенности информационно-управляющей системы технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях моторостроительного предприятия ОДК-Авиадвигатель. Показана развитая иерархическая структура информационно-управляющей системы, которая позволяет осуществлять большие объемы измерений и объединяет все стендовые системы измерения и контроля в единую локальную компьютерную сеть для формирования единого информационного пространства.

Предложены необходимые технические решения аппаратной реализации алгоритмов автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя для его апробации в условиях ОДК-Авиадвигатель. Определена схема взаимодействия алгоритмов автоматизации технологического процесса с существующей информационно-управляющей системой испытательного комплекса с учетом принципов автономности и равнозначности на базе ПЛК разработки National Instruments серии CompactRIO. Предложен способ повышения надежности, предлагаемого технического решения, где наряду с аппаратным резервированием каналов измерения, предложено аналитическое резервирование на основе оптимального наблюдателя с использованием фильтров Калмана и Язвинского. Разработан пользовательский интерфейс для анализа алгоритмов автоматизации процесса испытаний газогенератора в режиме реального времени.

Выполнена апробация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях ОДК-Авиадвигатель в процессе проведения исследовательских испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 при последовательном изменении режима его работы от режима малого газа до крейсерского с выдержкой на основных установившихся режимах работы. При этом максимальная ошибка регулирования по температуре воздуха на

входе газогенератора не превышает  $2\div 3\%$  от установившегося значения, а максимальная ошибка регулирования по давлению воздуха на входе газогенератора не превышает  $3\div 4\%$  от установившегося значения. Вместе с этим необходимо отметить, что предлагаемые алгоритмы вне зависимости от режимов работы газогенератора и технологического двигателя гарантировано обеспечили устойчивую работу элементов технологического процесса, а именно гарантированное положение рабочей точки технологического двигателя в области его устойчивой работы. Предложенные решения обеспечили сокращение трудоемкости проведения технологического процесса испытаний на  $\sim 15\%$  за счет уменьшения количества управляющих воздействий и как следствие уменьшение обслуживающего персонала, а также повышение надежности на  $\sim 25\%$  за счет уменьшения степени ручного труда при проведении доводочных и исследовательских испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 в ОДК-Авиадвигатель.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты диссертационной работы, заключаются в следующем:

1. Определено, что одним из высокоэффективных решений научно-исследовательских испытаний газогенератора с имитацией работы контура низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя является проведение испытаний с подогревом и наддувом воздуха на его входе в условиях моторостроительного предприятия. Основным способом воспроизведения режима работы контура низкого давления является совместное изменение режима работы технологического двигателя и положения заслонок перепуска воздуха в стендовую систему выхлопа, что носит многоэтапный характер и в большинстве случаев характеризуется низким уровнем автоматизации, высокой долей ручного труда. При этом вопросы, связанные с математическим и алгоритмическим обеспечением автоматизированного технологического процесса подогрева и наддува воздуха, требуют дополнительной теоретической и практической проработки.

2. Разработана комплексная многопараметрическая математическая модель технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя. Отличительной особенностью является использование математических моделей газогенератора, технологического двигателя и воздуховода, учитывающих газодинамическое взаимодействие, что позволяет исследовать особенности технологического процесса на установившихся и неустойчивых режимах. При этом математическое описание разработанной модели представляет собой систему из более чем ста нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами, а также нелинейных алгебраических уравнений и зависимостей, реализованных с использованием программного обеспечения MATLAB Simulink.

3. Выполнено динамическое моделирование технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора, в том числе при возникновении нештатных ситуаций. Оценка достоверности математической

модели выполнена сопоставлением результатов моделирования с экспериментальными данными, где максимальная ошибка на установившихся режимах работы для  $\bar{n}_{к\text{ в д г г}}$ ,  $\bar{n}_{к\text{ н д т д}}$ ,  $\bar{n}_{к\text{ в д т д}}$ ,  $\bar{p}_{вх\text{ г г}}$ ,  $\bar{p}_{к\text{ в д г г}}$ ,  $\bar{p}_{к\text{ н д т д}}$  не превышает 3%, а максимальная ошибка на неустановившихся режимах работы не превышает 7%. При этом максимальная ошибка для  $\bar{T}_{вх\text{ г г}}$ ,  $\bar{T}_{т\text{ в д г г}}$ ,  $\bar{T}_{к\text{ н д т д}}$  составляет 11÷15%, что связано в большей степени с отсутствием математической модели измерительной системы испытательного комплекса. Результаты моделирования показали высокую сходимость с экспериментальными данными, что позволяет использовать разработанную математическую модель для экспериментального исследования алгоритмов автоматизации испытаний газогенератора.

4. Разработаны оригинальные алгоритмы автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя. Отличительной особенностью является независимое управление на основе эталонных математических моделей газогенератора и технологического двигателя, что позволяет минимизировать количество управляющих воздействий, в частности сокращение числа воздушных заслонок. При этом предложена реализация разработанных алгоритмов на основе теории нечеткой логики с учетом многомерности, нелинейности, а также априорной и апостериорной неопределенности технологического процесса испытаний. Сформирована оригинальная совокупность правил нечеткого управления, которая содержит более двадцати правил типа: «IF (*Dlt\_T is Req\_Increase\_T*) AND (*Dlt\_T is Control\_T*) AND (*Dlt\_OP is not Req\_Decrease\_OP*) THEN *RUD is RUD\_QF*», учитывающих конструктивные особенности оборудования рассматриваемого технологического процесса, а также определены виды термов фаззификации и дефаззификации. Программная реализация предложенного решения выполнена с использованием программного обеспечения MATLAB Simulink версия 2020b и LabVIEW версия 2015, а общий объем программного обеспечения составляет не более 1 400 Кб.

5. Выполнено экспериментальное исследование алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного

двухконтурного двигателя с использованием оригинальной высокопроизводительной установки полунатурного моделирования. Отличительной особенностью является наличие модуля верификации сигналов, который на основании сравнения соответствующих физических и цифровых сигналов в режиме реального времени формирует заключение о достоверности, проводимого экспериментального исследования. Другой особенностью является наличие модуля отладки, который представляет собой оригинальную супервизорную систему основных параметров технологического процесса испытаний газогенератора. Аппаратная реализация предложенной установки выполнена на базе программно-логического комплекса разработки National Instruments серии PXI. При этом максимальная ошибка управления по температуре не превышает  $1\div 2\%$  от установившегося значения, а максимальная ошибка управления по давлению не превышает  $3\div 4\%$  от установившегося значения, а также предлагаемый алгоритм гарантировано, обеспечил устойчивую работу элементов технологического процесса вне зависимости от режимов работы газогенератора и технологического двигателя.

б. Выполнена апробация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя в условиях моторостроительного предприятия ОДК-Авиадвигатель в процессе проведения исследовательских испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14. Максимальная ошибка регулирования по температуре воздуха на входе газогенератора не превышает  $2\div 3\%$  от установившегося значения, а максимальная ошибка регулирования по давлению воздуха на входе газогенератора не превышает  $3\div 4\%$  от установившегося значения. Аппаратная реализация алгоритмов автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора выполнена на базе программно-логического комплекса разработки National Instruments серии CompactRIO. Предложенные решения обеспечили сокращение трудоемкости проведения технологического процесса испытаний на  $\sim 15\%$  за счет уменьшения количества управляющих воздействий и как следствие уменьшение обслуживающего

персонала, а также повышение надежности на ~25 % за счет уменьшения степени ручного труда при проведении доводочных и исследовательских испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14. Результаты диссертации нашли практическое применение при создании впервые в отрасли малогабаритной системы имитации параметров полноразмерного двигателя на входе в испытуемый газогенератор от одного технологического двигателя для проведения научно-исследовательских испытаний газогенераторов перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей ПД-14, ПД-26, ПД-35 и др.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что использование предложенных результатов диссертационной работы позволяет повысить уровень автоматизации технологического процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя (на примере ПД-14) и, соответственно, существенно снизить технические и финансовые риски создания турбореактивного двухконтурного двигателя. Таким образом, цель исследования достигнута, а поставленные задачи исследования решены.



## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

NI – National Instruments;

АО – акционерное общество;

ЗАО – закрытое акционерное общество;

КВД – компрессор высокого давления;

КНД – компрессор низкого давления;

КС – камера сгорания;

КПД – коэффициент полезного действия;

МС – магистральный самолет;

НИР – научно-исследовательские работы;

НИЦ – научно-исследовательский центр;

НПП – научно-производственное предприятие;

НТК – научно-технический комплекс;

НТЦ – научно-технический центр;

ОДК – объединенная двигателестроительная корпорация;

ОЗУ – оперативное запоминающее устройство;

ПД – перспективный двигатель;

ПЛК – программно-логический комплекс;

ПЭВМ – персональная электронно-вычислительная машина;

САУ – система автоматического управления;

ТВД – турбина высокого давления;

ТНД – турбина низкого давления;

ЦИАМ – Центральный институт авиационного машиностроения;

ЦП – центральный процессор;

ЭВМ – электронно-вычислительная машина.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. A Lumped Parameter Mathematical Model for Simulation of Subsonic Wind Tunnels / S. M. Krosel // NASA. – 1987. – TM-87324. – P. 1-35.
2. Algorithmic Method for Improving the Fault Tolerance of the Automatic Control and Monitoring System of a Turbojet Bypass Engine / A.A. Inozemtsev // Russian Aeronautics. – 2022. – №. 65. – P. 425-430.
3. Altitude Testing of the E3E Core Engine / H. Klinger // Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – 2011. – T. 54617. – P. 223-232.
4. Artificial Neural Network – Based System Identification for a Single-Shaft Gas Turbine / Asgari H. // Journal of Engineering for a Gas Turbines and Power: American Society of Mechanical Engineers – 2013. – T.135. – №9. – P. 1-8.
5. Chapman, J. W. Practical techniques for modeling gas turbine engine performance / J. W. Chapman, T. M. Lavelle, J. S. Litt // 52nd AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference. – 2016. – TM-2016-219147. – P. 1-20.
6. Development of the Scramjet Engine Test Facility in Korea Aerospace Research Institute / Y. J. Lee // 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. – 2010. – P. 69-78.
7. Engineer Ambitiously – NI. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <https://www.ni.com>.
8. Jansen, W. Compressor Sensitivity to Transient and Distorted Transient Flows / W. Jansen, M. C. Swarden, A. W. Carlson // AIAA. – 1971. – №670. – P. 1-17.
9. MacIsaac, B. Gas turbine propulsion systems / B. MacIsaac, R. Langton. – John Wiley & Sons, 2011. – 352 p.
10. Mamdani, E. H. Application on Fuzzy Algorithm for Control of Simple Dynamic Plant. / E. H. Mamdani // IEEE. – 1974. – № 12. – P. 1585-1588.
11. New Environmental Friendly Aero Engine Core Concepts / G. Wilfert // ISABE. – 2007. – №. 2007-1120. – P. 1-11.
12. On the Methods of Implementing the Turbofan Core Test Process Control Logic with Simulation of the Target Thermodynamic Parameters in the Conditions of the Engine

- OEM's Facility / A. Inozemtsev // 2021 International Scientific and Technical Engine Conference. – Samara, 2021. – P. 1-6.
13. Schiewe C. How future propulsion systems influence future component testing: latest results from Stuttgart university's altitude test facility / C. Schiewe, N. Neuburger, S. Staudacher // Proceedings of Global Power and Propulsion Society Technical Conference. – 2019. – P. 1-7.
14. Shmidt, I. A. Simulation Complex for Debugging of Control Algorithms of the Test Bench / I. A. Shmidt, P. V. Ivanov, I. N. Gribkov // International Conference on Innovation Energy 2020. – Perm, 2021. – P. 1-8.
15. The Fuzzy Logic in the Problems of Test Control of a Bypass Turbojet Engine Gas Generator / A. Inozemtsev // Mathematics. – 2022. – Т. 10. – №. 3. – P. 1-17.
16. А. с. 141671 СССР, МПК G 01 М 9/00. Аэродинамическая труба / А. Н. Доброхотов. – № 699641/40-23 ; заявл. 28.02.61 ; опубл. 30.11.78, Бюл. № 44. – 3 с.
17. А. с. 265513 СССР, МПК G 01 М 15/14. Схема установки для испытания авиационных турбореактивных двигателей в условиях больших сверхзвуковых скоростей полета / А. Н. Доброхотов. – № 461545/24-6 ; заявл. 18.05.56 ; опубл. 09.03.70, Бюл. № 10. – 2 с.
18. А. с. 294099 СССР, МПК F 02 К 3/00, G 01 N 9/00. Установка для испытания сверхзвуковых воздушно-реактивных двигателей / А. Н. Доброхотов. – № 711961/24-6 ; заявл. 14.07.61 ; опубл. 26.01.71, Бюл. № 6. – 2 с.
19. А. с. 325902 СССР, МПК G 01 М 15/00. Способ имитации полетных условий двухконтурного двигателя / А. Н. Доброхотов. – № 714286/24-6 ; заявл. 15.01.62 ; опубл. 05.09.77, Бюл. № 33. – 2 с.
20. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович – М. : Наука, 1991. – 600 с.
21. Августинович, В. Г. Повышение надежности систем автоматического управления газотурбинными двигателями с применением алгоритмических методов / В. Г. Августинович, Т. А. Кузнецова // Известия Томского

- политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. – 2015. – Т. 326. – №. 9. – С. 68-77.
- 22.Августинович, В. Г. Система автоматической параметрической диагностики газоздушного тракта авиационного двигателя на базе робастной бортовой математической модели / В. Г. Августинович, Т. А. Кузнецова // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2016. – Т. 14. – №. 9. – С. 17-25.
- 23.Августинович, В. Г. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях: Научное издание / В. Г. Августинович, Ю. Н. Шмотин. – М. : Машиностроение, 2005. – 536 с.
- 24.Авиационный двигатель ПС-90А / А. А. Иноземцев [и др.] ; под. ред. А. А. Иноземцева. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 320 с.
- 25.Автоматизация испытаний и контроля авиационных ГТД / Г. П. Шибанов [и др.]. – М. : Машиностроение, 1977. – 280 с.
- 26.Автоматизация процесса испытания авиационных ГТД на базе SCADA-системы LabView / Д. А. Ахмедзянов [и др.] // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2009. – Т. 13. – №. 2. – С. 61-68.
- 27.Автоматизированная система контроля испытаний газотурбинных двигателей / Н. Н. Севрюгин [и др.] // Современные технологии автоматизации. – 2002. – №. 1. – С. 48-53.
- 28.Автоматизированные испытания в авиационной промышленности / Р. И. Адгамов [и др.]. – М. : Машиностроение, 1989. – 232 с.
- 29.Адгамов, Р. И. Обработка и анализ информации при автоматизированных испытаниях ГТД / Р. И. Адгамов, В. О. Боровик, С. В. Дмитриев. – М. : Машиностроение, 1987. – 216 с.
- 30.Акимов, В. М. Современные тенденции в области испытаний авиационных газотурбинных двигателей / В. М. Акимов // Испытания авиационных двигателей. – 1972. – №1. – С. 3-19.
- 31.Алгоритмический метод повышения отказоустойчивости системы автоматического управления и контроля двухконтурного турбореактивного

- двигателя / А. А. Иноземцев [и др.] // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2022. – №. 2. – С. 179-183.
32. Аналитическое резервирование в системе автоматического управления авиационного двухконтурного турбореактивного двигателя на основе оптимальных наблюдателей / А. А. Иноземцев [и др.] // Известия Южного федерального университета. Технические науки. – 2022. – №. 2 (226). – С. 65-78.
33. Бабкин, В. И. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий / В. И. Бабкин [и др.] // Двигатель. – 2013. – №2. – С. 2-7.
34. Бабкин, В. И. Роль и место экспериментальных исследований при создании перспективных авиационных двигателей / В. И. Бабкин, В. И. Солонин // Двигатель. – 2015. – №4. – С. 2-9.
35. Бабкин, В. И. Современная методология создания конкурентоспособных авиационных двигателей и место науки в этом процессе / В. И. Бабкин, В. И. Солонин // Двигатель. – 2017. – №1. – С. 10-13.
36. Бесекерский, В. А. Теория систем автоматического регулирования / В. А. Бесекерский, Е. П. Попов. – М. : Наука, 1975. – 768 с.
37. Бирюков, В. И. Многоканальная широкополосная измерительная система / В. И. Бирюков, М. Ф. Гарифуллин // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике. – 2012. – С. 37-38.
38. Боровик, В. О. Методы испытаний и доводки ГТД / В. О. Боровик // Испытания авиационных двигателей. – 1987. - № 15. – С. 7-13.
39. Босис, А. Ц. Емкость, заполняемая газом, как объект регулирования / А. Ц. Босис, О. В. Лыжин // Ученые записки ЦАГИ. – 1981. – Т. 12. – №. 3. – С. 129-133.
40. Бэр, Г.Д. Техническая термодинамика / Г. Д. Бэр – М. : Мир, 1977. – 517 с.
41. Васильев, В. И. Интеллектуальные системы управления с использованием нечеткой логики: учеб. пособие / В. И. Васильев, Б. Г. Ильясов. – Уфа : УГАТУ, 1995. – 100 с.

- 42.Вершинин, И. Д. Эмпирико-математическая модель компрессора аэродинамической трубы / И. Д. Вершинин, Н. А. Зленко, А. Г. Кукинов // Ученые записки ЦАГИ. – 1979. – Т.10. – №3. – С. 115-122.
- 43.Гилат, А. MATLAB. Теория и практика. 5-е изд. / А Гилат. – М. : ДМК Пресс, 2016. – 416 с.
- 44.Гольберг, Ф. Д. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления / Ф. Д. Гольберг, О. С. Гуревич, А. А. Петухов // Труды МАИ. – 2012. – №. 58. – С. 13.
- 45.Гольберг, Ф. Д. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления / Ф. Д. Гольберг, А. В. Батенин – М. : МАИ, 1999. – 80 с.
- 46.Горбунов, Г. М. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей / Г. М. Горбунов, Э. Л. Солохин. – М. : Машиностроение, 1967. – 256 с.
- 47.Горлин, С. М. Экспериментальная аэромеханика / С. М. Горлин. – М. : Высшая школа, 1970. – 423 с.
- 48.Гостев, В. И. Проектирование нечетких регуляторов для систем автоматического управления / В. И. Гостев. – СПб. : БХВ-Петербург, 2011. – 416 с.
- 49.Грейтцер, Е. М. Помпаж и вращающийся срыв в осевых компрессорах / Е. М. Грейтцер // Экспериментальные результаты и сравнение с теорией. Энергетические машины и установки. – 1976. – Т. 98. - №.2. – С. 62-72.
- 50.Грибков, И. Н. Автоматизация испытаний унифицированного газогенератора / И. Н. Грибков, М. Д. Галлямов // Новые решения и технологии в газотурбостроении: Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов. – М., 2015. – С. 298-300.
- 51.Грибков, И. Н. Контроль устойчивости технологического компрессора системы подогрева и наддува испытываемого газогенератора / И. Н. Грибков, А. И. Полулях // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации: Материалы XV Всероссийской научно-технической конференции. – Пермь, 2015. – С. 61-63.

52. Грибков, И. Н. Математическая модель технологического процесса испытаний газогенератора двухконтурного турбореактивного двигателя / И. Н. Грибков // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. Материалы XXII Всероссийской научно-технической конференции. – Пермь, 2021. – Т. 2. – С. 43-46.
53. Грибков, И. Н. Математическая модель технологического процесса испытаний газогенератора двухконтурного турбореактивного двигателя / И. Н. Грибков // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2023. – Т. 27 – №. 2 (100). – С. 45-52.
54. Грибков, И. Н. Математическое моделирование технологического процесса научно-исследовательских испытаний газогенератора двухконтурного турбореактивного двигателя в условиях моторостроительного предприятия / И. Н. Грибков // Математическое моделирование: Тезисы II Международной конференции. – М., 2021. – С. 96-98.
55. Грибков, И. Н. Методы реализации алгоритмов системы автоматизации испытаний газогенератора двухконтурного турбореактивного двигателя с имитацией требуемых входных термогазодинамических параметров в условиях моторостроительного предприятия / И. Н. Грибков, Б. В. Кавалеров, И. А. Шмидт // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Сборник докладов Международной научно-технической конференции. – Самара, 2021. – С. 339-340.
56. Грибков, И. Н. Разработка систем автоматического управления сложными техническими объектами авиадвигателестроения с использованием технологии модельно-ориентированного проектирования / И. Н. Грибков, А. А. Иноземцев, В. П. Казанцев // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям: Сборник тезисов. – М., 2021. – Т. 1. – С. 20-23.
57. Грибков, И. Н. Разработка системы управления испытаниями газогенератора / И. Н. Грибков, Ю. А. Трубников, А. И. Полулях // Авиадвигатели XXI века: Сборник тезисов Всероссийской научно-технической конференции Авиадвигатели XXI века. – М., 2015. – С. 850-852.

58. Грибков, И. Н. Система автоматического управления подогревом и наддувом испытуемого газогенератора / И. Н. Грибков, А. И. Полулях // Научно-технический конгресс по двигателестроению: Сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению. – М., 2014. – С. 228-230.
59. Грибков, И. Н. Экспериментальное исследование систем автоматического управления сложными техническими объектами двигателестроения / И. Н. Грибков // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. Материалы XXI Всероссийской научно-технической конференции. – Пермь, 2020. – Т. 2. – С. 30-33.
60. Григорьев, В. А. Основы доводки авиационных ГТД: учебное пособие / В. А. Григорьев, С. П. Кузнецов, А. Н. Белоусов. – М. : Машиностроение, 2012. – 152 с.
61. Давидсон, В. Е. Основы гидрогазодинамики в примерах и задачах / В. Е. Давидсон. – М. : Академия. – 2008. – 320 с.
62. Добрянский, Г. В. Динамика авиационных ГТД / Г. В. Добрянский, Т. С. Мартыанова – М. : Машиностроение, 1989. – 240 с.
63. Дорф, Р. Современные системы управления / Р. Дорф, Р. Бишоп. — М. : Лаборатория Базовых знаний, 2002. — 832 с.
64. Заде, Л. А. Понятие лингвистической переменной и его применение к понятию приближенных решений/ Л. А. Заде. – М. : Мир, 1976. – 165 с.
65. Зеленков, Ю. А. Комплексная автоматизация испытаний газотурбинных двигателей. Часть 1: управление стендом и сбор данных / Ю. А. Зеленков, В. Ю. Чувилин, В. Е. Журавлев // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2011. – Т. 15. – №. 2(42). – С. 119-125.
66. Зеленков, Ю. А. Комплексная автоматизация испытаний газотурбинных двигателей. Часть 2: хранение и обработка данных / Ю. А. Зеленков, В. Ю. Чувилин, В. Е. Журавлев // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2011. – Т. 15. – №. 2 (42). – С. 126-131.



- 67.Ильясов, Б. Г. Синтез многосвязных систем автоматического управления с логическими связями между подсистемами / Б. Г. Ильясов, И. И. Сабитов // Современные проблемы науки и образования. – 2015. – №. 1-1. – С. 51-58.
- 68.Иноземцев, А. А. О программе создания авиационных газотурбинных двигателей пятого поколения для семейства самолетов МС-21 // Вестник Пермского федерального исследовательского центра. – 2010. – №. 4. – С. 28-46.
- 69.Иноземцев, А. А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: В 3 т. Т. 1. / А. А. Иноземцев, М. А. Нихамкин, В. Л. Сандрацкий. – М. : Машиностроение, 2008. – 208 с.
- 70.Интеллектуальные системы управления и контроля газотурбинных двигателей / С. Н. Васильев [и др.]. – М. : Машиностроение. – 2008. – 551 с.
- 71.Испытания авиационных двигателей: учебник для вузов / В. А. Григорьев [и др.] ; под общ. ред. В. А. Григорьева, А. С. Гишварова. – М. : Инновационное машиностроение, 2016. – 542 с.
- 72.Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок / Е. Ю. Марчуков [и др.] ; под ред. И. И. Онищика. – М. : МАИ, 2004. – 336 с.
- 73.Кавалеров, Б. В. Математическое моделирование в задачах автоматизации испытаний систем управления энергетических газотурбинных установок / Б. В. Кавалеров // Известия Юго-Западного государственного университета. – 2011. – №. 1. – С. 74-83.
- 74.Казакевич, В. В. Автоколебания (помпаж) в компрессорах/ В. В. Казакевич – М. : Машиностроение, 1974. – 265 с.
- 75.Ким, Д. П. Теория автоматического управления: многомногомерные, нелинейные, оптимальные и адаптивные системы / Д. П. Ким – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 464 с.
- 76.Клячкин, А. Л. Эксплуатационные характеристики авиационных газотурбинных двигателей / А. Л. Клячкин. – М. : Транспорт, 1967. – 196 с.
- 77.Колесинский, Л. Д. Анализ протекания нестационарных явлений в многоступенчатом осевом компрессоре, работающем в системе стенда, при

- помпаже / Л. Д. Колесинский, О. В. Макашева // Ученые записки ЦАГИ. – 2008. – Т. 39. – №. 4. – С. 46-59.
78. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» / С. А. Вьюнов [и др.] ; под общ. ред. Д. В. Хромина. – М. : Машиностроение, 1989. – 368 с.
79. Концепция построения автоматизированных информационно-измерительных систем для испытаний ГТД 5-го поколения / А.А. Иноземцев [и др.] // Авиационная промышленность. – 2013. – №. 4. – С. 12-16.
80. Кудрин, Н. А. Идентификация математической модели компрессорной аэродинамической трубы как объекта управления / Н. А. Кудрин, В. В. Петроневич // Ученые записки ЦАГИ. – 1993. – Т.24. – №2. – С. 100-106.
81. Кузнецова, Т. А. Алгоритмы диагностики и парирования отказов каналов измерения системы автоматического управления авиационным двигателем / Т. А. Кузнецова, В. Г. Августинович, Е. А. Губарев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Электротехника, информационные технологии, системы управления. – 2015. – №. 16. – С. 5-14.
82. Кусимов, С. Т. Проблемы проектирования и развития систем автоматического управления и контроля ГТД / С. Т. Кусимов, Б. Г. Ильясов, В. И. Васильев. – М. : Машиностроение, 1999. – 609 с.
83. Ламанова, Н. Г. Идентификация математической модели системы автоматического управления газотурбинного двигателя / Н. Г. Ламанова, А. С. Плешивых, И. Н. Грибков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Электротехника, информационные технологии, системы управления. – 2019. – №. 31. – С. 121-135.
84. Лебсак, В. А. Математическая модель переходных процессов в компрессорных аэродинамических трубах / В. А. Лебсак, О. В. Лыжин // Ученые записки ЦАГИ. – 1985. – Т.16. – №2. – С. 33-40.

85. Лебсак, В. А. Математическое моделирование переходных процессов в криогенных компрессорных аэродинамических трубах / В. А. Лебсак, А. Н. Толмачев // Ученые записки ЦАГИ. – 1992. – Т. 23. – №. 3. – С. 118-122.
86. Лейбов, Р. Л. Компенсация отказов датчиков цифровой системы автоматического управления с использованием кусочно-непрерывной линейной и нелинейной математических моделей объекта управления / Р. Л. Лейбов, О. С. Гуревич // Авиакосмическое приборостроение. – 2018. – №. 11. – С. 23-37.
87. Леонтьев, В. Н. Испытания авиационных двигателей и их агрегатов / В. Н. Леонтьев, С. А. Сиротин, А. М. Теверовский. – М. : Машиностроение, 1976. – 216 с.
88. Линейная адаптивная бортовая математическая модель двигателя для повышения надежности систем автоматического управления авиационным ГТД / В. Г. Августинovich [и др.] // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – №. 3 (42). – С. 47-60.
89. Локштанов, Е. А. Применение энергетического метода для анализа устойчивости газовых систем с компрессорами / Е. А. Локштанов, Л. Е. Ольштейн // Лопаточные машины и струйные аппараты. – 1966. – №. 1. – С. 121-136.
90. Локштанов, Е. А. Сосредоточенные параметры, характеризующие динамические свойства элементов систем с движущейся сжимаемой средой / Е. А. Локштанов // Лопаточные машины и струйные аппараты. – 1966. – №. 1. – С. 137-144.
91. Лоссиевский, В. Л. Основы автоматического регулирования технологических процессов / В. Л. Лоссиевский – М. : Оборонгиз, 1949. – 226 с.
92. Луковников, А. В. Авиационные двигатели и энергетические установки: Сборник научных трудов / А. В. Луковников. – М. : ЦИАМ, 2020. – 396 с.
93. Любомудров, Ю. В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей / Ю. В. Любомудров. – М. : Машиностроение, 1971. – 200 с.

94. Лянцев, О. Д. Методика идентификации передаточных функций газогенератора ТРДД / О. Д. Лянцев, А. В. Казанцев, А. С. Васин // Инновационная наука. – 2015. – №4. – С. 43-46.
95. Макаров, И. М. Интеллектуальные системы автоматического управления / И. М. Макаров, В. М. Лохин. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2001. – 576 с.
96. Методические основы аналитического конструирования регуляторов нечеткого управления / В. М. Лохин [и др.] // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2000. – № 1. С. 56-59.
97. Методы обработки результатов испытаний серийных ГТД: учебное пособие / В.О. Боровик [и др.]. – Уфа : УАИ, 1982. – 124 с.
98. Методы оптимизации испытаний и моделирования систем управления газотурбинными двигателями / В. Т. Дедеш [и др.]. – М. : Машиностроение, 1990. – 160 с.
99. Морозовский, В. Т. Многосвязные системы автоматического регулирования / В. Т. Морозовский – М. : Энергия, 1970. – 288 с.
100. Научно-исследовательские испытания газогенератора перспективного двухконтурного турбореактивного двигателя с имитацией требуемых входных термогазодинамических параметров в условиях моторостроительного предприятия / А. А. Иноземцев [и др.] // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2021. – №65. – С. 28-37.
101. ОДК-Авиадвигатель. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <https://www.avid.ru>.
102. Оптимизация автоматизированных стендовых испытаний ГТД / Ю. В. Кожевников [и др.]. – М. : Машиностроение, 1974. – 104 с.
103. Павлов, Ю. И. Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей / Ю. И. Павлов, Ю. Я. Шайн, Б. И. Абрамов. – М. : Машиностроение, 1979. – 152 с.
104. Пасова, З. Г. Экспериментальное исследование режимов работы аэродинамической трубы с принудительным отсосом воздуха из камеры

- давления и одновременным впуском воздуха в контур трубы / З. Г. Пасова // Ученые записки ЦАГИ. – 2004. – Т. 35. – №. 1-2. – С. 63-67.
105. Пат. 187791 U1 Российская Федерация, МПК G01M 15/04. Стенд для испытаний электронных агрегатов системы автоматического управления и контроля газотурбинного двигателя / И. Н. Грибков, А. А. Заборских, И. Г. Лисовин, Л. В. Мерзляков, А. И. Полулях ; заявитель и патентообладатель АО «ОДК»: № 2018139181 ; заявл. 14.11.2017 ; опубл. 19.03.2019. Бюл. № 8. – 6 с.
106. Пат. 2265236 C1 Российская Федерация, МПК G05B 23/02. Способ диагностики аппаратуры / А. Ф. Страхов, О. А. Страхов, Е. П. Палькеев, В. Д. Белокрылов ; заявитель и патентообладатель ЗАО Московское конструкторское бюро «Параллель». – № 2004109565/09 ; заявл. 31.03.2004; опубл. 27.11.2005, Бюл. № 33. – 9 с.
107. Пат. 2622588 C1 Российская Федерация, МПК G01M 15/14. Стенд для испытания газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей / Иноземцев А. А., Галлямов М. Д., Двинских А. В., Грибков И. Н., Полулях А. И. ; заявитель и патентообладатель АО «ОДК-Авиадвигатель». – № 2016122365 ; заявл. 06.06.2016 ; опубл. 16.06.2017, Бюл. № 17. – 7 с.
108. Пат. 2755027 C1 Российская Федерация, МПК G05B 23/00. Способ разработки и испытания системы автоматического управления и мобильный стенд для тестирования электронной системы управления / Ю. В. Трофимов, Н. Г. Якунина ; заявитель и патентообладатель АО «ОДК-Климов». – № 2020140673 ; заявл. 08.12.2020; опубл. 10.09.2021, Бюл. № 25. – 9 с.
109. Пат. 2789850 C1 Российская Федерация, МПК G05B 23/02. Способ исследования электронных систем управления сложными техническими объектами и стенд для исследования электронных систем управления сложными техническими объектами / И. Н. Грибков, И. Г. Лисовин ; заявитель и патентообладатель АО «ОДК-Авиадвигатель». – № 2022120123/07 ; заявл. 22.07.2022; опубл. 14.02.2023, Бюл. № 5. – 10 с.
110. Пат. 2797897 C1 Российская Федерация, МПК G01M 15/14. Стенд автоматизированных испытаний газогенератора турбореактивного

- двухконтурного двигателя / Иноземцев А. А., Грибков И. Н., Лисовин И. Г., Саженов А. Н., Галлямов М. Д. ; заявитель и патентообладатель АО «ОДК-Авиадвигатель». – № 2022128745 ; заявл. 07.11.2022 ; опубл. 09.06.2023, Бюл. № 16. – 12 с.
111. Перспективы нейросетевого моделирования для полунатурных испытаний систем автоматического управления сложными техническими объектами двигателестроения / Г. А. Килин [и др.] // Автоматизация в промышленности. – 2021. – №6. – С. 13-16.
112. Петунии, В. И. Особенности синтеза многосвязных систем автоматического управления с селектором каналов / В. И. Петунии // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2008. – Т. 11. – №. 1. – С. 11-17.
113. Пономарев, Б. А. Двухконтурные турбореактивные двигатели / Б. А. Пономарев. – М. : Воениздат, 1973. – 133 с.
114. Попов, А. Н. Автоматизированная информационно-измерительная система для стендовых акустических испытаний авиационных двигателей / А. Н. Попов, И. А. Потапов, Н. Н. Севрюгин // Авиакосмическое приборостроение. – 2007. – №. 9. – С. 49-53.
115. Поповьян, А. Г. Создание комплексной системы для испытания авиационных двигателей / А. Г. Поповьян, А. Н. Попов // Двигатель. – 2005. – № 5(41). – С. 15.
116. Рей, У. Методы управления технологическими процессами / У. Рей. – М. : Мир, 1983. – 368 с.
117. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021681222 Российская Федерация. Моделирующий комплекс технологического процесса испытаний газогенератора двухконтурного турбореактивного двигателя / И. А. Шмидт, П. В. Иванов, И. Г. Лисовин, И. Н. Грибков, Д. А. Даденков, А. Б. Петроченков, Б. В. Кавалеров ; заявитель и патентообладатель АО «ОДК»: № 2021680414 : заявл. 08.12.2021 : опубл. 20.12.2021, Бюл. № 12. – 1 с.

118. Синтез оптимального наблюдателя при отказах в канале измерения систем автоматического управления и контроля двухконтурного турбореактивного двигателя / А.А. Иноземцев [и др.] // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2019. – №. 57. – С. 162-171.
119. Синтез оптимального наблюдателя при отсутствии априорной информации о характеристиках шума возмущения системы автоматического управления и контроля двухконтурного турбореактивного двигателя / А.А. Иноземцев [и др.] // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2020. – №. 63. – С. 70-79.
120. Скибин, В. А. Научный вклад в создание авиационных двигателей. В 2 кн. Кн. 2. / В. А. Скибин, В. И. Солонин. – М. : Машиностроение, 2000. – 616 с.
121. Скибин, В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / В. А. Скибин, В. И. Солонин, В. А. Палкин. – М.: ЦИАМ, 2010. – 673 с.
122. Скубачевский, Л. С. Испытания воздушно-реактивных двигателей / Л. С. Скубачевский. – М. : Машиностроение, 1972. – 228 с.
123. Создание конкурентоспособных авиационных двигателей 2025-2030 годов. Проблемы реализации прорывных конструктивно-технологических решений и новых критических технологий / В. И. Бабкин [и др.] // Деловая слава России. – 2015. – № 49. – С. 25-29.
124. Солохин, Э. Л. Испытания воздушно-реактивных двигателей. Учебник для вузов по специальности «Авиационные двигатели» / Э. Л. Солохин. – М. : Машиностроение, 1975. – 356 с.
125. Сосунов, В. А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей / В. А. Сосунов, Ю. А. Литвинов. – М. : Машиностроение, 1975. – 216 с.
126. Степанов, И. Р. Некоторые задачи движения газа и жидкости в каналах и трубопроводах энергоустановок / И. Р. Степанов, В. И. Чудинов. – Л. : Наука, 1977. – 200 с.

127. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / В. П. Деменченок [и др.] ; под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. – М. : Машиностроение, 1979. – 432 с.
128. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В. М. Акимов [и др.] ; под ред. С.М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1987. – 568 с.
129. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В. И. Бакулев [и др.] ; под ред. В. А. Сосунова, В. М. Чепкина. – М. : МАИ, 2003. – 688 с.
130. Хижняков Ю.Н. Алгоритмы нечеткого, нейронного и нейро-нечеткого управления в системах реального времени: учебное пособие. – Пермь: ПНИПУ, 2013 – 160 с.
131. Хижняков, Ю. Н. Нейро-нечеткий регулятор частоты газотурбинного двигателя / Ю. Н. Хижняков, А. А. Южаков // Приборы. – 2010. – №. 5. – С. 17-21.
132. Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <https://www.ciam.ru>
133. Цховребов, М. М. Применение идентифицированной математической модели газотурбинного двигателя для анализа результатов испытаний / М. М. Цховребов, Ю. А. Эзрохи, А. С. Дрыгин // Авиационные двигатели и силовые установки. – 2010. – С. 153-159.
134. Чуян, Р. К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. Учеб. пособие для студентов авиадвигателестроительных специальностей вузов / Р. К. Чуян – М. : Машиностроение, 1988. – 288 с.
135. Шевяков, А. А. Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов / А. А. Шевяков – М. : Машиностроение, 1980. – 331 с.
136. Шевяков, А. А. Системы управления ракетных двигателей и энергетических установок / А. А. Шевяков, В. М. Калнин, Т. С. Мартыанова. – М. : Машиностроение, 1985. – 184 с.
137. Шишков, А. А. Высотные испытания реактивных двигателей / А. А. Шишков, Б. М. Силин. – М. : Машиностроение, 1985. – 208 с.





Рисунок А.1 – Обобщенная блок-схема программной реализации математической модели процесса подогрева и наддува воздуха на входе газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя.

Основные аспекты имитации эксплуатационных условий газогенератора на основе теории нечеткой логики, представлены в Таблице Б.1. Дополнительно стоит отметить, что «Условие 1» характеризует обеспечение требуемых значений параметров воздуха на входе газогенератора, а «Условие 2», соответственно, характеризует сохранение положения рабочей точки в области допустимых режимов работы технологического двигателя.

Таблица Б.1

Основные аспекты имитации эксплуатационных условий газогенератора

Требование	Условие 1	Условие 2	Действие
Увеличить $Dlt_T$	$Dlt_T$ в допуске	$Dlt_{OP}$ в допуске	$ARUD_{QB}$
Увеличить $Dlt_T$ (много)	$Dlt_T$ в допуске	$Dlt_{OP}$ в допуске	$ARUD_{FB}$
Уменьшить $Dlt_T$	$Dlt_T$ в допуске	$Dlt_{OP}$ в допуске	$ARUD_{QF}$
Уменьшить $Dlt_T$ (много)	$Dlt_T$ в допуске	$Dlt_{OP}$ в допуске	$ARUD_{FF}$
Увеличить $Dlt_P$	-	$Dlt_{OP}$ в допуске	$BV_{OPEN}$
Уменьшить $Dlt_P$	-	$Dlt_{OP}$ в допуске	$BV_{CLOSE}$
Увеличить $Dlt_{OP}$	$Dlt_T$ в допуске	-	$BV_{OPEN}$
Уменьшить $Dlt_{OP}$	$Dlt_T$ в допуске	-	$BV_{CLOSE}$
Увеличить $Dlt_{OP}$	$Dlt_T$ в допуске	$BV_{OPEN}$ открыт	$ARUD_{QB}$
Уменьшить $Dlt_{OP}$	$Dlt_T$ в допуске	$BV_{CLOSE}$ закрыт	$ARUD_{QF}$

Требование	Условие 1	Условие 2	Действие
Увеличить <i>Dlt_OP</i>	НЕ <i>Dlt_T</i> в допуске	-	<i>ARUD_QB</i>
Уменьшить <i>Dlt_OP</i>	НЕ <i>Dlt_T</i> в допуске	-	<i>BV_CLOSE</i>
		<i>BV_CLOSE</i> закрыт	<i>ARUD_QF</i>
Открыть <i>BV_CLOSE</i>	-	<i>Dlt_OP</i> в допуске	<i>BV_OPEN</i>
		<i>BV_CLOSE</i> закрыт	

УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель  
управляющего директора-  
генерального конструктора-  
начальник ОКБ

АО «ОДК-Авиадвигатель»



Т.Н. Хайрулин

2023 г.

**АКТ****внедрения результатов диссертации Грибкова И.Н.**

Мы, нижеподписавшиеся, составили настоящий акт о том, что результаты диссертации Грибкова И.Н. внедрены и используются в АО «ОДК-Авиадвигатель», а именно алгоритмы автоматизации процесса подогрева и наддува воздуха на входе в газогенератор турбореактивного двухконтурного двигателя. Использование результатов диссертации позволило выполнить модернизацию информационно-управляющей системы специализированного испытательного комплекса для испытаний газогенераторов семейства двигателей ПД с подогревом и наддувом воздуха. Модернизация испытательного комплекса обеспечила сокращение трудоемкости проведения испытаний на ~15%, а также повышение надежности испытаний на ~25% за счет уменьшения степени ручного труда при проведении испытаний газогенератора турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14.

Главный конструктор  
семейства двигателей ПД

И.В. Максимов

Начальник отделения  
автоматизированных систем

А.А. Васкецов

Начальник отделения  
систем управления

И.Г. Лисовин