

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»



На правах рукописи

МИТРОФАНОВ СЕРГЕЙ ЮРЬЕВИЧ

**АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ В
ТРЕНАЖЕРНОМ УСТРОЙСТВЕ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА
СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА**

Специальность 2.3.1 – Системный анализ, управление и обработка
информации, статистика (технические науки)

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
Доктор технических наук, профессор
Рыбников Сергей Игорьевич

МОСКВА, 2022

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	6
ГЛАВА 1 ТРЕНАЖЕРНЫЕ УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА В КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЕ ПОДГОТОВКИ ЛЕТНОГО ПЕРСОНАЛА....	16
Введение.....	16
1.1 Современная нормативно-правовая база ТСО в области подготовки и переподготовки авиационного персонала	18
1.2 Комплексная система подготовки персонала	21
1.3 Технические средства обучения, применяемые во время подготовки членов летного экипажа	23
1.4 Обучение авиационного персонала с использованием тренажерных устройств имитации полета	26
1.5 Математическая модель тренажерного устройства имитации полета	34
1.6 Математическая модель самолета, применяемая в тренажерном устройстве имитации полета.....	35
1.7 Адекватность тренажерных устройств имитации полета	39
1.8 Формирование современных общих требований к тренажерным устройствам имитации полета среднемагистрального самолета.....	44
1.8.1 Общие требования для комплексного и процедурного тренажера	48
1.8.2 Общие требования для базового тренажера летной подготовки по приборам	50
1.9 Выбор общих критериев эффективности авиационных тренажеров..	51
1.10 Анализ эффективности ТУИП	54
1.10.1 Анализ с использованием общих критериев.....	54

1.10.2 Анализ эффективности обучения на тренажерных устройствах имитации полета в условиях отказов	57
Выводы по главе 1.....	65
ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ И СРЕДСТВ РЕАЛИЗАЦИИ БАЗОВОГО ВАРИАНТА ТРЕНАЖЕРНОГО УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА.....	67
2.1 Разработка структуры тренажерного устройства имитации полета ...	69
2.1.1 Аппаратная структура	69
2.1.2 Программная структура тренажерного устройства имитации полета	73
2.1.3 Структура моделирования тренажерного устройства имитации полета	75
2.2 Организация моделирования полета в режиме реального времени....	80
2.3 Анализ времени передачи данных между компонентами.....	83
2.4 Организация отказоустойчивости моделирования	85
2.5 Оценка отказоустойчивого подхода	86
2.6 Разработка алгоритма контроля распределения данных.....	92
2.6.1 Обзор существующих методов контроля распределения данных в ТУИП	92
2.6.2 Объединенный алгоритм контроля распределения данных	95
2.6.3 Применение объединенной модели контроля распределения данных в ТУИП	97
Выводы по главе 2.....	99
ГЛАВА 3 РАЗРАБОТКА ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ БЛОКОВ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ТРЕНАЖЕРНОГО УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА.....	100

3.1	Разработка дополнительного блока оптимального управления для обучения экипажей воздушных судов на тренажерном устройстве имитации полета.....	102
3.2	Выбор методов автоматизации управления летательного аппарата для дополнительных блоков оптимального управления	105
3.3	Анализ перспектив применения дополнительных блоков оптимального управления	113
3.3.1	Подбор экспертов.....	114
3.3.2	Опрос экспертов	115
3.3.3	Обработка экспертных оценок	116
3.4	Синтез системы автоматического управления траекторным движением гипотетического среднемагистрального самолета	118
3.4.1	Расширенный объект управления при управлении траекторным движением.....	119
3.4.2	Функция штрафа	121
3.4.3	Соотношения для аналитического конструирования оптимального регулятора для системы стабилизации заданной линии пути	121
3.4.4	Результаты моделирования.....	124
3.5	Синтез полуавтоматической системы управления положением центра масс самолета в боковом движении	128
3.5.1	Характеристики пилота как звена системы управления.....	128
3.5.2	Синтез структуры полуавтоматического управления положением центра масс самолета в боковом движении	129
3.6	Решение обратной задачи динамики на примере директорного режима управления	134

3.7 Оценка эффективности применения дополнительных блоков управления в процессе обучения.....	139
Выводы по главе 3.....	142
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	144
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	146
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	147
ПРИЛОЖЕНИЯ.....	154
ПРИЛОЖЕНИЕ 1 СЦЕНАРИЙ ВЫПОЛНЕНИЯ ТЕСТОВОГО ПОЛЕТА НА ТРЕНАЖЕРНОМ УСТРОЙСТВЕ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА	154
ПРИЛОЖЕНИЕ 2 ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ	159
ПРИЛОЖЕНИЕ 3 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ САМОЛЕТА КАК ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ	164
ПРИЛОЖЕНИЕ 4 АКТЫ О ВНЕДРЕНИИ РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ..	169

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования.

Согласно отчетам ИКАО [1], отражающим статистику авиационных происшествий, причиной множества катастроф является человеческий фактор, а именно ошибки экипажа, вызванные их неподготовленностью к нештатным ситуациям, усложняющимся погодными условиями, или сочетаниями каких-либо неблагоприятных факторов. Именно качественная отработка навыков летчиков при помощи современных технических устройств имитации полета позволит снизить данные риски.

Диссертационная работа посвящена исследованиям по разработке тренажерных устройств имитации полета (ТУИП) как технических средств обучения (ТСО) для подготовки летных экипажей среднемагистральных ВС. В процессе профессиональной подготовки и переподготовки в наземных условиях вырабатываются навыки и умения (включая проверку квалификации) действий экипажей в объёме их функциональных обязанностей по пилотированию, самолётовождению, эксплуатации бортовых систем и оборудования, рациональному взаимодействию, в том числе при наличии отказов, неисправностей и особых случаев полёта, в соответствии с руководством по лётной эксплуатации самолёта или классами самолетов.

Во всем мире создаются центры подготовки и переподготовки авиационного персонала, в частности членов летных экипажей. Одно из ключевых назначений этих центров – создание тренажерной базы, включающей в себя тренажерные устройства имитации полета различных типов.

Теоретической основой исследования являются опубликованные работы: В.Н. Алымова, В.Т. Бобронникова, В.А. Боднера, А.И. Годунова, В.А. Горячева, А.В. Ефремова, М.Н. Красильщикова, А.А. Красовского, В. В. Малышева, Д.А. Новикова, Д.А. Поспелова, С.И. Рыбникова, В.В. Сысоева,

С.М. Федорова и других, связанные с проблемами тренажеростроения, системного анализа и оптимального управления.

Следующие современные тенденции, направленные на повышение безопасности авиационных перевозок, определяют **актуальность темы диссертационной работы:**

- создание отечественных, конкурентоспособных авиационных технических средств обучения;
- развитие авиационных технических средств обучения, в частности расширение их функциональности с использованием и модернизацией методов оптимизации управления;
- повышение требований к профессиональной подготовке авиационного персонала с использованием ТУИП.

Степень разработанности темы исследования. В диссертационной работе проведен анализ работ и нормативных документов отечественных и зарубежных организаций в области разработки ТСО, который позволил определить круг вопросов, требующих детального изучения для решения прикладных задач.

Целью диссертационной работы является разработка алгоритмического и программно-математического обеспечения, соответствующего современным требованиям отечественной и международной нормативно-правовой базы в области разработки технических средств обучения, тренажерного устройства имитации полета среднемагистрального самолета, а также расширение функциональности тренажерного устройства имитации полета на основе методов оптимального управления.

Задачи исследования:

1. Анализ процесса практической подготовки летного персонала на ТУИП.
2. Формирование общих требований к ТУИП в соответствии с современной отечественной и международной нормативно-правовой базой в области разработки практических ТСО.

3. Разработка базовой аппаратной архитектуры ТУИП, разработка и реализация структуры и компонентов алгоритмического и программно-математического обеспечения ТУИП. Анализ полученных решений и их экспериментальная отработка.
4. Введение в ТУИП дополнительных функций и блоков оптимального управления. Выбор метода оптимизации управления ЛА. Экспертный анализ перспективы их применения для практической подготовки летного персонала на ТУИП.
5. Синтез и программная реализация алгоритмов оптимального управления ЛА для использования их в блоках оптимального управления ТУИП. Анализ полученных решений и их экспериментальная отработка.

Объектом исследования является алгоритмическое и программно-математическое обеспечение ТУИП для подготовки членов летного экипажа среднемагистрального самолета.

Предметом исследования является базовая аппаратная, алгоритмическая и программно-математическая архитектура ТУИП, дополнительные алгоритмы и блоки оптимального управления среднемагистральным самолетом, расширяющие функциональность тренажерного устройства имитации полета.

Методы исследования, используемые для решения поставленных задач в диссертационной работе, включают в себя: методы системного анализа, динамики полета, оптимизации управления, в частности, аналитического конструирования оптимальных регуляторов.

Общая структура диссертационной работы изображена на рисунке 1.

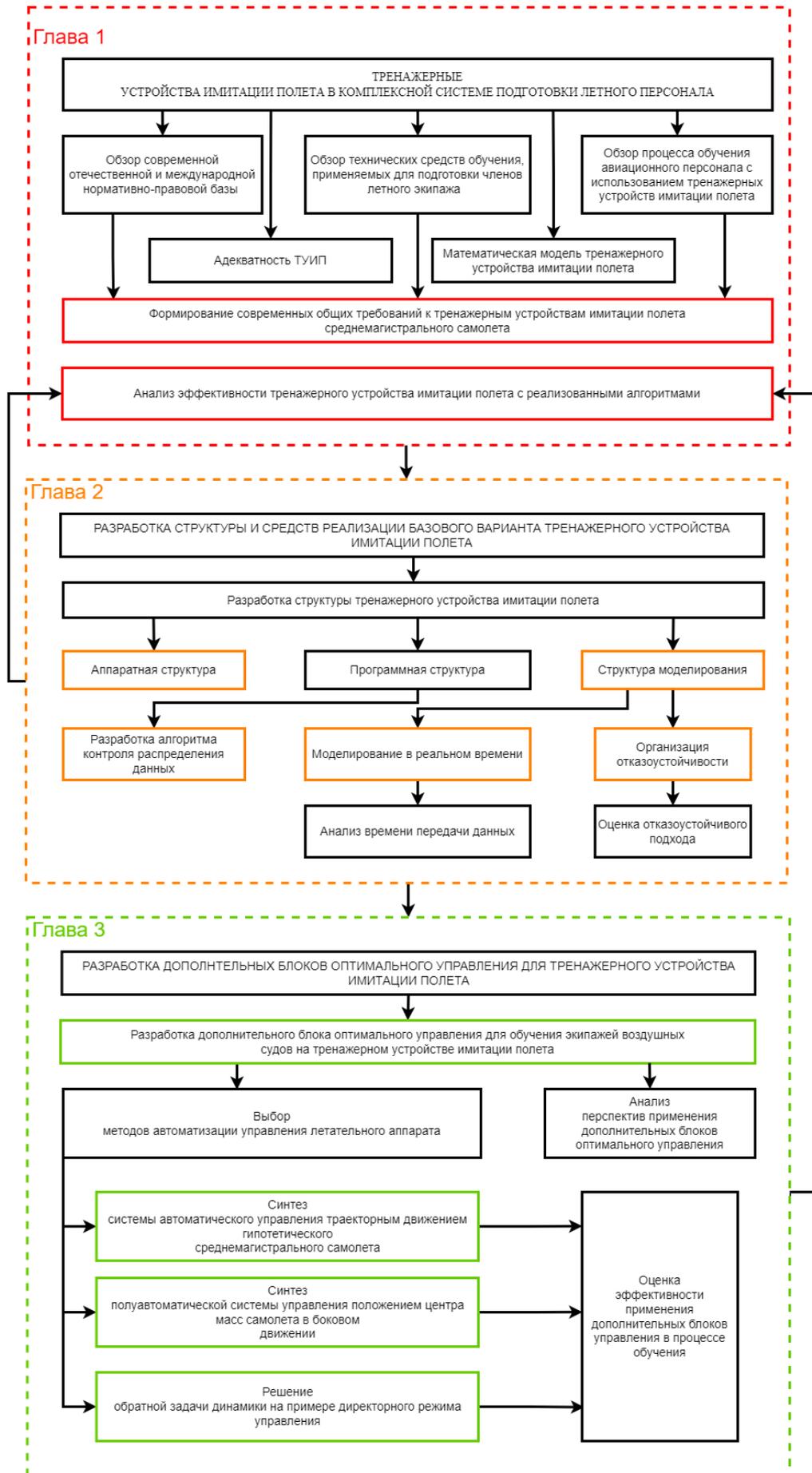


Рисунок 1 – общая структура диссертационной работы

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Системно обоснован и разработан комплекс требований к тренажерным устройствам имитации полета (ТУИП), обеспечивающий единый стандартизованный подход к моделированию систем самолета в ТУИП и подготовке летного персонала по программам обучения MPL (Multi-crew Pilot License — лицензия пилота на работу в составе экипажа), а также формирующий новый тип ТУИП.
2. Разработана структура интерфейсной системы ТУИП, имеющая в составе, в отличие от традиционной системы передачи данных и обмена информацией, введенное, синтезированное и реализованное устройство сопряжения объектов магистрально-модульного принципа действия и реализующая концепцию интегральной модульной авионики.
3. Разработана структура единого алгоритмического и программно-математического обеспечения (ПМО) ТУИП на основе методов распределенного моделирования, удовлетворяющая требованиям ТУИП к режиму реального времени и включающая в себя:
 - разработанный алгоритм синхронизации обмена данными между компонентами ПМО на основе метода событийно-ориентированной синхронизации данных;
 - разработанный алгоритм контроля распределения данных на основе объединения интерфейса передачи сообщений и интерфейса распараллеливания вычислений в системах с общей памятью.
4. Разработан дополнительный алгоритмический и программно-математический блок оптимального управления, расширяющий функционал ТУИП, при решении прямой задачи определяющий оптимальные значения законов управления ЛА в локальных системах с использованием метода АКОР на основе уравнения Эйлера-Пуассона, в частности, по вариативному критерию, а также решающий предложенную обратную задачу АКОР'а, состоящую в определении ограничений фазовых координат управляемого объекта, допускающих выполнение критерия.

Теоретическая и практическая значимость работы:

1. Предложенный комплекс требований, предъявляемый к ТУИП, позволил спроектировать новый тип ТУИП для эффективного решения задачи подготовки членов летного экипажа по программе подготовки MPL.
2. Разработанная структура интерфейсной системы ТУИП с синтезированным и реализованным современным устройством обмена информации между объектами для ТУИП обеспечила снижение транспортной задержки ТУИП и реализацию совместной обработки информации используемых систем различных протоколов обмена.
3. Разработанное алгоритмическое и программно-математическое обеспечение ТУИП с распределенной средой моделирования обеспечило интеграцию широкого спектра моделей и компонентов ПМО в ТУИП, а также увеличение производительности вычислений со снижением их времени до двух раз.
4. Применение АКОР'а по вариативному критерию на основе уравнения Эйлера-Пуассона позволило повысить полноту реализации энергетических ресурсов моделируемого объекта в интересах обеспечения конкретных требований по качеству, быстродействию и энергопотреблению управления. Результаты решения обратной задачи АКОР'а способствовали технической реализуемости синтезируемого оптимального управления.
5. Проведена экспериментальная и экспертная проверка предложенных решений.
 - 5.1. Результаты экспериментального анализа эффективности обучения на ТУИП КТС с разработанным алгоритмическим и программно-математическим обеспечением, выполненного на основе дополнительного обучения групп курсантов авиашколы, показали, что пилоты, прошедшие тренировочную практику на всех этапах полета, более эффективно справлялись с отказами в неожиданных ситуациях,

что привело, в частности, к снижению числа неудачных посадок в среднем в 4 раза.

- 5.2. Результаты экспертной оценки группой экспертов целесообразности введения дополнительного блока оптимального управления ТУИП составили 70% процентов с рекомендацией уточнения применяемых методов оптимального управления.
 - 5.3. Результаты анализа на инженерном стенде МС-21 с дополнительным блоком оптимального управления показали дополнительный рост эффективности навыков ручного управления.
6. Результаты работы внедрены в составную часть опытно-конструкторской работы «Разработка, изготовление и поставка комплекса ТСО для подготовки авиационного персонала, эксплуатирующего самолеты семейства МС-21», а также реализованы в разработанных предприятием ООО «НПФ Системы Комплексных Тренажеров» ТУИП для подготовки и переподготовки членов летного экипажа, эксплуатирующего перспективные воздушные суда МС-21, что подтверждается актами внедрения результатов работы (ПАО «Корпорация «Иркут», ООО «НПФ СКТ», АО «РАА «Спецтехника» в приложении 4).

Личный вклад автора. Все результаты, представленные в работе, получены автором лично или при его непосредственном участии. Проведен экспериментальный анализ процесса практической подготовки летного персонала на ТУИП, включая исследование современной отечественной и международной нормативно-правовой базы в области разработки ТСО, по результатам которого предложен комплекс требований к ТУИП, обеспечивающий стандартизированный подход к моделированию систем самолета и подготовки летного персонала по программам обучения MPL.

Автором лично разработаны и реализованы структуры и компоненты алгоритмического и программно-математического обеспечения ТУИП, включающие в себя методы распределенного моделирования с разработанным алгоритмом синхронизации обмена данными между компонентами, а также

разработанный алгоритм контроля распределения данных. Проведен экспериментальный анализ эффективности применения ТУИП с разработанным алгоритмическим и программно-математическим обеспечением в процессе практической подготовки летного персонала. Предложен и реализован дополнительный блок оптимального управления для ТУИП с использованием АКОР'а на основе уравнения Эйлера-Пуассона, предназначенный для повышения эффективности обучения летного персонала навыкам ручного управления.

Положения, выносимые на защиту:

1. Предложенный комплекс требований, предъявляемый к ТУИП, обеспечивает единый стандартизованный подход к моделированию систем самолета в ТУИП. ТУИП нового типа, разработанный в соответствии с предложенным комплексом требований, обеспечивает эффективное решение задачи подготовки членов летного экипажа по программе подготовки MPL.
2. Разработанная интерфейсная структура ТУИП, имеющая в составе, в отличие от традиционной интерфейсной системы передачи данных и обмена информацией, введенное, синтезированное и реализованное устройство сопряжения магистрально-модульного принципа действия, позволяет снизить транспортную задержку тренажера и реализует концепцию ИМА.
3. Программно-математическое обеспечение ТУИП на основе методов распределенного моделирования с разработанным методом обмена данными между компонентами моделирования удовлетворяет требованиям к моделированию в реальном времени. Разработанный алгоритм контроля распределения данных в системах с общей памятью увеличивает производительность вычислений до 2-х раз.
4. Дополнительный алгоритмический и программно-математический блок оптимального управления, определяющий оптимальные значения управления ВС с использованием методов АКОР'а, позволяет расширить

функционал ТУИП для обучения оптимального пилотирования ВС в ручном режиме.

Соответствие диссертации паспорту научной специальности.

Исследование проводится в комплексной области, включающей в себя задачи разработки специального математического и алгоритмического обеспечения ТУИП, а также дополнительных блоков оптимального управления; реализуется формализация и постановка задач системного анализа в области эффективности ТУИП для обучения летного персонала, включая ситуации отказа; разрабатываются алгоритмы решения оптимального управления ЛА для дополнительных блоков оптимального управления, что соответствует специальности ВАК РФ 2.3.1. «Системный анализ, управление и обработка информации, статистика» (технические науки).

Достоверность результатов обеспечивается адекватной постановкой задач, корректным использованием математических методов и программно-математического обеспечения, а также четко обоснованными допущениями, в рамках которых были проведены расчеты. Также достоверность подтверждается проведенными экспериментальными исследованиями и актами внедрения результатов работы (ПАО «Корпорация «Иркут», АО «РАА Спецтехника», ООО «НПФ Системы Комплексных Тренажеров»).

Внедрение результатов работы. Основные результаты исследования диссертационной работы применены для разработки ТУИП КТС перспективного ВС МС-21, что подтверждается актами о внедрении результатов диссертационной работы (ПАО «Корпорация «Иркут», ООО «НПФ СКТ», АО «РАА «Спецтехника» в приложении 4)

Апробация результатов работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались на:

- XLV Международной молодежной научной конференции Г12 «Гагаринские чтения – 2019»;
- 18-я Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2019» 18-22 ноября 2019 года;

- 19-я Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2020» 23-27 ноября 2020 года;
- 19-я Международной конференции «Математическое моделирование – 2020» 23-27 ноября 2020 года.

Выставочный тренажер самолета МС-21 с реализованными алгоритмами был представлен на следующих выставках:

- Международный авиакосмический салон Париж-Ле-Бурже 2019г;
- Международный авиационно-космический салон МАКС-2019г;
- Международный авиационно-космический салон МАКС-2021г.

Публикация результатов диссертационной работы. Результаты, полученные в диссертационной работе, опубликованы в пяти статьях [17-20, 69] в журналах, входящих в рекомендованный ВАКом Минобрнауки России перечень изданий.

Структура и объем диссертационной работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, результатов исследования и списка использованных источников. Текст диссертации изложен на 171 странице, включает 71 рисунок и 14 таблиц. Список использованных источников включает 70 наименований.

ГЛАВА 1 ТРЕНАЖЕРНЫЕ УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА В КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЕ ПОДГОТОВКИ ЛЕТНОГО ПЕРСОНАЛА

Введение

Целью главы является анализ процесса подготовки летного персонала на ТУИП, разработка общих требований к ТУИП, обеспечивающих стандарты подготовки летного персонала по программе MPL (Multi-crew Pilot License — лицензия пилота на работу в составе многочленного экипажа) в соответствии с современной отечественной и международной нормативно-правовой базой в области разработки ТСО, и анализ эффективности применения ТУИП, спроектированного и изготовленного на основе исследований, изложенных в последующих главах.

В настоящее время возрастает внимание к ТУИП во всех развитых странах, в частности публикуется множество статей по проблемам тренажеростроения, ТСО и практическому обучению летного персонала ВС.

Существует множество причин для моделирования полета на тренажере вместо использования реального самолета:

- стоимость учебного часа на ТУИП намного ниже, чем на реальном ВС;
- безопасность отработки сложных маневров ВС на ТУИП;
- возможность подготовки авиационного персонала для работы на прототипе ВС;
- моделирование ситуаций, недоступных в реальном полете ввиду их опасности;
- возможность оценки результатов оптимизации управления ВС, выбора рационального варианта управления или их множества;

- изменение временного масштаба времени, позволяющего подробно моделировать многочасовой перелет за несколько минут.

В связи с тем, что движение реального самолета вызывает силы и моменты, действующие на пилотов во время полета, важность воспроизведения этих сил в ТУИП предполагалась и подчеркивалась с самых первых попыток моделирования полета. Однако, из-за технологических, практических и финансовых ограничений идеальное однозначное воспроизведение таких сил на тренажерах невозможно.

Степень, в которой тренажер способен воспроизводить соответствующие условия и опыт в полете, называется его точностью. Высокоточное управление движением на тренажере необходимо для обучения навыкам ручного управления на низком уровне, то есть для приобретения правильного поведения ручного управления самолетом на основе навыков. Текущие руководящие принципы и требования для достижения высокоточной передачи сигналов на симуляторе в основном ориентированы на технологии и в значительной степени игнорируют процессы человеческого восприятия, которые в конечном итоге определяют точность тренажера. Ограниченное понимание восприятия движений человеком и того, как визуальное восприятие информации и физические силы используются для ручного управления, по-прежнему препятствуют формулированию требований к точности передачи сигналов тренажера, которые адекватно учитывают этот человеческий элемент, присущий имитации полета.

Квалификационная система подготовки MPL (Multi-crew Pilot License — лицензия пилота на работу в составе экипажа) — это квалификационная система, принятая ИКАО в 2006 году для содействия и обеспечения эффективной квалификационной подготовки пилотов в быстро меняющихся условиях эксплуатации.

Поскольку программа обучения пилотов MPL включает большую часть обучения с использованием ТУИП, также необходимо установить четкие

стандарты для типа и характеристик ТУИП, необходимых для каждого этапа программы обучения MPL в РФ.

1.1 Современная нормативно-правовая база ТСО в области подготовки и переподготовки авиационного персонала

Нормативно-правовая база ТСО для подготовки авиационных специалистов включает в себя стандарты отечественных и международных организаций и ассоциаций:

- Министерства транспорта Российской Федерации (Минтранс России);
- Международной организации гражданской авиации (ICAO – International Civil Aviation Organization);
- агентства Европейского союза по регулированию и исполнению задач в области безопасности гражданской авиации (EASA – European Union Aviation Safety Agency);
- Международной ассоциации воздушного транспорта (IATA – International Air Transport Association);
- Федерального управления гражданской авиации США (FAA – Federal Aviation Administration);
- компании, разрабатывающей системы коммуникации и системные исследования по направлениям: авиация, аэропорты и др. (ARINC – Aeronautical Radio Incorporated).

EASA является центральным элементом стратегии ЕС в области безопасности полетов. Миссией EASA является продвижение самых высоких стандартов безопасности и защиты окружающей среды в гражданской авиации. Агентство разрабатывает правила безопасности и защиты окружающей среды на уровне Европейского Союза. EASA взаимодействует с национальными авиационными властями ЕС, выполняя следующие задачи:

- составление проектов законодательства в области обеспечения безопасности и технической консультации Европейской комиссии и стран-членов;
- обеспечение единообразия реализации европейского законодательства в области безопасности полетов во всех странах-членах;
- сертификация типов самолетов;
- сертификация TCO;
- одобрение и надзор за авиационными конструкторскими бюро во всем мире.

Одним из наиболее важных документов EASA в области разработки ТУИП самолета является «Certification Specifications for Aeroplane Flight Simulation Training Devices «CS-FSTD(A)» («Сертификационные спецификации для тренажеров, имитирующих полет самолета»), в котором рассматриваются типы ВС с неподвижным крылом. Данный документ содержит два раздела: обязательные и рекомендуемые требования к характеристикам и документации для оценки ТУИП, используемых для обучения, тестирования и проверки членов летного экипажа. Рассматриваются следующие типы ТУИП:

- комплексные пилотажные тренажеры;
- пилотажные обучающие устройства;
- пилотажно-навигационные тренажеры;
- другие обучающие устройства (в настоящее время – основное устройство обучения полетов по приборам).

Стандарты EASA и федерального управления гражданской авиации (FAA) являются действующими международными системами сертификации АТ, лежащими в основе национальных законов многих стран.

В 1994 году была составлена и подписана 54 государствами конвенция о Международной гражданской авиации, более известная как «Чикагская

конвенция», предназначенная для содействия сотрудничеству и «установлению и поддержанию дружбы и взаимопонимания между нациями и народами мира» [28]. В результате была образована Международная организация гражданской авиации (ИКАО). Ее основные функции включают в себя исследования в области безопасности воздушного транспорта. По состоянию на 01.10.2019 года государствами-членами ИКАО является 193 государства, в том числе Российская Федерация, являющаяся одновременно членом Совета организации [29]. В отличие от EASA и FAA, которые издают стандарты и законы квалифицирования и обслуживания тренажеров, подлежащие исполнению, ИКАО издает рекомендательную документацию и нормы и не является международным авиационным регулятором. Стандарты ИКАО никогда не отменяют национальные нормативные требования государств.

В области разработки ТСО важным документом ИКАО является «Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices – Aeroplanes (Doc. 9625)» («Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета – Самолеты (Док. 9625)» [30], в котором описываются:

- требования к имитации полета, определяемые учебными задачами;
- критерии ТУИП;
- характеристики имитации полета, а также критерии уровня их адекватности.

Международная ассоциация воздушного транспорта (IATA) – это торговая ассоциация авиакомпаний мира, представляющая около 290 авиакомпаний или 82% от общего объема авиаперевозок. Документ IATA «Flight Simulation Training Device Design & Performance Data Requirements 7th Edition» («Требования к конструкции тренажерного устройства имитации полета и эксплуатационным данным 7-е издание») устанавливает требования, предъявляемые к содержанию пакета исходных данных, а также регламентирует стандарты процедуры представления данных по самолету.

Авиационная радиокорпорация ARINC – частная компания, тесно сотрудничающая с FAA с целью установления стандартов для авиационной связи и навигации.

Министерство транспорта Российской Федерации утвердило Федеральные авиационные правила «Требования к тренажерным устройствам имитации полета, применяемым в целях подготовки и контроля профессиональных навыков членов летных экипажей гражданских воздушных судов» от 12 июля 2019 г. При подробном изучении данного документа можно заметить, что уровни имитации условий полета и работы систем ВС тренажеров самолетов и виды подготовки подразумевают 8 типов тренажеров. Типы I, II, III, IV, V, VI, VII сопоставимы с типами, описанными в документе ИКАО Док. 9625.

1.2 Комплексная система подготовки персонала

В работе «Методика синтеза технических средств обучения в системе переподготовки инженерно-технического персонала, на новое воздушное судно гражданской авиации» [22] подробно описывается проблема подготовки первых экипажей на самолет SSJ-100. Отсутствие ТУИП привело к тому, что подготовка персонала осуществлялась на реальном ВС.

На ранних этапах разработки новейшего перспективного отечественного ВС МС-21 большое внимание уделялось вопросам подготовки авиационных специалистов, в частности членов летного экипажа парка проектируемых и разрабатываемых ВС. Разработка и внедрение эффективной системы подготовки авиационного персонала – это одна из ключевых задач программы современного и перспективного отечественного ВС МС-21. Решение этой задачи обеспечит конкурентоспособность ВС МС-21 на отечественном и международном рынках, а также внесет существенный вклад в обеспечение безопасности авиационных перевозок.

Для решения задач подготовки и переподготовки персонала по программе ВС МС-21 создается комплексная система подготовки персонала (КСПП), включающая в себя в качестве технических средств обучения учебные компьютерные классы и тренажеры [5]. Архитектура ТСО КСПП по программе ВС МС-21 изображена на рисунке 1.1 [5].

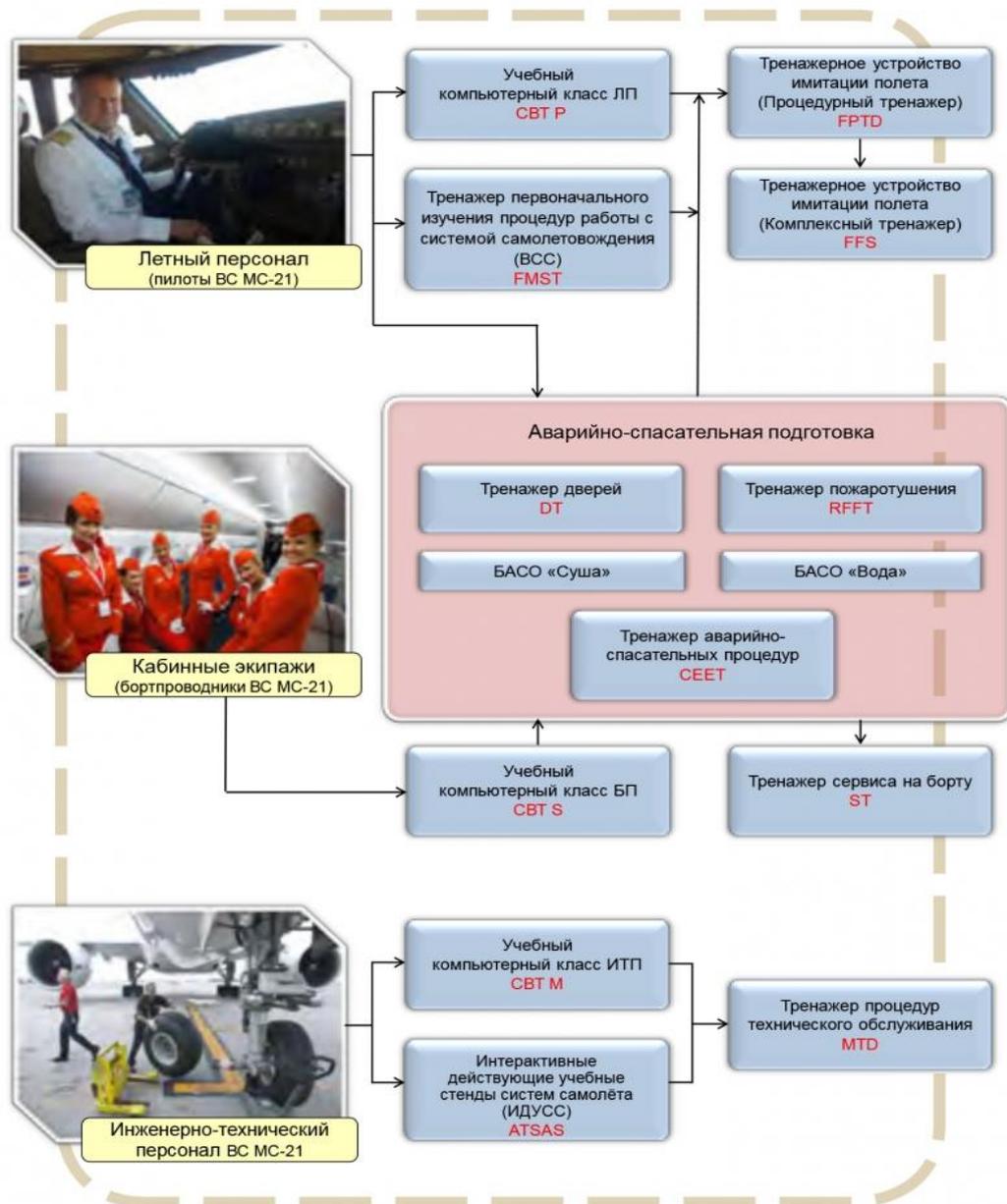


Рисунок 1.1 – Архитектура ТСО КСПП по программе МС-21

Важно отметить, что основными заказчиками и эксплуатантами ТСО ВС являются различные авиакомпании, авиационные учебные центры, а также летные школы и именно они могут предъявлять различные требования к структуре, а также функциональному облику разрабатываемых ТСО.

КСПП предназначена, прежде всего, для обучения, переобучения, повышения квалификации и подтверждения классности различных категорий авиационных специалистов. В частности, по программе МС-21 предусматривается подготовка и переподготовка пилотов, cabinных экипажей и инженерно-технического персонала. КСПП реализует технологию непрерывного автоматизированного обучения и предназначена повысить качество подготовки [5].

1.3 Технические средства обучения, применяемые во время подготовки членов летного экипажа

ТСО необходимы для подготовки авиационного персонала, а также для совершенствования навыков в условиях отказов при подготовке «на земле».

Основные задачи ТСО:

- первоначальная подготовка, а также переподготовка на типы ЛА;
- поддержание навыков пилотирования;
- обучение в сложных метеоусловиях, условиях аварийных ситуаций и отказов;
- решение навигационных задач.

В широком смысле, ТСО делятся на две группы. Первая определяет теоретическую подготовку, вторая – практическую. Классификация ТСО представлена на рисунке 1.2 [4].

Для профессиональной деятельности авиационных специалистов, в первую очередь, им необходимо пройти теоретическую подготовку. Ее основы способствуют формированию принципов принятия правильных решений в сложных и неожиданных ситуациях, а также помогают организовать порядок действий практической деятельности. Такой подход соответствует человеческим психологическим потребностям.

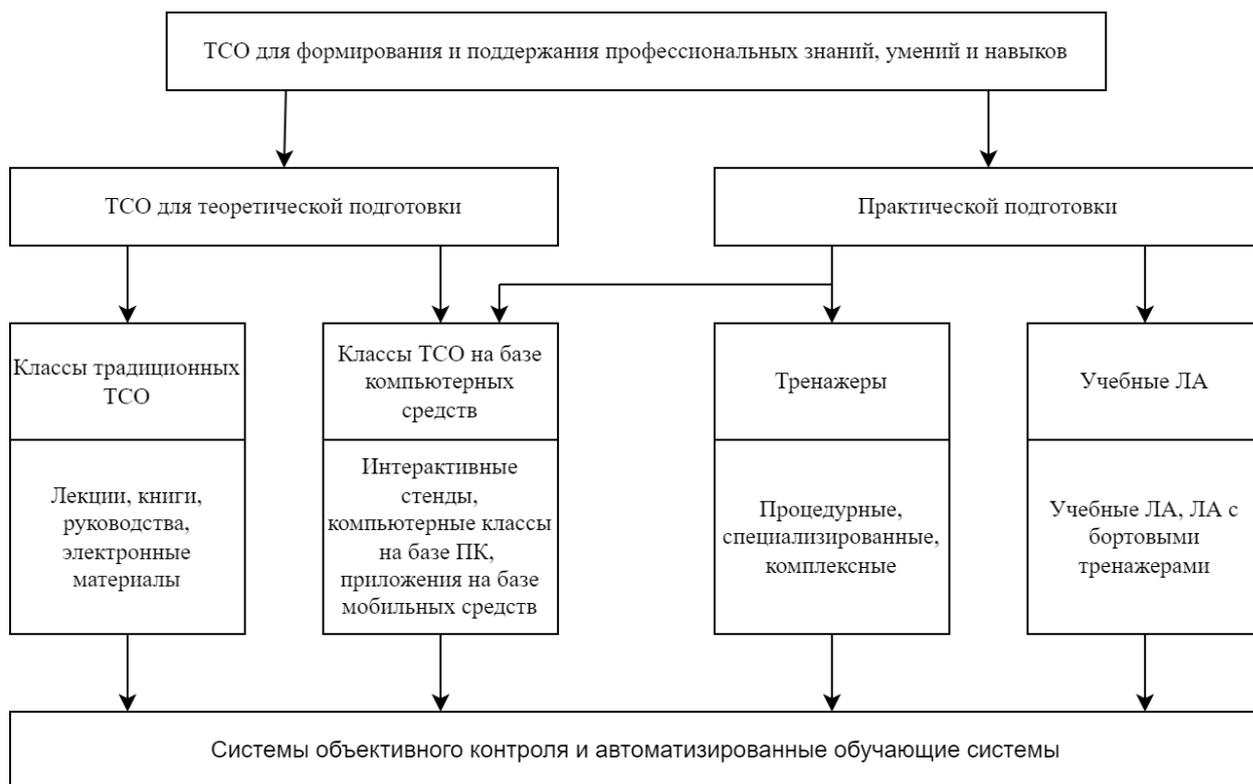


Рисунок 1.2 – Классификация технических средств обучения

Учебный компьютерный класс является основным ТСО этапа теоретической подготовки и представляет собой информационно-обучающий комплекс на основе программно-аппаратного обеспечения, способствующий получению знаний и умений для эффективной эксплуатации самолетных систем в соответствии с актуальной документацией на самолет.

ТСО практической подготовки авиационного персонала необходимы для формирования навыков и умений управления ВС, а также для обучения операторской деятельности. В зависимости от уровней адекватности воспроизведения характеристик имитируемого ВС, предъявляемых к ТУИП, они классифицируются на несколько типов, такие как базовый тренажер летной подготовки по приборам, тренажер для отработки процедур полетной навигации, процедурный тренажер самолета (ПТС), комплексный тренажер самолета (КТС).

Базовый тренажер летной подготовки по приборам — устройство на базе персонального компьютера, имитирующее ВС определенного класса.

Предназначен для обучения и отработки процедурных аспектов полета по приборам.

Тренажер для отработки процедур полетной навигации — представляет собой имитацию кабины экипажа, соединенную с подходящей компьютерной системой. Необходим для представления определенного типа или группы типов ВС во время обучения и отработки выполнения полетов с использованием средств радионавигации.

ТУИП ПТС — представляет собой копию кабины экипажа с полноразмерной и функциональной копией приборов, оборудования и панелей управления данного типа ВС, а также подходящей компьютерной системой, необходимой для оптимального воспроизведения маневров воздушного судна на земле и в полете.

ТУИП КТС — копия самолета определенного типа, марки, модели или серии. Он включает в себя: оборудование и специальное программно-математическое обеспечение, необходимые для представления функций самолета в наземных и летных условиях; визуальную систему, обеспечивающую обзор из кабины экипажа; систему подвижности. ТУИП КТС обладает полным набором возможностей систем имитируемого ВС и предназначен для профессиональной подготовки и переподготовки летного персонала в объемах их функциональных обязанностей, включая случаи различных отказов и неисправностей, а также особые случаи полета, в соответствии с руководством по летной эксплуатации ВС.

Подробная информация о состоянии парка ТУИП в учебных центрах гражданской авиации РФ была представлена на международной конференции «Авиационные, транспортные, специальные тренажеры и учебные центры» 10.09.2020 [21].

1.4 Обучение авиационного персонала с использованием тренажерных устройств имитации полета

Широкая доступность информации о движении самолета посредством ощущения движения тела в реальном полете сформировала устоявшееся убеждение, что система отображения информации движения в имитаторах полета абсолютно необходима для достижения качественного перехода от тренировки на тренажере к истинному управлению самолетом, особенно для развития навыков ручного управления на низком уровне [24]. В некоторых случаях ощущение движения в самолете также считается дезориентирующим и сбивающим с толку пилотов, что приводит к выводу, что отсутствие тренировки с этой имитацией движения не может должным образом подготовить пилотов к их работе [24]. Тем не менее, многочисленные исследования показали, что повышенный реализм не требуется для всех аспектов обучения пилотов [4], например, связь с диспетчерской службой управления воздушным движением, изменение настроек автопилота и др.

Принято считать, что для обучения пилота поведению, основанному на правилах и знаниях, современные ТУИП в достаточной мере поддерживают передачу приобретенных навыков на реальный самолет, в том числе из-за снижения требований к высокоточной передаче визуальных сигналов. Известно, что для управления поведением, основанным на навыках, для которого обучение включает в себя тщательное знакомство пилотов с динамикой самолета и характеристиками его управляемости, требуется значительно более высокий уровень точности симулятора. Схематические изображения таких задач ручного управления воздушным судном, основанных на навыках, которые выполняются на самолете и на ТУИП высоких уровней точности (ТУИП ПТС и КТС), показаны на рисунке 1.3:

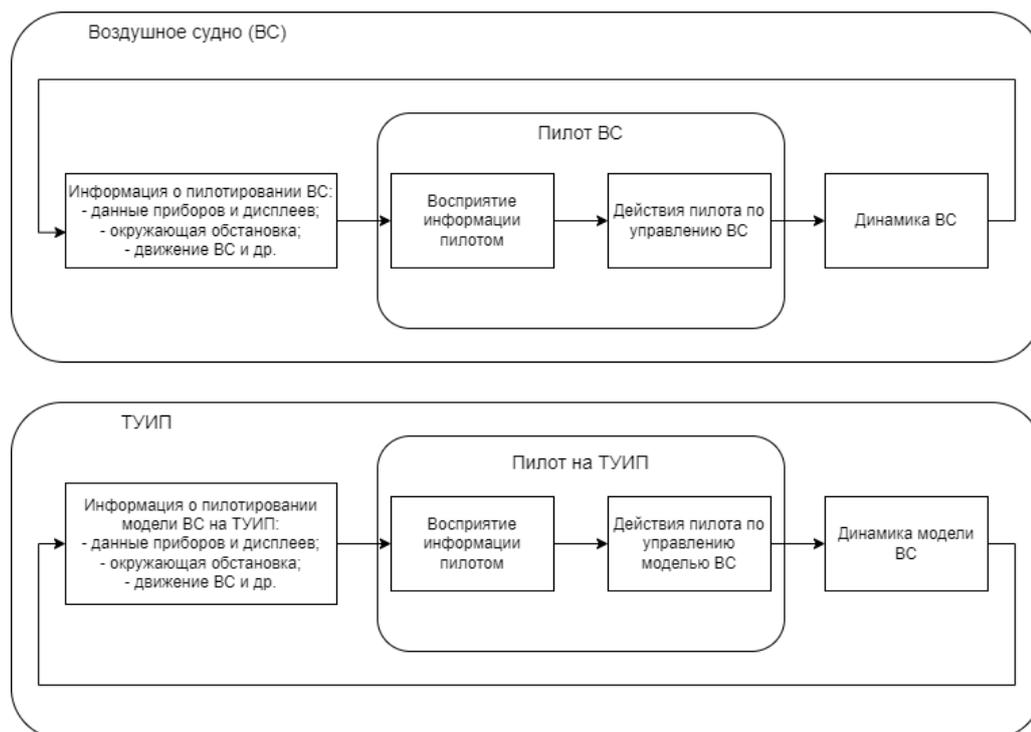


Рисунок 1.3 – Схематическое изображение управления, выполняемого на летательном аппарате (а) и на имитаторе полета (б), на основе информации, поступающей от обратной связи

На рисунке 1.3 (а) показана задача ручного управления на основе навыков, выполняемая на реальном летательном аппарате, когда пилот осуществляет управление воздушным судном на основе информации, полученной от приборов его кабины, вида из окна, его физического ощущения движения или некоторых других воспринимаемых сигналов. Задачи ручного управления самолетом на основе навыков обычно можно охарактеризовать как усилия пилотов по приведению состояния самолета к определенному заданному целевому состоянию, возможно, при наличии внешнего возмущения, которое влияет на управление ВС. Таким образом, цель пилота в такой задаче состоит в том, чтобы ограничить величину ошибки слежения, то есть разницу между заданным и фактическим состоянием самолета. Для достижения адекватных характеристик процессов пилотирования пилоты определяют необходимые параметры, получаемые от обратной связи всех доступных систем отображения информации.

На рисунке 1.3 (б) показаны возможные различия системе «пилот-самолет», если рассматривать ее в среде ТУИП. В имитаторе динамику самолета необходимо моделировать с помощью математической модели. Точность таких математических моделей ВС обычно высока, особенно при имитации реакции самолета в пределах диапазона полета, как в нормальных условиях эксплуатации. Однако, в последнее время возникла некоторая озабоченность в отношении точности моделей самолетов, применяемых в имитационном моделировании полета для моделирования реакции самолета в экстремальных условиях.

Основное различие между рисунками 1.3 (а) и (б) заключается в возможных эффектах систем отображения информации ТУИП, которые обеспечивают обратную связь о состоянии самолета с пилотом с помощью зрительной или вестибулярной системы. Несоответствия в системе отображении информации могут привести к тому, что пилоты овладеют навыками ручного управления, которые позволяют им управлять ВС на ТУИП, но не передаются на реальное ВС.

В общем виде обучение на ТУИП можно представить как накопление знаний в результате решения поставленных задач. Множество, соответствующее накопленным знаниям, составляющим программу учебного курса, представим в следующем виде:

$$M = I_1 \cup I_2 \cup I_3 \cup \dots \cup I_m, m \in N, \quad (1.1)$$

где элементы I_m соответствуют решаемым задачам.

Обучаемому необходимо переключать внимание между различными оперативными задачами. Управление задачами включает в себя элементы планирования и преднамеренного распределения внимания на конкретные операционные задачи, но распределение внимания также может быть результатом сиюминутных переключений между задачами. Рассматривая обучение на ТУИП как динамический процесс, его можно разделить на стратегическую и тактическую организацию задач пилота в ходе полета. Стратегическая деятельность включает упреждающее планирование,

приоритизацию, распределение, управление ресурсами задач, управление сроками задач, а также прогнозирование и оценку полетной ситуации. Тактические действия заключаются в отслеживании и реагировании на изменения в полетной ситуации в режиме реального времени и включают в себя мониторинг выполнения задач, изменение приоритетов, перераспределение, принятие решений и управление возникающими событиями и сбоями.

На рисунке 1.4 показана последовательность запланированных оперативных задач, растянутая во времени [24].

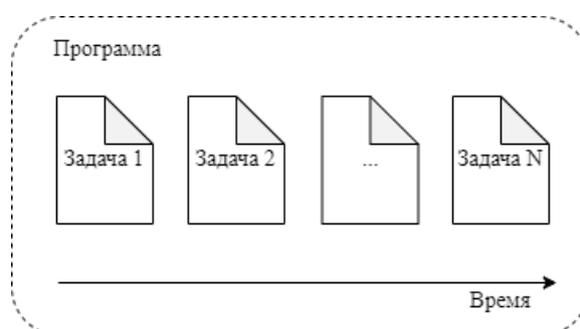


Рисунок 1.4 – Программа для набора задач, подлежащих выполнению

Рисунок 1.5 иллюстрирует множество других видов деятельности, которые конкурируют за внимание, а именно перепланирование, появление события, неожиданные требования, отвлекающие факторы и прерывания [24]. Последние три управляются извне, то есть пилот замечает какое-то событие и обращает на него внимание.

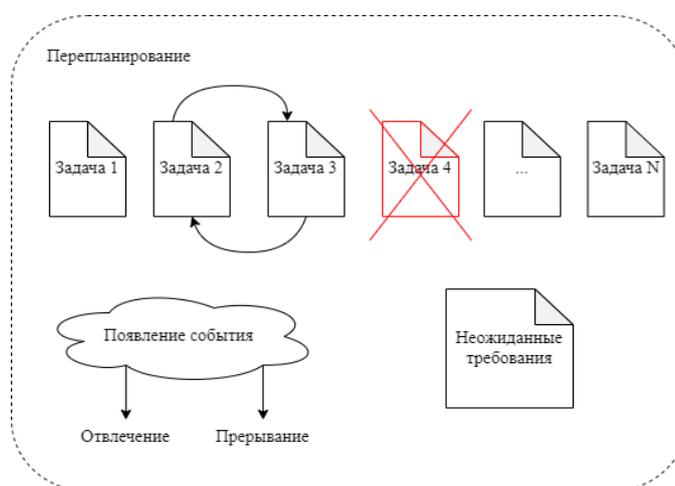


Рисунок 1.5 – Виды деятельности, конкурирующие за внимание во время выполнения задач

Наконец, на рисунке 1.6 они объединены концепцией переключения внимания, при которой обучаемый должен реагировать на изменения в операционной среде относительно того, какой задаче следует уделить внимание [21]. Внимание обращено на текущую задачу, и возникают два вопроса:

- Закончил ли я эту задачу или мне нужно продолжать заниматься ею?
- Какая задача привлекает внимание следующей?

Как правило, при управлении задачами или переключении внимания необходимо найти баланс между необходимостью оставаться сосредоточенным на одной задаче, чтобы иметь возможность выполнить ее, и необходимостью сохранять осведомленность обо всех соответствующих изменениях во время полета. Мониторинг и возникающие в результате изменения модели ситуации играют большую роль в этом балансировании; опытный пилот адаптирует управление задачами в режиме реального времени в ответ на меняющуюся ситуацию, но существуют также ограничения на переключение внимания.

В частности, переключение внимания требует поддержания осознания того, как распределяется внимание и сохраняется реакция на изменения в модели ситуации.

Программа подготовки летного персонала на ТУИП базируется на следующих принципах:

- системный подход;
- изучение путем выполнения;
- тренировка до усвоения;
- процесс обучения оценивается как единое целое, а система подготовки определяется так, чтобы достичь цели обучения.

Прохождение каждого из разделов тренажерной подготовки планируется с одним инструктором.

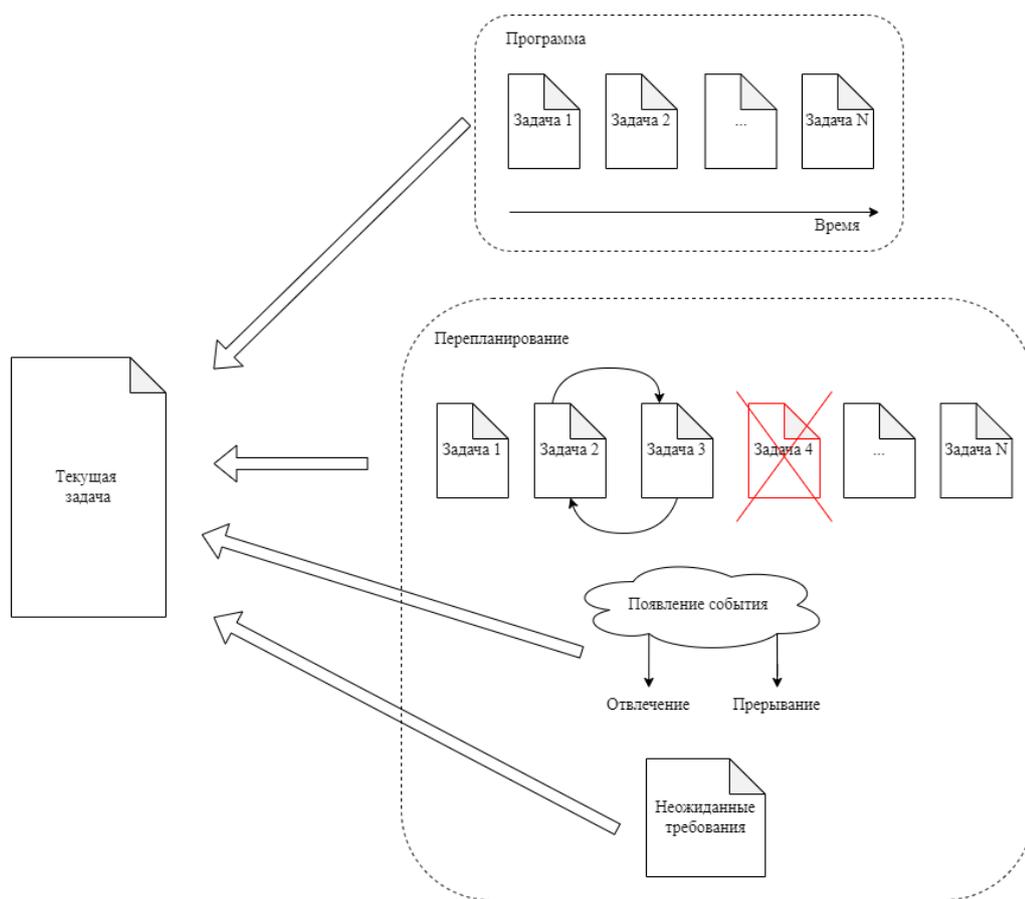


Рисунок 1.6 – Схематичное изображение диспетчера задач

Процесс подготовки летного экипажа делится на 4 этапа (таблица 1.1):

- теоретическая подготовка;
- тренировка на процедурном ТУИП;
- тренажерная подготовка на комплексном ТУИП;
- летная подготовка на самолете.

Этап подготовки на процедурном ТУИП проводится по специальным сценариям, разработанным для последовательного обучения пилота стандартным процедурам эксплуатации систем ВС в условиях автоматического режима полёта. Первую половину данной тренировки слушатели готовят кабину к выполнению полёта, выполняют запуск двигателей, взлёт, набор высоты, крейсерский полёт, снижение, заход на посадку и послеполётные процедуры без отказов систем. На второй половине инструктор вводит различные отказы систем ВС, слушатели отрабатывают навыки работы с органами управления систем в аварийных ситуациях и

ситуациях отказа систем ВС в полёте и подготовке систем на земле. Данный этап не предназначен для отработки навыков ручного управления, а предназначен, в основном, для отработки приёмов использования автоматической системы. Перед началом тренировки инструктор проводит предварительную подготовку и разбор полётов после тренировки.

Таблица 1.1. Процесс подготовки летного экипажа

Вид подготовки	Программа
Теоретическая подготовка	Вступительная лекция
	Знакомство с программой и РЛЭ ВС
	Лекция
	Изучение систем самолета с использованием компьютерных средств
	Изучение систем самолета на ТУИП
	Лекция по взлетно-посадочным и летным характеристикам
	Самостоятельная подготовка с использованием РЛЭ
Тренажерная подготовка на процедурном ТУИП	Предполетная подготовка
	Учебные сессии на ТУИП
	Послеполетный разбор
Тренажерная подготовка на комплексном ТУИП	Предполетная подготовка
	Учебные сессии на ТУИП
	Послеполетный разбор
Летная подготовка	Предполетная подготовка
	Аэродромная тренировка
	Разбор полетов

Этап подготовки на комплексном ТУИП проводится по специальным сценариям, разработанным для последовательного обучения пилота стандартным процедурам эксплуатации ВС при нормальных условиях работы систем ВС и при отказах различных важных систем в условия ручного и автоматического режима полёта. Данный этап предназначен для отработки навыков ручного управления самолётом с использованием автоматических систем. На первых сессиях данной тренировки слушатели выполняют процедуры по подготовке к полёту, запуску двигателей, взлёту, управлению ВС на разных этапах, заходу на посадку, а также отрабатываются послеполетные процедуры. Пилотирование самолёта выполняется в ручном режиме визуально и по приборам. Инструктор тренирует слушателей процедурам взлёта и посадки ВС в различных метеоусловиях, а также процедурам по уходу на 2-й круг. На следующих сессиях инструктор вводит различные ситуации, требующие действий пилотов по памяти, такие как сближение воздушных судов в полёте, сближение ВС с землей и сдвиг ветра на взлёте и заходе на посадку и др. На заключительных сессиях инструктор вводит отказы систем, существенно усложняющих продолжение и окончание полёта, такие как отказ двигателя, отказ 2-х и более гидравлических систем, отказ источников электропитания и др.

Проверка профессиональной подготовки после прохождения программы оценивается по следующим критериям:

- правильное выполнение эксплуатационных процедур в нормальных и нестандартных условиях полета;
- умение пилотировать самолет точно и комфортно для пассажиров в соответствии с установленными процедурами полета;
- точность выдерживания высоты полета, курса, скорости, траектории захода на посадку.

Ошибки могут быть допущены не более чем при 5-ти нестандартных ситуациях. Эти ситуации могут быть повторены экзаменатором в течении данной сессии или дополнительной сессии, назначенной для слушателя.

Экзаменатор может прекратить проверку слушателя, если уверен в необходимости дополнительной тренировки или проверки.

1.5 Математическая модель тренажерного устройства имитации полета

В данном исследовании для ТУИП используются следующие математические модели, на основе которых разрабатывается программное обеспечение: модель динамики полета и движения самолета, имитационная модель системы самолета и модель системы моделирования окружающей среды. Эти модели показаны ниже на рисунке 1.7.

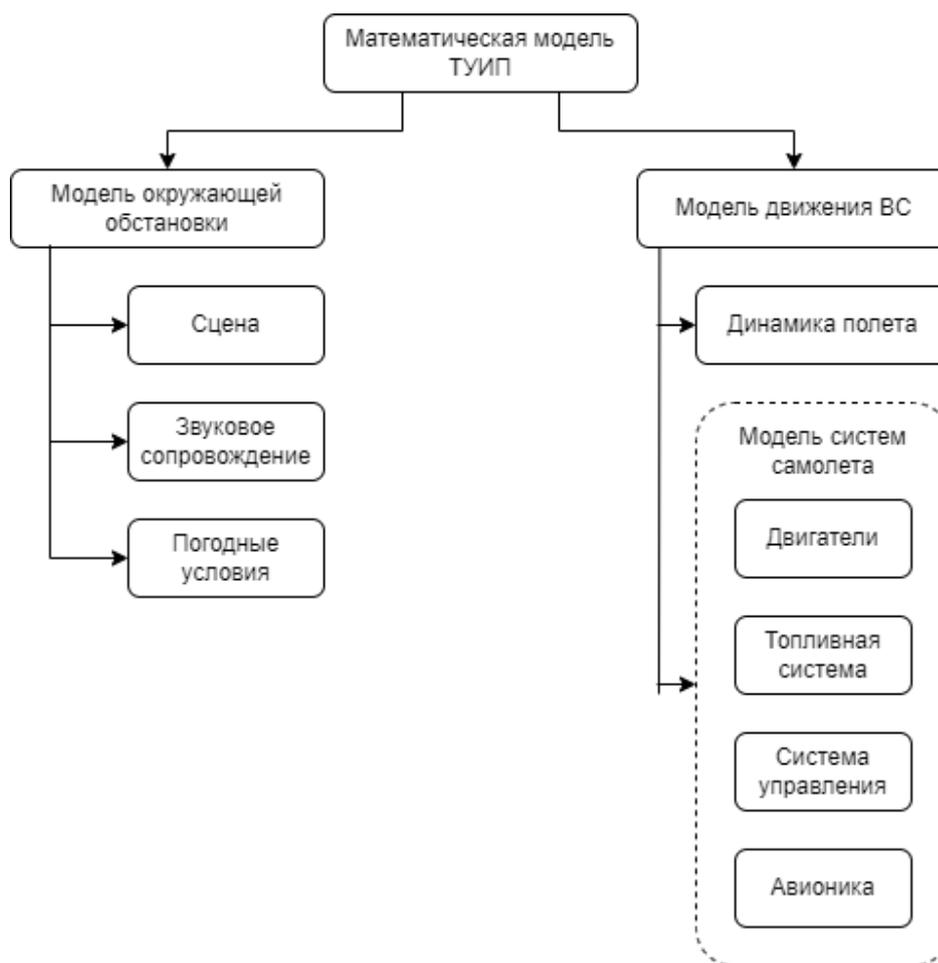


Рисунок 1.7 – Структура математической модели ТУИП

1.6 Математическая модель самолета, применяемая в тренажерном устройстве имитации полета

Математическая модель самолета является основным звеном ТУИП. Уравнения движения, лежащие в ее основе, определяют состояния моделируемого самолета в соответствии с входными данными, такими как:

- отклонение органов управления;
- аэродинамические параметры самолета;
- параметры двигателя;
- параметры высоты, курса, скорости и др.

Основные компоненты математической модели самолета для разрабатываемого ТУИП изображены на рисунке 1.8.

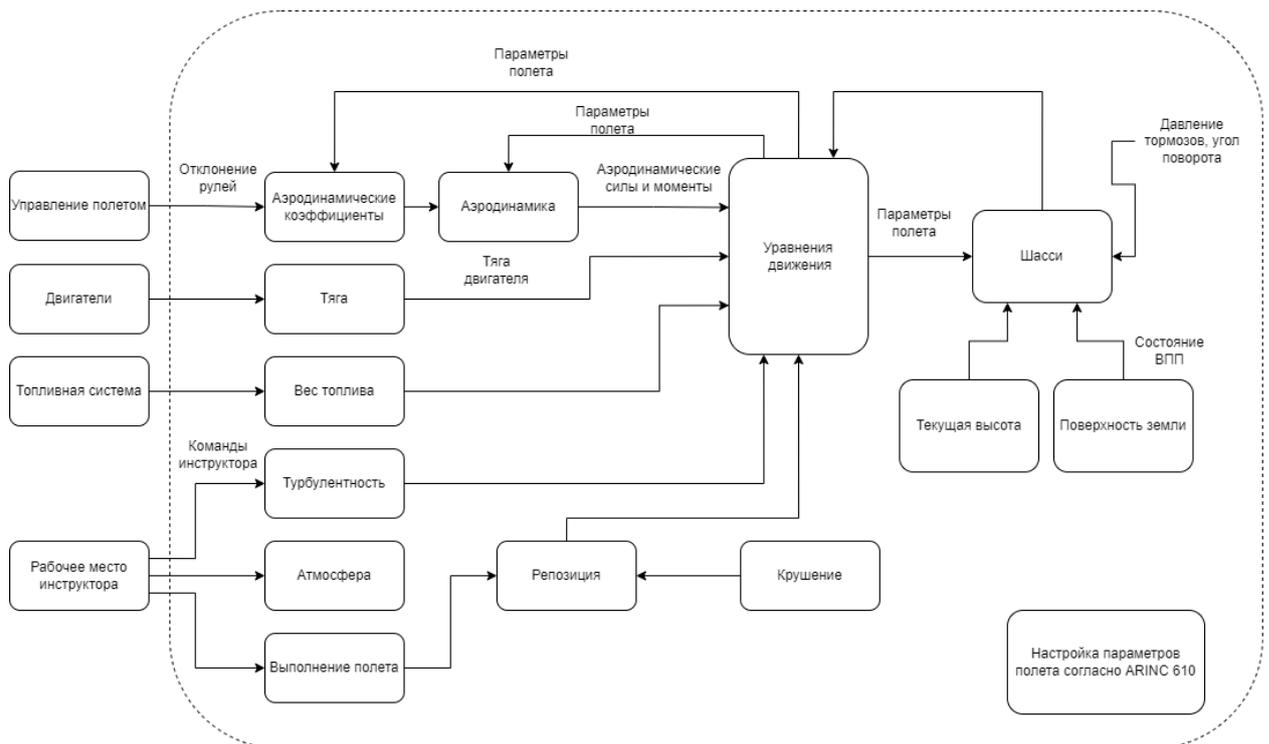


Рисунок 1.8 – Компоненты математической модели самолета для ТУИП

Аэродинамические данные самолета, данные шасси и двигателя представляются в форме таблиц и графиков данных. В ТУИП уравнения движения обновляются с частотой 50-60Гц, при этом, моменты вычисляются менее чем за 1/50 или 1/60 секунды [24].

Для моделирования динамики ВС в ТУИП используются уравнения движения ВС как жесткого тела. Частоты аэроупругих колебаний обычно находятся вне пределов быстрогодействия человека, поэтому их демпфирование практически невозможно в ручном режиме. Для подавления этих колебаний на ВС применяются конструктивные меры или высоконадежные резервированные автоматические контуры. Поэтому такие колебания в ТУИП имитируются по конечному эффекту на систему [4].

Динамические уравнения движения центра масс в проекциях на оси связанной системы координат имеют вид [25]:

$$\begin{aligned} m \left(\frac{dV_{kx}}{td} + \omega_y V_{kz} - \omega_z V_{ky} \right) &= F_x \\ m \left(\frac{dV_{ky}}{td} + \omega_z V_{kx} - \omega_x V_{kz} \right) &= F_y \\ m \left(\frac{dV_{kz}}{td} + \omega_x V_{ky} - \omega_y V_{kx} \right) &= F_z \end{aligned} \quad (1.2)$$

где F_x, F_y, F_z – проекции суммарного вектора внешних сил на продольную, нормальную и поперечную оси;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости;

V_{kx}, V_{ky}, V_{kz} – проекции путевой скорости;

m – масса самолета.

Динамические уравнения движения относительно центра масс в проекциях на оси связанной системы координат имеют вид [25]:

$$\begin{aligned} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z - J_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) - J_{xz} (\dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y) + J_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) &= M_x \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_z \omega_x - J_{yz} (\dot{\omega}_z - \omega_y \omega_x) - J_{xy} (\dot{\omega}_x + \omega_x \omega_z) + J_{zx} (\omega_x^2 - \omega_z^2) &= M_y \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y - J_{xy} (\dot{\omega}_x - \omega_z \omega_y) - J_{zy} (\dot{\omega}_y + \omega_z \omega_x) + J_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) &= M_z, \end{aligned} \quad (1.3)$$

где M_x, M_y, M_z – проекции суммарного момента внешних сил на продольную, нормальную и поперечные оси;

$J_x, J_y, J_z, J_{xy}, J_{xz}, J_{yz}$ – моменты инерции.

Скалярные уравнения моментов при $J_{zx}=J_{yz}=0$ (оси X, Y в плоскости симметрии ХОУ ЛА) в уравнении (1.3) имеют вид:

$$J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z - J_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) = M_x;$$

$$J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z - J_{xy} (\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z) = M_y; \quad (1.4)$$

$$J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x - J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) = M_z.$$

Угловые ускорения $\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_z$, приобретаемые самолетом под влиянием действующих на него моментов, имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{[M_x + (J_y - J_z) \omega_y \omega_z + J_{xy} (\omega_y - \omega_x \omega_z)]}{J_x}; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{[M_y + (J_z - J_x) \omega_z \omega_x + J_{xy} (\omega_x - \omega_y \omega_z)]}{J_y}; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{[M_z + (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + J_{xy} (\omega_z^2 - \omega_y^2)]}{J_x}; \end{aligned} \quad (1.5)$$

Кинематические уравнения Эйлера для описания кинематики вращательного движения ЛА в ТУИП имеют вид [26]:

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{aligned} \quad (1.6)$$

где ψ , ϑ , γ – углы рысканья, тангажа и крена, соответственно.

Функциональная связь между проекциями земной скорости \overline{V}_k на оси нормальной земной системы координат, а также углами ϑ , ψ и γ устанавливают кинематические уравнения движения. Пренебрегая кривизной Земли, описанная связь может определяться матрицей направляющих косинусов между нормальной и связанной системами координат:

$$L_g = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \vartheta \\ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma \end{bmatrix}, \quad (1.7)$$

где $L_g = \|l_{i,j}\|_{3 \times 3}$ – матрица направляющих косинусов;

$l_{i,j}$ – косинус угла между i -ой осью связанной системы координат $OXYZ$ и j -ой осью нормальной системы координат $OX_g Y_g Z_g$.

Кинематическое уравнение поступательного движения имеет вид:

$$\begin{bmatrix} V_{kxg} \\ V_{kyg} \\ V_{kzg} \end{bmatrix} = L_g^T \begin{bmatrix} V_{kx} \\ V_{ky} \\ V_{kz} \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

Линейные координаты положения самолета относительно Земли X_g, Y_g, Z_g вычисляются интегрированием проекций земной скорости \bar{V}_k на оси нормальной системы координат.

Для определения высоты полета в модели динамики полета используется переменная V_{kyg} , которая определяется вдоль оси $O_g Y_g$:

$$\dot{H} = V_{kyg} \quad (1.9)$$

Переменные V_{kxg} и V_{kzg} используются для определения координат местоположения самолета вдоль оси $O_g X_g$ и $O_g Z_g$ при воспроизведении навигационной обстановки в системах моделирования пилотажно-навигационных комплексов.

Для имитации работы пилотажно-навигационных приборов, систем автоматического и директорного управления используются угловые координаты ϑ, ψ и γ .

Значения аэродинамических сил и моментов вычисляются с использованием значений воздушной скорости V , углов атаки α , скольжения β и числа Маха M .

Уравнение для определения вектора воздушной скорости:

$$\bar{V} = \bar{V}_k - \bar{W}, \quad (1.10)$$

где \bar{W} – вектор скорости ветра относительно земной поверхности.

В проекциях на оси связанной системы координат уравнение (1.10) имеет вид:

$$\begin{aligned} V_x &= V_{kx} - W_x; \\ V_y &= V_{ky} - W_y; \\ V_z &= V_{kz} - W_z. \end{aligned} \quad (1.11)$$

Угол атаки α и угла скольжения β определяются как:

$$\tan \alpha = \frac{V_y}{V_x} \quad (1.12)$$

$$\sin \beta = \frac{V_z}{V} \quad (1.13)$$

где V_x , V_y , V_z – проекции вектора скорости на связанные оси координат;

V – значение воздушной скорости, которое определяется по формуле:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (1.14)$$

Аэродинамический эффект классифицируется по числу Маха:

$$M = \frac{V}{a}, \quad (1.15)$$

где $a = 340$ м/с – скорость звука в воздухе при температуре 20°C .

В ТУИП используются упрощенные модели турбулентности атмосферы. Скорость ветра \vec{U} , т.е. скорость среды, не возмущенной летательным аппаратом, относительно земной системы координат можно представить в виде векторного случайного поля: $\vec{U}(x_g, y_g, z_g, t)$. Случайную центрированную составляющую вектора \vec{U} , отображающую атмосферную турбулентность, можно считать функцией одной пространственной координаты: $\Delta\vec{U} = \Delta\vec{U}(Wt, t)$, где W – модуль земной скорости [25]. Тогда в выражениях (указать) проекции воздушной скорости:

$$\begin{aligned} V_x &= W_x - U_x; \\ V_y &= W_y - U_y; \\ V_z &= W_z - U_z; \end{aligned} \quad (1.16)$$

1.7 Адекватность тренажерных устройств имитации полета

Авиационные тренажеры являются неотъемлемой частью современных программ подготовки и переподготовки авиационного персонала и обладают рядом преимуществ:

- обеспечение безопасной среды для отработки потенциально опасных процедур;

- сокращение затрат на обучение;
- положительное влияние на окружающую среду за счет снижения углеродного следа;
- обеспечение исследовательской лаборатории;
- возможность многократного повторения сценариев возможных неисправностей.

Одним из недостатков авиационных тренажеров может являться «симуляторная болезнь». Она возникает у обучающихся как в подвижных, так и в неподвижных тренажерах.

Система подвижности, используемая в тренажерах, позволяет согласовывать визуальную информацию и воспринимаемые человеком движения. Это необходимо для воссоздания ощущения пребывания в реальном самолете. Однако ошибки в согласовании могут привести к снижению верности ощущений и ухудшению восприятия обстановки. Кроме того, восприятие опасности и уровня стресса может быть значительно снижено, что приведет к принятию неправильных решений.

Формулировка требований и руководящих принципов для достижения адекватных уровней точности воспроизведения сигналов симулятора показала, что это сложная проблема, с которой сообщество разработчиков ТУИП боролось на протяжении десятилетий. Основная причина этой трудности - ограниченное понимание человеческого восприятия движения ВС. На рисунке 1.9, в соответствии с рисунком 1.3, схематично показаны требования к адекватности ТУИП.

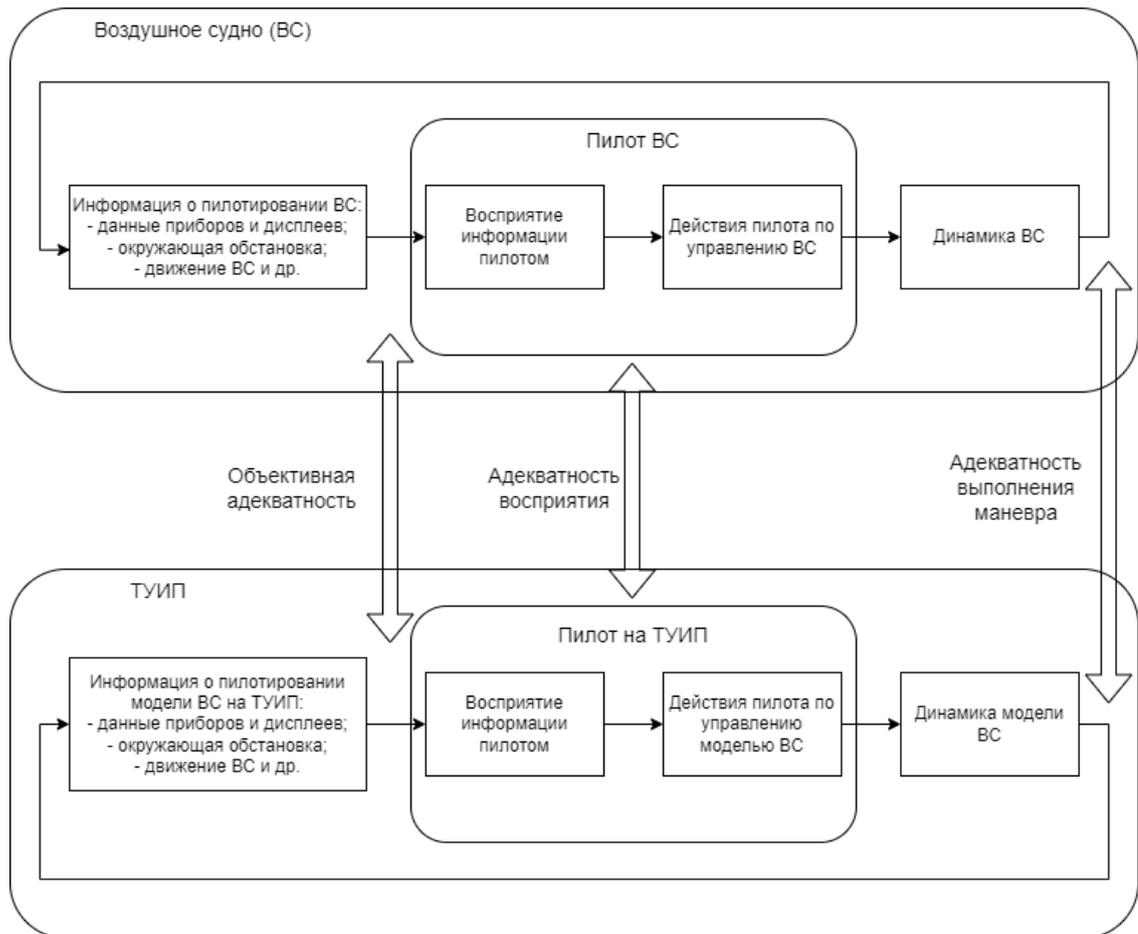


Рисунок 1.9 – Схематичное изображение требований к адекватности ТУИП

Адекватность устройств имитации полета является основообразующей концепцией в проектировании авиационного тренажера. Объективная адекватность отражает степень, в которой точность тренажера будет приближена к самолету, и определяется исключительно качеством смоделированной динамики самолета и систем отображения информации ТУИП. Она складывается из следующих критериев:

- адекватности моделирования динамики полета;
- адекватности имитации акселерационных эффектов;
- адекватности имитации визуальных эффектов.

Поскольку адекватность модели самолета обычно рассматривается отдельно, верность объективных сигналов имитатора чаще всего оценивается путем явного рассмотрения характеристик аппаратного обеспечения имитатора.

Адекватность восприятия представляет собой степень, в которой обучаемый субъективно воспринимает тренажер для отражения характеристик имитируемого ВС. Имитация динамических характеристик ВС напрямую зависит от качества интегрирования систем самолета, систем акселерационных и визуальных эффектов. Если функционирование данных систем не согласовано, может возникнуть избыточная коррекция управления при вводе управляющих сигналов обучаемым на ТУИП. В свою очередь, такая коррекция приводит к появлению признаков «тренажерной болезни», симптомы которой похожи на укачивание. Поэтому временной задержке, происходящей между сигналом входа от обучаемого и реакцией компонентов ТУИП на него, уделяется особое внимание.

Адекватность выполнения маневра отражает соответствие модели ВС на тренажере динамике моделируемого ВС.

Нельзя предположить, что высокая точность обязательно приводит к лучшему обучению. Необходимо понимать степень адекватности тренажера для отдельных учебных задач. Отдельные его компоненты могут в разы увеличивать стоимость обучения, поскольку увеличение их адекватности приводит к их удорожанию:

- характеристики системы визуализации, такие как угол обзора, разрешение, детализация, динамический отклик и др.;
- характеристики системы подвижности, такие как плавность, согласование отклика, масштабирование сигналов и др.;
- характеристики органов управления;
- математическая модель ВС.

Возможность применения навыков, приобретаемых во время обучения «на земле», в условиях реального полета является ключевым критерием эффективности технических средств обучения. А важным и необходимым фактором, влияющим на эффективность обучения, является степень достоверности воспроизведения всего комплекса ощущений и потоков информации, воспринимаемых обучаемым в процессе тренировок в сравнении

с аналогичной ситуацией в реальном полете. Именно для определения степени достоверности применяется термин «адекватность», обозначающий в общем случае полное или предположительно полное соответствие модели моделируемому объекту или процессу.

Один из методов определения адекватности восприятия заключается в ее субъективной оценке, предлагая пилотам оценить, насколько хорошо их восприятие в ТУИП соответствует реальному самолету. Тот факт, что восприятие движения является по своей сути подсознательным процессом, то есть деятельностью, которая обычно выполняется без сознательного мыслительного процесса, подразумевает, что принудительная субъективная оценка воспринимаемых импульсов может быть трудной и не давать результатов, которые являются репрезентативными для процессов восприятия нормальных условий. Кроме того, на такие субъективные оценки верности симулятора обычно сильно влияют ожидания и личные предпочтения и предубеждения.

Из-за трудностей в измерении адекватности восприятия оценивать точность системы отображения информации ТУИП можно по его способности вызывать аналогичные ошибки управления, то есть ошибки в достигнутом отклике самолета по сравнению с идеальным выполнением маневра, что и наблюдается в реальных условиях. Это определение адекватности – адекватность ошибок. На рисунке 1.9. точность воспроизведения ошибок является прямым результатом процессов восприятия и управления пилотом. Основная проблема с оценкой точности этой ошибки заключается в том, что при столкновении с ухудшенной сигнализацией имитатора пилоты, адаптируют динамику своей реакции для достижения наилучшего достижимого уровня выполнения задачи в этих измененных условиях. Из-за этой поведенческой адаптации анализ показателей эффективности не сможет охватить в полной мере влияние ухудшенной точности сигналов на замкнутую систему «Пилот ВС», как показано на рисунке 1.9.

Последнее определение адекватности, изображенное на рисунке 1.9 – это адекватность поведения – особое качество имитатора, которое позволяет опытному пилоту выполнять заданную задачу так же, как она выполняется на реальном самолете. Поведенческая адекватность высока, если имитатор побуждает пилотов использовать такое же поведение управления, что и в реальном полете. Адекватность поведения оценивает качество имитатора в терминах, которые непосредственно применимы к навыкам ручного управления на основе навыков, которые необходимо развивать. Несмотря на то, что оценка динамики управления пилотами и поиск соответствующих поведенческих показателей для количественной оценки их поведения управления не являются легкими задачами, это может обеспечить ориентированный на пилота подход к оценке адекватности имитатора, основанный исключительно на объективных контрольных поведенческих измерениях.

1.8 Формирование современных общих требований к тренажерным устройствам имитации полета среднемагистрального самолета

Современные требования, предъявляемые к ТУИП, могут быть сформированы после определения следующих факторов:

- эксплуатационные требования;
- система обучения;
- роль ТУИП в этой системе.

Эксплуатационные стандарты ИКАО для общих ТУИП изложены в Руководстве по критериям квалификации тренажерных устройств имитации полета (ИКАО, Doc. 9625), в котором ТУИП классифицируются по семи различным категориям от типа I до типа VII.

Кроме того, ИКАО делит ТУИП на типы *T* (подготовка), *TP* (профессиональная подготовка) в зависимости от цели использования, а также

на *S*, *R*, *G* и *N* (*S* – полное соответствие для типа ВС, *R* – общие признаки для типа ВС, *G* – соответствие в главном для класса ВС, *N* – подтверждение адекватности не требуется) в зависимости от уровня адекватности. Тип *T* указывает на устройство, подходящее для проведения специального обучения и обучения с целью выдачи лицензии и квалификации, но не для повышения квалификации. В то время как *TP* (Обучение до квалификации) указывает на устройство, подходящее для обучения и обучения для обеспечения профессионального мастерства от начала до завершения специальной подготовки, а также для выдачи лицензии и квалификации пилота ВС.

Также, в Приложении 1 ИКАО Doc. 9625 и Doc. 9868 указано, что существует четыре типа ТУИП, от Типа I до Типа IV, которые могут использоваться при обучении для получения квалификации MPL (Multi-crew Pilot License — лицензия пилота на работу в составе многочленного экипажа), что соответствует каждому из четырех этапов программы обучения MPL с фазы 1 (основные летные навыки) на фазу 4 (продвинутый уровень). Однако есть некоторые неясные аспекты, поскольку в документе ИКАО Doc. 9625, в котором определяются общие стандарты системы летной подготовки, и в документе Doc. 9868, в котором перечислены ТУИП, используемые для программы обучения MPL, используются разные названия. С точки зрения уровня адекватности воспроизведения характеристик устройства типов с I по тип IV в документе Doc. 9868 соответствуют устройствам типов I, IV, VI и VII в документе Doc. 9625, соответственно.

ТУИП типа I, используемые в Фазе 1 (Основные летные навыки), первом этапе программы обучения MPL, относятся к устройствам с уровнем выше, чем настольный компьютер, оснащенный периферийными устройствами. На этапе 2 (базовый), втором этапе программы обучения MPL, используются ТУИП типа II, которые могут имитировать характеристики самолета, а на этапе 3 (промежуточный) требуются ТУИП типа III. В Фазе 4 (Продвинутая), последнем этапе программы обучения MPL, используются ТУИП самого высокого уровня.

В Российской Федерации требования ФАП №229 Минтранс РФ применяются с соответствующими изменениями для квалификации ТУИП, но на международном уровне эксплуатация ТУИП, связанная с обучением MPL, следует стандартам ICAO и EASA.

В результате анализа, что касается программы обучения MPL в РФ, на данный момент для 1 программы подготовки MPL1 рекомендовано использовать ТУИП I типа по классификации ФАП №229 Минтранс РФ и ИКАО, для MPL 2 – IV тип, для MPL3 – VI тип, для MPL4 – VII, D типы ТУИП.

Предлагается повысить требования к адекватности ТУИП III уровня по акустическим эффектам и окружающим условиям (УВД, навигации и аэропортам) для получения нового типа (таблица 1.2), что допускается ФАП №229 Минтранс РФ и ИКАО Doc. 9625. Такое решение позволит:

- использовать ТУИП нового типа для профессиональной подготовки (Т+ТР) членов летного экипажа по программе MPL2, CR и IR;
- используя ТУИП нового типа с ТУИП типа VII, закрывать полную подготовку летного персонала по программе MPL;
- сократить затраты на обучение.

Таблица 1.2 Адекватность тренажерных устройств имитации полета

Тип лицензии или вид обучения	Тип ТУИП по ИКАО	Тип ТУИП по ФАП	T/TP	Компоновка и конструкция кабины экипажа	Имитатор динамики полета	Управление при движении по земле	Бортовые системы	Органы управления полетом и система загрузки	Акустические эффекты	Визуальные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающие условия УВД (управление воздушным движением)	Окружающие условия навигация	Окружающие условия метеоусловия и погодные явления	Окружающие условия аэропорты и местность
MPL4 продвинутый	VII	VII, D	T+TP	S	S	S	S	S	R	S	R	S	S	R	R
TR/ATPL			TP	S	S	S	S	S	R	S	R	S	S	R	R
Re			T	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	R	R
RL/RO/IO/CQ			TP	S	S	S	S	S	R	S	R	S	S	R	R
MPL3 промежуточный	VI	VI	T	R	R	R	R	R	R	S	R1	S	S	R	R
TR/ATPL/RL/RO/IO	V	V	T	S	S	S	S	S	R	R	N	G	S	R	R
MPL2 – базовый	IV	IV	T+TP	R	G	G	R	G	R	G	N	G	S	G	R
			↓						↓						↓
CR/IR/MPL2 базовый	Новый тип		T+TP	R	R	R	R	R	R	R	N	G	S	G	R
CR	III	III	T	R	R	R	R	R	G	R	N	N	S	G	G
IR	II	II	T	G	G	G	R	G	G	G	N	G	S	G	G
CPL	I	I	T	R	R	R	R	R	G	R	N	N	S	G	G(S)
MPL1 – основы летного мастерства			T	R	R	R	R	R1	G	G	N	G	S	G	G
PPL			T	R	R	R	R	R	R	G	R	N	N	S	G

1.8.1 Общие требования для комплексного и процедурного тренажера

ТУИП КТС и ПТС должны иметь возможность выполнения, тренировки и демонстрации членами летного экипажа следующих групп задач:

- предполетная подготовка летным персоналом, включающая в себя запуск ВСУ и двигателей;
- процедуры руления по ВПП, а также по рулежным дорожкам;
- процедуры выполнения взлета и набора высоты;
- процедуры полета по приборам с учетом диапазона скоростей и высот полета в соответствии с РЛЭ;
- полет по заданному маршруту, используя пилотажно-навигационный комплекс, радионавигационное и самолетное оборудование;
- использование директорного и автоматического режимов управления самолетом на разных этапах полета;
- заход на посадку в режимах согласно РЛЭ;
- действия летного персонала во время аварийных ситуаций и отказов как во время разных этапов полета, так и на земле.

ТУИП КТС и ПТС должны представлять собой закрытую полномасштабную копию кабины самолета, которая имеет полностью функционирующие органы управления, приборы и переключатели. Все, что не требуется для доступа летного экипажа во время нормальных, аварийных и, где это применимо, ненормальных операций, не обязательно должно быть функциональным. Кабина должна быть оборудована дополнительно рабочими местами инструктора, наблюдателя и инспектора с креслами оснащенными ремнями безопасности.

С помощью модели динамики полета должна быть возможность моделировать различные этапы полета, данные из которых подтверждены

летными испытаниями для конкретного типа ВС. Такие данные должны содержать информацию об аэродинамике, состоянии атмосферы, конфигурации ВС.

Специальное алгоритмическое и программно-математическое обеспечение ТУИП должно обеспечивать имитацию характеристик динамики ВС, в частности:

- летные характеристики имитируемого ВС во всем диапазоне эксплуатируемых высот, скоростей, перегрузок, углов;
- летные характеристики имитируемого ВС с учетом влияния внешних условий и отказов на летные характеристики.

На всех моделируемых режимах СПМО должно обеспечивать имитацию влияния на поведение и характеристики самолета следующих факторов:

- массы самолета;
- центровки самолета;
- режимов работы силовой установки (включая режим обратной тяги);
- положения управляющих поверхностей, механизации крыла, шасси;
- обледенения на крыле и горизонтальном оперении;
- влияния близости земли.

Применяемые методы вычислений должны обеспечивать высокие быстродействие УВС тренажера и точность моделирования. СПМО должно позволять вносить изменения в характеристики моделируемых систем в случае модернизации систем и изменений характеристик систем, установленных на самолете. Структура программного обеспечения тренажера должна обеспечивать возможность дополнения ее новыми модулями. СПМО моделирования полета должно обеспечивать имитацию:

- внешней среды;
- динамики полета самолета и движения самолета по земле;
- навигационной обстановки;
- работу оборудования и систем самолета.

Любая задержка в моделировании между вводом сигнала управления и ответным срабатыванием системы, не связанная с системой управления моделируемого ВС, воспринимается как неестественная и отвлекающая. Следовательно, чтобы удовлетворить ощущение пилота, задачи в таком моделировании должны быть вычислены в течение 20-50 мс. Частота расчета динамики самолета, подвижной платформы и визуальной системы должна быть на уровне 50-60 Гц, что соответствует периоду менее 20 мс. Это значение для наихудшего случая и, следовательно, жесткое ограничение для обеспечения правильного восприятия имитации полета.

1.8.2 Общие требования для базового тренажера летной подготовки по приборам

Тренажер навигационной обстановки должен представлять собой аппаратно-программный комплекс с открытой, закрытой или воспринимаемой как закрытая кабиной, исключаяющей отвлечение внимания, которая будет представлять собой кабину самолета, соответствующую типу ВС.

Аппаратная часть должна включать:

- рабочее место обучаемого;
- опциональные периферийные устройства.

Программная часть должна включать в себя следующие программные модули:

- систему имитации динамики полёта;
- систему имитации силовой установки;
- систему имитации бортовых систем и оборудования;
- систему имитации окружающих условий;
- систему имитации звуковых эффектов;
- систему имитации органов управления;
- систему имитации индикации пилотажно-навигационного комплекса;

- систему управления специальными функциями, в соответствии со стандартами ARINC.

Модель динамики полета должна быть похожа на динамику самолета, не относящуюся к классу, модели, типу или варианту. Аэродинамическая модель должна обеспечивать адекватное поведение имитируемого самолета в зависимости от режима полета и управляющих воздействий при отклонении органов управления и механизации крыла. В аэродинамической модели должны учитываться различные сочетания лобового сопротивления и тяги, в зависимости от следующих параметров, обычно встречающихся в полете:

- изменения пространственного положения самолета;
- бокового скольжения;
- режимов работы силовой установки;
- высоты и температуры;
- общей массы самолёта;
- моментов инерции;
- расположение центра тяжести.

Система управления должна быть подобна, используемой в данном типе самолетов, при этом активная связь по силе не требуется.

1.9 Выбор общих критериев эффективности авиационных тренажеров

Для эффективности передачи навыков, приобретаемых во время обучения на тренажерах, используются следующие критерии:

- эффективность программы тренировки с использованием тренажера;
- коэффициент эффективности переноса;
- коэффициент затрат на обучение;
- коэффициент экономической эффективности.

Эффективность программы тренировки с использованием тренажера:

$$T = \frac{T_k - T_э}{T_k} * 100\%, \quad (1.17)$$

где T_k – время, необходимое для обучения контрольной группы на ВС;

$T_э$ – время, необходимое для обучения экспериментальной группы на ВС после тренировки на тренажере.

График зависимости T от $T_э$ при постоянном значении T_k ($T_k = \text{const} = 60$ мин) показан на рисунке 1.10.

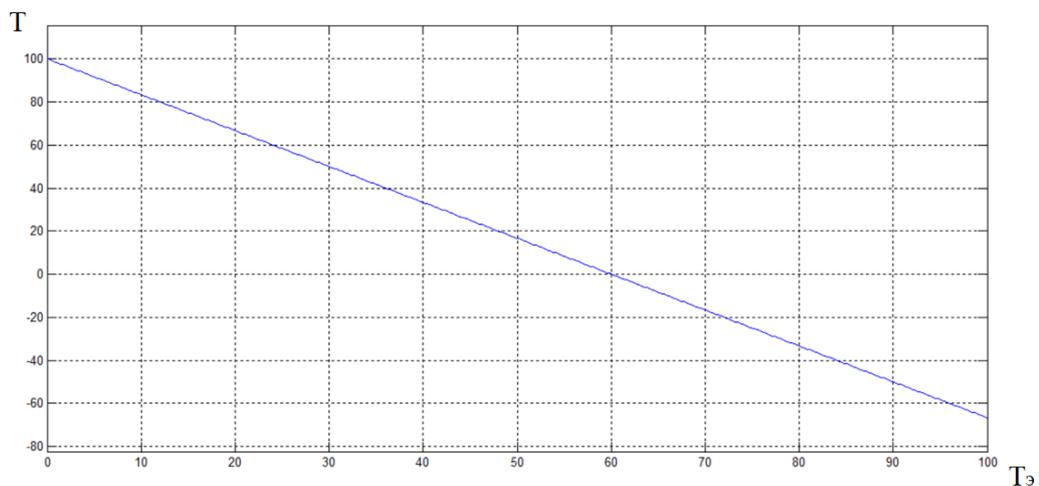


Рисунок 1.10 – График зависимости T от $T_э$ при постоянном значении T_k

Из графика можно сделать вывод, что, когда T составляет 100%, экспериментальной группе не требуется дополнительных тренировок на ВС для достижения тех же показателей, что демонстрирует контрольная группа. Показатель T может быть отрицательным, в этом случае тренировка на тренажере считается не просто неэффективной, а прививает ложные навыки и умения. Данным критерием не учитывается время обучения на тренажере, что является существенным недостатком данного критерия.

Критерием, включающим время обучения на тренажере, является коэффициент эффективности переноса:

$$TER = \frac{T_k - T_э}{T_T}, \quad (1.18)$$

где T_k – время, необходимое для обучения контрольной группы на ВС;

T_3 – время, необходимое для обучения экспериментальной группы на ВС после тренировки на тренажере;

T_T – время тренировки экспериментальной группы на тренажере.

При $TER = 1$ время, сэкономленное на обучении на ВС, равно времени, потраченному на тренировку на тренажере. При TER больше 1 тренировка на тренажере считается эффективнее тренировки на ВС. При TER меньше 1 тренировка на тренажере неэффективна.

Коэффициент затрат на обучение:

$$TCR = \frac{\text{Стоимость обучения на тренажере}}{\text{Стоимость обучения на ВС}} \quad (1.19)$$

Для выражения эффективности финансовых затрат на обучение используется коэффициент экономической эффективности:

$$CER = \frac{TER}{TCR} \quad (1.20)$$

Выводы: Коэффициент T показывает экономию переноса обучения без учета времени обучения на тренажере. Поэтому не учитывается объем практики на тренажере и нельзя сделать вывод об эффективности тренажера как ТСО. Коэффициент эффективности переноса обучения (TER) учитывает время обучения на тренажере, а коэффициент экономической эффективности (CER) учитывает и стоимость обучения на тренажере, в сравнении с обучением на ВС.

Значения коэффициентов T и TER , указывающие на эффективность обучения на ВС, не всегда означают неэффективность тренировки на тренажере. Такое возможно в следующих случаях:

- стоимость обучения на тренажере в разы меньше, чем на ВС;
- недоступность использования ВС для обучения;
- обучение на ВС может быть опасно;
- возможность моделирования необходимых условий на тренажере, например, погодных.

1.10 Анализ эффективности ТУИП

1.10.1 Анализ с использованием общих критериев

На базе Авиационной Школы Аэрофлота проведено экспериментальное исследование эффективности применения разработанного ТУИП для обучения летного экипажа. Оценку эффективности осуществим путем оценки времени передачи знаний, используя критерии, выбранные в разделе 1.9 настоящей главы.

Представлены данные четырех экспериментальных групп, выполнявших тренировочную программу на ТУИП КТС для достижения уровня контрольной группы, выполняющей тренировочную программу на самолете, следующим образом (таблица 1.2): каждый пилот из первой группы использовал пилотажный тренажер в течение 2 часов и на самолете 7 часов; во второй группе каждый пилот тренировался 3 часа на тренажере и 5 часов на самолете; для третьей группы использовался 1 час тренажера и 8 часов полета; для четвертой - 3 часа полета на тренажере и 4 часа на самолете.

Таблица 1.2 – Программы групповых тренировок

	Время подготовки на КТС, час.	Время подготовки на самолете, час.
Контрольная группа	0	8
1-ая группа	2	7
2-ая группа	3	5
3-я группа	1	8
4-ая группа	3	4

Первым показателем, полученным в результате этих определений, была эффективность программы тренировки с использованием тренажера - Т (1.17). На рисунке 1.11 видна зависимость между часами налета и показателем Т.

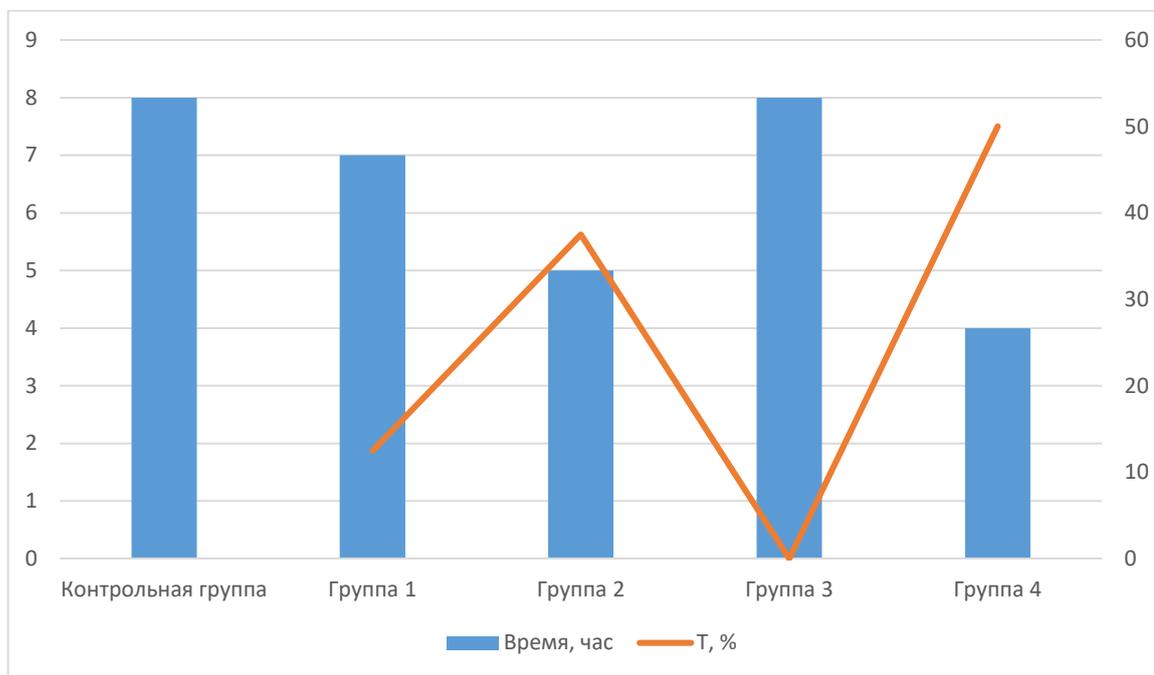


Рисунок 1.11 – Зависимость между временем обучения на самолете после обучения на ТУИП КТС и показателем Т

Вывод: для 2 и 4 групп, для которых показатель эффективности Т 37,5% и 50% соответственно, ТУИП КТС сыграл важную роль в подготовке. Подготовка на тренажере группы 1 позволила сократить время обучения на самолете на 1 час, эффективность подготовки Т составила 12,5%. Для третьей группы эффективность подготовки на ТУИП КТС оказалась нулевой. Поскольку данный критерий эффективности не учитывает непосредственно информацию о времени, затраченном на обучение на ТУИП КТС, оценка критерия TER (1.18) даст более подробное понимание эффективности использования ТУИП. Данные оценки критерия TER представлены на рисунке 1.12.

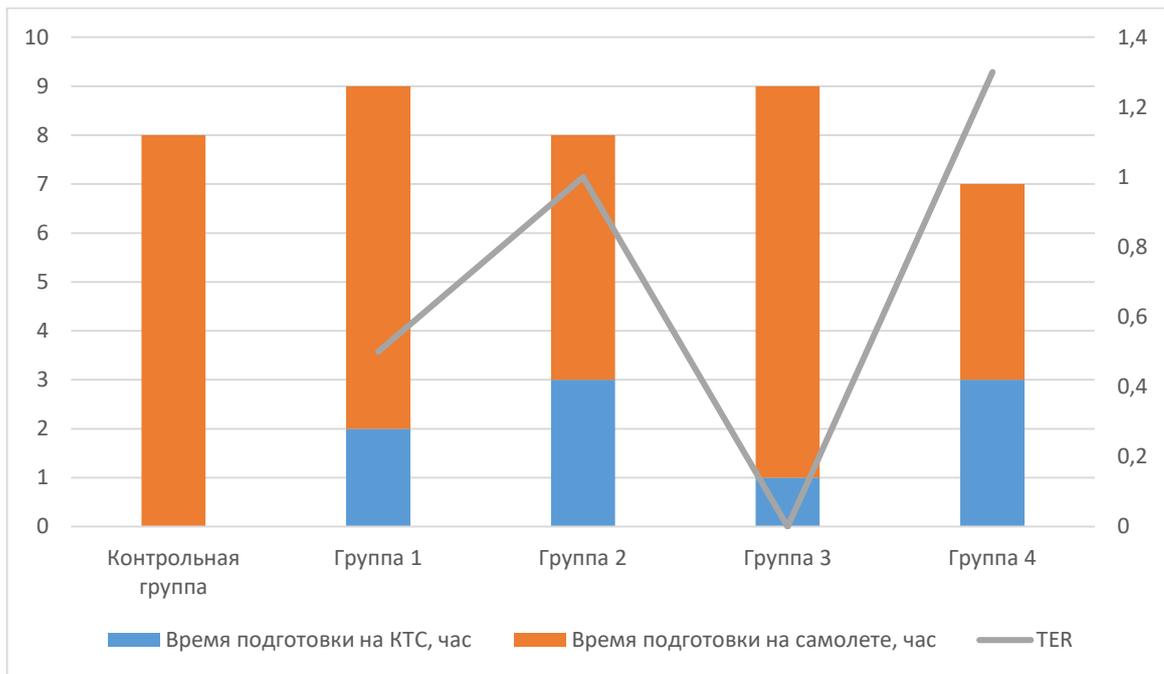


Рисунок 1.12 – Эффективность с учетом непосредственно информации о времени, затраченном на обучение на ТУИП КТС

Следовательно, для первой группы ТЭР равен 0,5, это означает, что один час летной подготовки эквивалентен двум часам тренировки на ТУИП КТС. Для второй группы ТЭР равен 1, что означает, что обучение на ТУИП КТС может полностью заменить обучение в самолете. Показатель ТЭР для третьей группы равен 0. ТЭР для четвертой группы равен 1,33, что означает, что 3 часа на тренажере эквивалентны 4 часам полета. В данном случае, тренажер помог пилоту понять феномен полета лучше, чем это было бы сделано в реальном полете.

Совокупные результаты для большего количества маневров одного и того же пилота показывают степень прогресса в достижении характеристик, требуемых при использовании тренажеров.

1.10.2 Анализ эффективности обучения на тренажерных устройствах имитации полета в условиях отказов

На базе Авиационной Школы Аэрофлота выполнены экспериментальные исследования эффективности применения ТУИП КТС МС-21 с разработанным и описанным ниже алгоритмическим и программно-математическим обеспечением для обучения летного экипажа работе на основных этапах полета, включенных в тестовый полет. Двадцать участников со схожим уровнем начальной летной подготовки случайным образом поровну были распределены на две группы:

- тренировочную;
- контрольную.

Каждой группе выделен инструктор с соответствующим уровнем подготовки. Эксперимент проводился на ТУИП МС-21, расположенном в Авиационной школе Аэрофлот. Схема проводимого эксперимента показана на рисунке 1.13.

Участникам тренировочной группы после ознакомительного полета отводилось 6 практических сессий на ТУИП с целью обучения действиям при возникновении отказов. Участники контрольной группы получали теоретические знания относительно действий, которые необходимо предпринимать в случае тех или иных отказов.

Во время инструктажа участникам тренировочной группы сообщили, что они выполнят ряд сценариев на ТУИП, во время которых им будет необходимо отреагировать на возникающие отказы. По условиям эксперимента связь с авиадиспетчерской службой отсутствовала. Подробное описание разработанного типового сценария полета приведено в Приложении 1.

После инструктажа участники обеих групп выполнили ознакомительный полет, согласно сценарию, в нормальных условиях без введения отказов.



Рисунок 1.13 – Схема эксперимента

Затем участники тренировочной группы выполнили тестовые полеты с последовательной активацией отказов. Выполнялось - 4 полета с отказом двигателя на взлете, 4 с отказом руля направления в полете и 4 с отказом двигателя в полете. Параметры отказов описаны в таблице 1.3. Отказы активировались блоками по два. Схема чередования блоков отказов

представлена в таблице 1.4. Между первым и вторым запуском каждого блока им сообщили, в чем заключалась неисправность и как они могли реагировать.

Таблица 1.3 – Параметры отказов

Вид отказа	Период активации	Тип неисправности	Направление ветра
Отказ двигателя во время взлета			
1	Отрыв передней стойки шасси	Левый двигатель	Левый
2	Скорость 70 узлов	Правый двигатель	Левый
3	Высота 300 футов	Левый двигатель	Левый
4	Шасси наполовину убраны	Правый двигатель	Левый
Отказ руля направления			
1	20 сек. после взлета	15° вправо	Правый
2	60 сек. после взлета	20° вправо	Попутный
3	60 сек. после взлета	25° влево	Левый
4	120 сек. после взлета	10° влево	Правый
Отказ двигателя в полете			
1	20 сек. после взлета	Левый двигатель	Левый
2	60 сек. после взлета	Правый двигатель	Правый
3	60 сек. после взлета	Левый двигатель	Левый
4	120 сек. после взлета	Правый двигатель	Правый

Таблица 1.4 – Блоки чередования отказов

Номер блока	Вид отказа	Номер отказа
1	Отказ двигателя во время взлета	1
		2
2	Отказ руля направления	1
		2
3	Отказ двигателя в полете	1
		2
4	Отказ двигателя во время взлета	3
		4
5	Отказ руля направления	3
		4
6	Отказ двигателя в полете	3
		4

После практических занятий тренировочной группы и теоретических занятий контрольной группы были проведены два теста на неожиданность. Первый тест требовал применения отработанных навыков в неожиданном, сложном и отчасти новом сценарии. Сценарий начался на взлетно-посадочной полосе другого аэропорта (Шереметьево, ВПП 07L, ветер справа). Схема сценария изображена на рисунке 1.14.

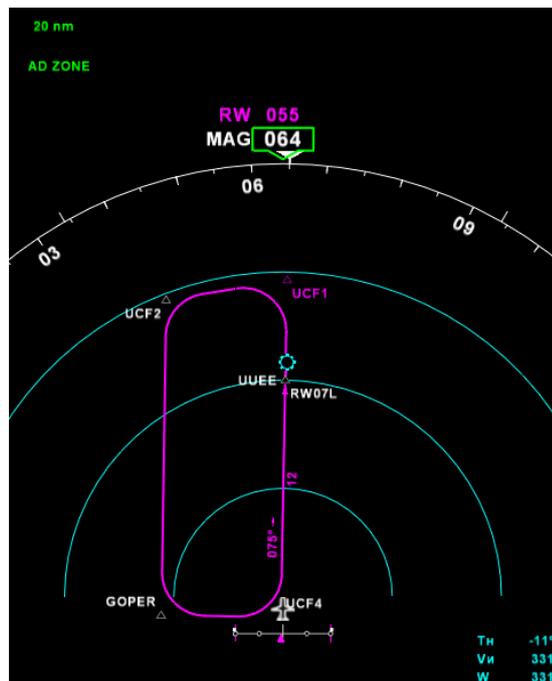


Рисунок 1.14 – Схема сценария для теста на неожиданность

В тестовый сценарий были вставлены следующие неисправности:

- при взлете, на скорости 65 узлов, тяга правого двигателя временно уменьшилась на 20%;
- на высоте 500 футов произошло кратковременное падение мощности левого двигателя;
- эффективность руля направления снизилась до 20% после 3 разворота.

Успешная посадка была бы более вероятной, если бы участники эксперимента определяли неисправности, компенсировали возмущения и прогнозировали, как снижение скорости во время посадки повлияет на эти возмущения. В то время как первые два шага были явно отработаны на практическом занятии, решение для выполнения приземления не было найдено.

Второй тест был включен в качестве контрольного теста, чтобы оценить, по-разному ли реагировали группы на неожиданное событие, которое не включало практикуемые принципы. Хотя группы были максимально сбалансированы, непреднамеренные различия в ранее существовавших навыках или чертах все же могли существовать. Тест также был включен, чтобы преподнести обеим группам максимальный фактор неожиданности, чтобы уменьшить потенциальные различия в ожиданиях между группами. Наконец, этот тест позволил отделить соответствующий тест на неожиданность от практики. Запуск начался с тех же инструкций и настроек, что и предыдущий тест на неожиданность. С момента старта приборная скорость уменьшалась на 1 уз/с от фактической.

Время обнаружения участниками отказов было получено с помощью системы автоматического контроля, регистрирующей параметры моделирования. Это время определялось как время от начала неисправности до ее определения. Дальнейшие проверки практики включали общее время, в течение которого участники управляли самолетом.

В соответствующем тесте на неожиданность основным показателем эффективности было то, удалось ли пилотам успешно приземлиться на

взлетно-посадочной полосе. Во-вторых, регулировка тяги полностью работающего двигателя измерялась при достижении минимальной контрольной скорости 80 уз. Это указывало на то, что пилоты осведомлены о проблеме чрезмерного управления тягой во время посадки.

Правильное время обнаружения после отказа одного двигателя и отказа руля направления было измерено в соответствующем испытании на неожиданность и после неисправности индикатора воздушной скорости в тесте на неожиданность. Неправильные или отсутствующие уточнения участников учитывались как отсутствующие обращения.

В предварительном тестировании навыков ручного труда среднеквадратичное значение поправок руля высоты и элеронов было получено на последней фазе приземления (от 35 до 5 секунд до приземления).

В первом тесте на неожиданность показателями эффективности были время определения и отчетное понимание. Различия между группами в критериях неожиданности проверялись отдельно с помощью независимых t -критериев для выборок. Различия между группами в правильном времени определения неисправности во время практики были проверены с помощью дисперсионного анализа. Навыки ручного пилотирования были проанализированы с помощью дисперсионного анализа. За значительными основными эффектами группы и значительными эффектами взаимодействия следили с групповыми сравнениями.

На рисунке 1.15 показаны диаграммы времени определения неисправности, а в таблице 1.5 перечислены соответствующие статистические данные анализа.

Таблица 1.5 – Данные статистического анализа

Отказ	F	df	p	Тренировочная группа	Контрольная группа
Отказ руля направления	12,7	1.2	0.004	5	7
Отказ двигателя в полете	4.71	1.17	0.46	9	9

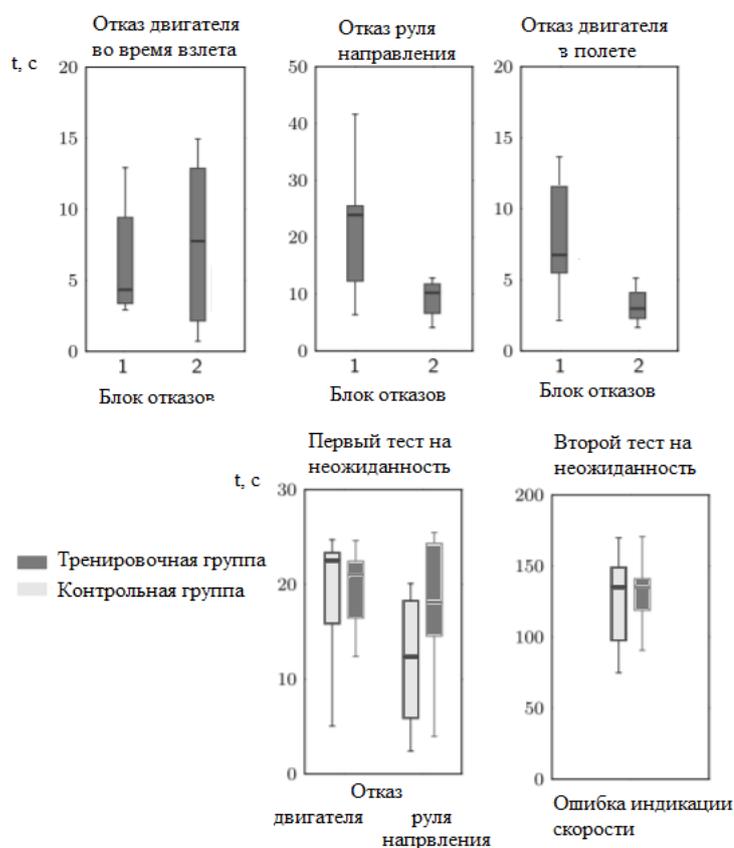


Рисунок 1.15 – Время определения отказов в группах

Время определения неисправности в целом было больше в контрольной группе, чем в тренировочной, что указывает на то, что эта группа потратила больше времени на осмысление событий.

Время управления самолетом на тренировочном занятии существенно не отличалось между группами, $p = 0,670$. Среднее время полета на тренировке составило 29 минут 47 секунд.

Первый тест завершился успешной посадкой на взлетно-посадочную полосу 9 из 10 участников тренировочной группы и 2 из 10 пилотов контрольной группы. Один пилот из тренировочной группы и четыре пилота из контрольной группы совершили аварийную посадку. Четыре других пилота в контрольной группе потеряли управление в полете, и моделирование было остановлено из-за экстремального положения на малой высоте. Три участника в контрольной группе отреагировали на отказ руля направления увеличением тяги двигателей, что усугубило проблемы, вызванные отказом.

Во втором тесте на неожиданность не было никаких существенных различий между группами ни по одному из показателей. Один пилот из тренировочной группы не определил проблему и совершил аварийную посадку.

Результаты этого эксперимента на ТУИП показывают, что пилоты, прошедшие тренировочную практику, более эффективно справлялись с отказами в неожиданных ситуациях, что привело к более успешным посадкам. Субъективные оценки подтвердили, что тренировочной группе было легче понять события. Контрольные тесты показали, что результаты теста на неожиданность не были связаны с ранее существовавшими различиями между группами. Три пилота из тренировочной группы потеряли управление во время тренировочного занятия, что могло повлиять на их результаты в соответствующем неожиданном испытании. Однако разница в успешных посадках между группами по-прежнему остается статистически значимой, если исключить этих пилотов. Кроме того, трое пилотов в контрольной группе также испытали потерю управления в начале соответствующего теста на неожиданность.

Ограничением исследования является то, что практическая тренировка была очень короткой, а пилоты не были обучены навыкам. Между практикой и тестом на неожиданность прошло мало времени, поэтому исследование не дает представления о долгосрочных эффектах практики. Наконец, нельзя исключать, что между группами существовали непреднамеренные различия.

Выводы по главе 1

В разделах главы представлен анализ процесса обучения летного персонала с использованием ТУИП, спроектированного и изготовленного на основе исследований последующих глав, с целью демонстрации того, что разработанное устройство удовлетворяет требованиям отечественной и международной нормативно-правовой базы в области разработки ТСО, в частности имеет высокую эффективность, в соответствии с описанными критериями. Использование ТУИП для обучения пилотов имеет ряд таких преимуществ, как стоимость приобретения и эксплуатации, возможность обучению в условиях отказов, сложных метеоусловий и других опасных процедур, не подвергая пилота и инструктора реальным опасностям.

Описана концепция КСПП, создание которой на сегодняшний день является одной из основных задач авиационной отрасли РФ. В рамках исследования определены виды ТУИП, для которых в настоящей диссертации определяется базовая аппаратная архитектура, разрабатывается программная архитектура моделирования, разрабатываются дополнительные блоки оптимального управления.

В результате исследования нормативно-правовой базы в области разработки ТСО, а также адекватности ТУИП разработан и предложен комплекс общих требований, предъявляемый к ТУИП для подготовки летного персонала по программе подготовки MPL.

Предлагается повысить требования к адекватности ТУИП III уровня для получения нового типа ТУИП.

Общие требования, предъявляемые к ТУИП и сформированные на основе современной отечественной и международной нормативно-правовой базы, включают в себя важнейшие требования:

- к структуре ТУИП;

- к специализированному алгоритмическому и программно-математическому обеспечению;
- к режиму реального времени;
- к имитации динамики движения ЛА;
- к рабочему месту инструктора.

Сформированные требования, предъявляемые к ТУИП, позволяют разрабатывать конкурентоспособные ТУИП, отвечающие современной отечественной и международной нормативно-правовой базе ТСО в области подготовки и переподготовки авиационного персонала, а также могут быть использованы в качестве основы для стандартизации и сертификации современных ТУИП.

В результате анализа эффективности ТУИП КТС для обучения летного персонала определено:

- эффективность ТУИП увеличивается при увеличении времени тренировок на нем, при этом соответствие одного часа тренировки на тренажере одному часу на самолете достигается после 3 часовой подготовки;
- пилоты, прошедшие практику на тренажере, более эффективно справлялись с отказами в неожиданных ситуациях, чем пилоты, прошедшие лишь курс теоретической подготовки, что соответствует утверждению об эффективности переноса обучения с ТУИП на самолет.

Достоверность оценок эффективности обучения подтверждается тем, что группе, обученной на ТУИП, было легче идентифицировать событие отказа. Результаты теста на неожиданность не были связаны с ранее существовавшими различиями между группами.

ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ И СРЕДСТВ РЕАЛИЗАЦИИ БАЗОВОГО ВАРИАНТА ТРЕНАЖЕРНОГО УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

С развитием авиационной промышленности в кабине современных ВС появилось много видов различного оборудования. Все виды оборудования имеют сложные функции, разнообразные режимы работы и протоколы обмена информацией. Таким образом, система имитации моделирования полета должна контролировать множество данных различных устройств бортового оборудования. По этой причине целесообразно при разработке базовой структуры ТУИП применять технологию распределенного управления, а для передачи данных использовать шину Controller Area Network (CAN) и технологию пакетной передачи данных между устройствами Ethernet.

Организация модулей типичного ТУИП показана на рисунке 2.1 [24]. На ранних этапах развития технологий тренажеростроения большинство этих функций вычислялось одним высокопроизводительным процессором [24]. В последнее время, когда производительность микропроцессоров повысилась, функции имитатора полета распределились между процессорами, каждый из которых выполняет определенный набор функций. Это разделение по-прежнему остается критическим, поскольку общая пропускная способность данных должна быть незначительной, чтобы избежать каких-либо заметных задержек при моделировании.

Целью данной главы является:

- разработка базовой структуры ТУИП КТС МС-21 с внедрением синтезированного и реализованного устройством обмена информацией;
- разработка стандартизированного алгоритмического и программно-математического обеспечения ТУИП, отвечающего требованиям

моделирования в реальном времени с высокой степенью отказоустойчивости;

- исследование парадигмы гибридного параллельного программирования, разработанной для объединения интерфейса передачи информации (Message Passing Interface – MPI) и расширения для высокопроизводительных вычислений на параллельных компьютерах (Unified Parallel C – UPC). Цель этой парадигмы - объединить сильные стороны MPI в управлении локальностью данных и масштабируемости с мелкозернистым параллелизмом и простотой программирования UPC для достижения многоуровневого параллелизма в архитектуре ТУИП;
- анализ полученных решений.



Рисунок 2.1 – Организация модулей типичного ТУИП

2.1 Разработка структуры тренажерного устройства имитации полета

2.1.1 Аппаратная структура

Высокие требования к адекватности ТУИП КТС делает невозможным использование централизованной компьютерной системы для реализации программного обеспечения имитатора полета, поэтому за основу выбрана система с использованием связи CAN/Ethernet. Для реализации передачи данных между компьютерами и органами управления кабины тренажерного устройства (переключателей, кнопок, индикаторов) необходимо организовать интерфейс передачи данных. Традиционная интерфейсная система усложняет ремонтпригодность и обновление системы, так как процессы обработки сигналов происходят в интерфейсном шкафу, расположенном в компьютерном зале, а переход на локальную шину CAN позволяет использовать модуль распределенного интерфейсного блока, обеспечивающего все виды ввода, а протокол CAN используется для инкапсуляции данных при обмене информацией.

Моделирование полета является неоднородной системой с ограничениями в реальном времени для большинства компонентов. Такой распределенный характер типичен для большой системы моделирования. На рисунке 2.2 представлена выбранная архитектура комплексного тренажерного устройства имитации полета среднемагистрального самолета МС-21 (ТУИП КТС МС-21).

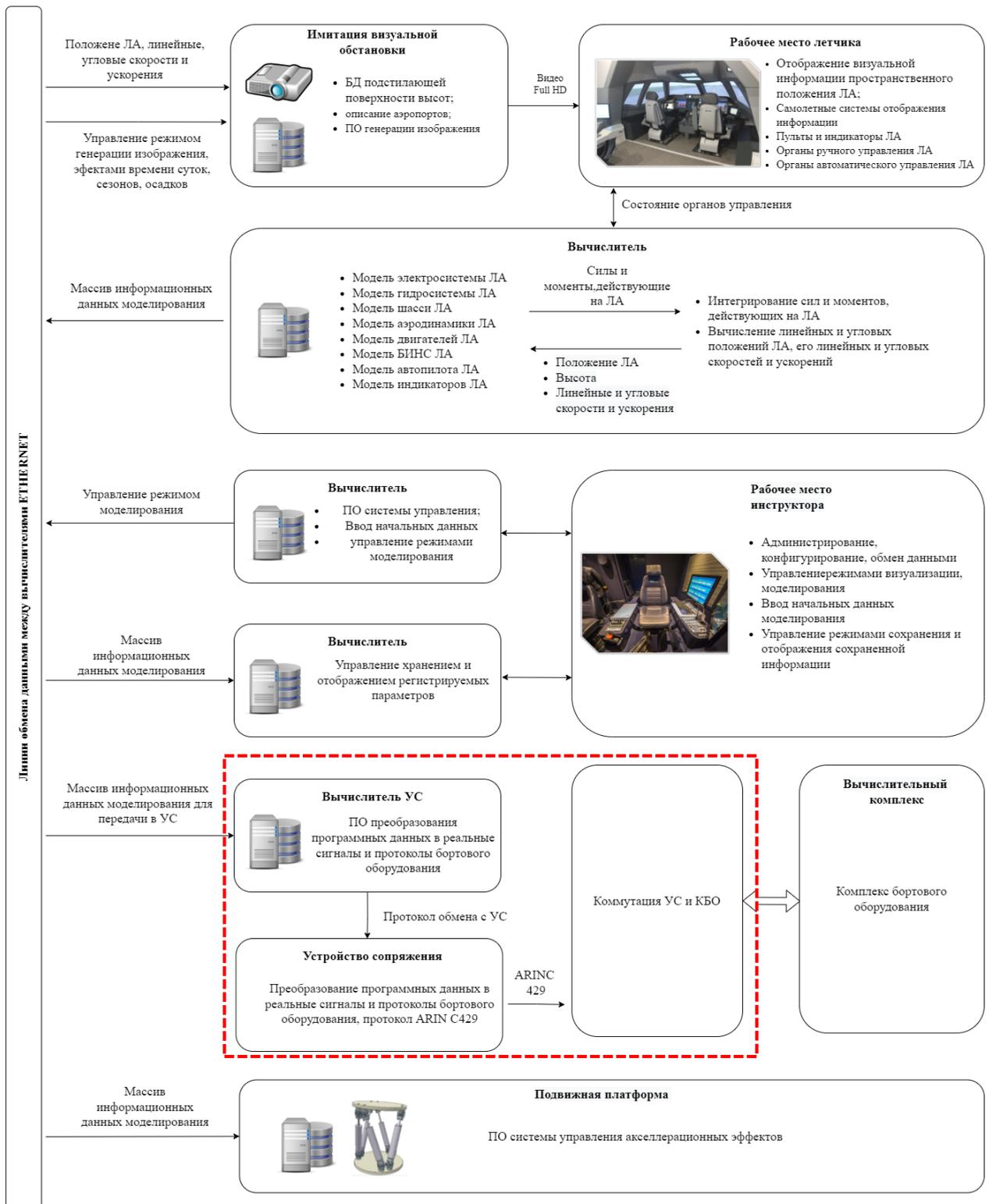


Рисунок 2.2 – Структура аппаратных средств ТУИП КТС МС-21

Обмен данными в разработанной структуре ТУИП КТС МС-21 осуществляется через Ethernet-соединения в отдельных частных сегментах. Для распределения данных выбран сетевой протокол пользовательских датаграмм (User Datagram Protocol). Чтобы избежать больших накладных

расходов, программные протоколы являются адаптированными к конкретному варианту использования. Основным новым и отличительным компонентом аппаратной структуры ТУИП КТС МС-21 является устройство сопряжения объектов (УСО). Оно обеспечивает интерфейс взаимодействия оборудования с вычислительной системой тренажера. УСО обеспечивает:

- обмен информацией между управляющей вычислительной системой и комплексами, агрегатами, приборами с различными протоколами обмена;
- аналогово-цифровое преобразование входных напряжений;
- цифро-аналоговое преобразование управляющей информации для тренажера;
- ввод-вывод дискретной информации;
- обеспечение взаимодействия по протоколу ARINC 429.

УСО, в отличие от традиционной интерфейсной системы передачи данных, имеет магистрально-модульный принцип построения и программный способ управления. Модули УСО делятся на функциональные и управляющие. Управляющий модуль организует работу функциональных модулей. УСО поддерживает на системной шине только один управляющий модуль. Как генерирующий управляющие сигналы, этот модуль располагается в начале системной шины. Функциональные модули выполняют функции, необходимые для управления объектом, в соответствии с сигналами, поступающим по магистрали. Традиционно имитаторы бортового оборудования подключаются к селекторному каналу вычислителя, а устройства ввода информации к мультиплексному. Для синхронизации частот этих каналов использовали операционные системы реального времени. УСО позволяет объединить устройства различных протоколов обмена на единой шине и подключать к вычислителю ТУИП по селекторному каналу и для их синхронизации использовать мультимедийный таймер. Такое решение формирует новую структуру интерфейсной системы ТУИП, в которой

увеличена помехоустойчивость системной шины и увеличена ее пропускная способность, благодаря чему достигается минимизация транспортной задержки в ТУИП.

Принципиальная схема электрического подключения УСО показана на рисунке 2.3. При изменении состояния элементов управления устройства ввода в кабине ТУИП, соответствующие сигналы обнаруживаются и кодируются соответствующей платой сбора данных и управления. Затем код передается в модуль преобразования CAN/Ethernet по шине CAN, и данные инкапсулируются в пакеты данных и отправляются на управляющий компьютер по сетевому кабелю. После получения данных управляющий компьютер декодирует и вычисляет, генерирует соответствующую управляющую информационную последовательность по сети и отправляет ее в модуль преобразования CAN/Ethernet, а затем определяет целевой узел данных и отправляет данные на узел соответствующего адреса. Как только данные получены узлом сбора данных и управления, они декодируются и преобразуются в управляющий сигнал, и соответствующее устройство на панели моделирования приводится в действие для отображения инструкций.

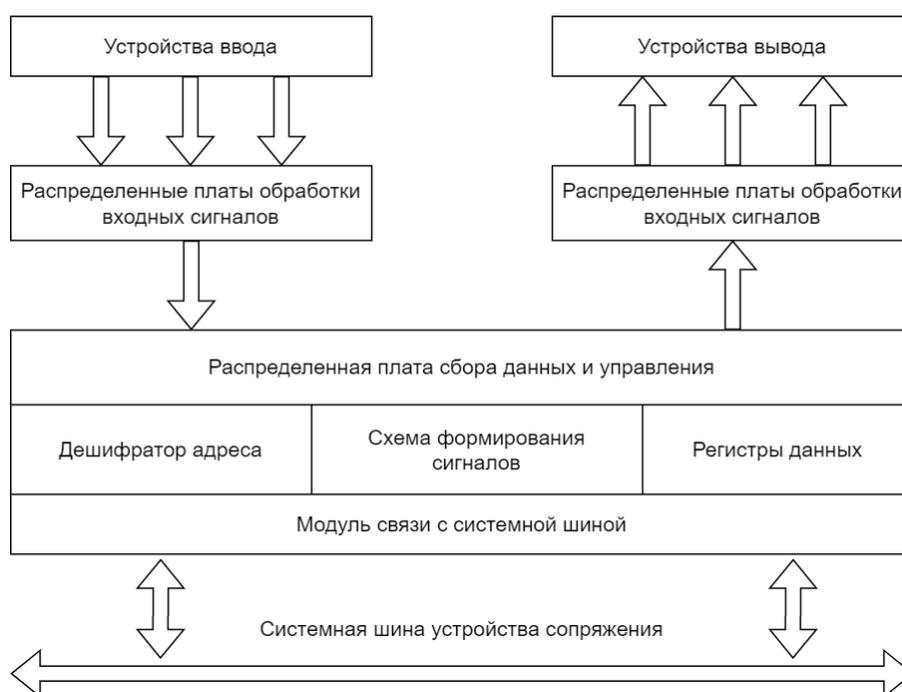


Рисунок 2.3 – Схема подключения устройства сопряжения

Для приложений имитатора полета требуется, чтобы их выполнение укладывалось в определенный такт времени. Эта проблема составляет проблему систем реального времени, которые определяются как системы, в которых правильность системы зависит не только от логических результатов вычислений, но также и от времени, в которое эти результаты получены. Системы реального времени в целом подразделяются на две категории в зависимости от характера крайнего срока, а именно системы жесткого реального времени, в которых последствия невыполнения задачи до наступления крайнего срока могут быть катастрофическими, и системы мягкого реального времени, в которых полезность результатов, полученных при выполнении задачи с мягким крайним сроком, уменьшается со временем после истечения крайнего срока. Средства управления полетом являются типичным примером систем жесткого реального времени.

2.1.2 Программная структура тренажерного устройства имитации полета

Структура программного обеспечения является ключевым звеном и может быть ответом на несколько проблем, касающихся бесконечного увеличения размера и сложности современных программных систем.

Структура программного обеспечения не связана с деталями низкоуровневой реализации программной системы, вместо этого она используется для описания системы на высоком абстрактном уровне. Разработка архитектуры программного обеспечения тесно связана со следующими методами [44]:

1. **Структурирование.** Используется для разделения системы на подсистемы, где подсистема является независимой программной единицей.

2. **Модульная декомпозиция** - это деятельность, которая разбивает ранее определенные подсистемы на более мелкие модули. Она также определяет связь между различными идентифицированными модулями.
3. **Коммуникация**. Существует большая потребность в обмене данными между модулями и подсистемой. Коммуникация - очень важная часть архитектуры, поскольку она может повлиять на общую эффективность системы.
4. **Масштабируемость и эволюция**. Предпочтительно, чтобы архитектура была спроектирована с возможностью увеличивать функциональность и добавлять новые подсистемы и модули в течение всего срока службы продукта. Чем дольше срок службы системы, тем большее значение приобретает это свойство.

Программная структура вычислительной системы тренажерного устройства имитации полета включает в себя алгоритмическое и программно-математическое обеспечения его элементов, а также свойства и взаимодействия между собой этих элементов. Модули декомпозиции в ТУИП предлагаются, как показано на рисунке 2.4. Разработанное СПМО для ТУИП разделено на три части, взаимодействующие между собой:

1. Аппаратный модуль – основа СПМО ТУИП. Обеспечивает интерфейсную службу загрузки и запуска ПО.
2. Модуль поведения – мост, обеспечивающий взаимодействие элементов структуры СПМО. Реализует обмен данными между подсистемами и моделями основных систем имитируемого ВС.
3. Модуль принятия решений – представляет собой реализацию СПМО ТУИП. Реализует динамику самолета и моделирует системы отображения информации.

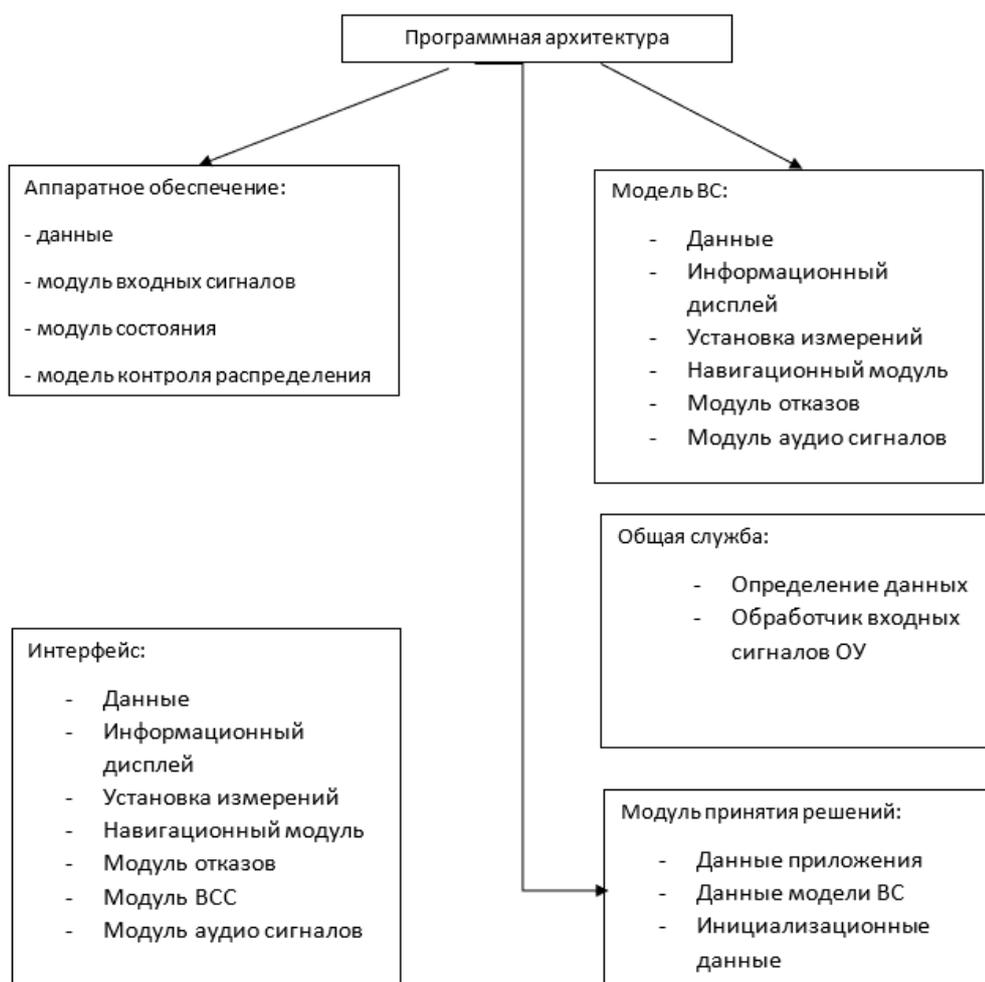


Рисунок 2.4 – Модули декомпозиции программной архитектуры

2.1.3 Структура моделирования тренажерного устройства имитации полета

Имитация полета самолета в ТУИП использует множество переменных и выполняемых операций, из которых строится сложное и критически важное программно-математическое обеспечение для ТУИП КТС МС-21, соответствующее ограничениям в реальном времени и обеспечивающее прогнозируемое поведение во времени для получения точных результатов в отношении соответствующих временных сроков. Объектно-ориентированная программа разделена на шесть этапов, зависящих от времени и действий. Они

последовательно соединены своими интерфейсами, которые используются для передачи данных из иерархически более высокой фазы в иерархически более низкую (Рисунок 2.5).



Рисунок 2.5 – Структура объектно-ориентированной программы

Разработанная модель оперирует множеством переменных и выполняемых операций, из которых строится сложный программный продукт, который состоит из набора взаимосвязанных компонент, каждая из которых представляет определенную часть самолета или среду как таковую (Рисунок 2.6). Программная реализация представлена в Приложении 2.

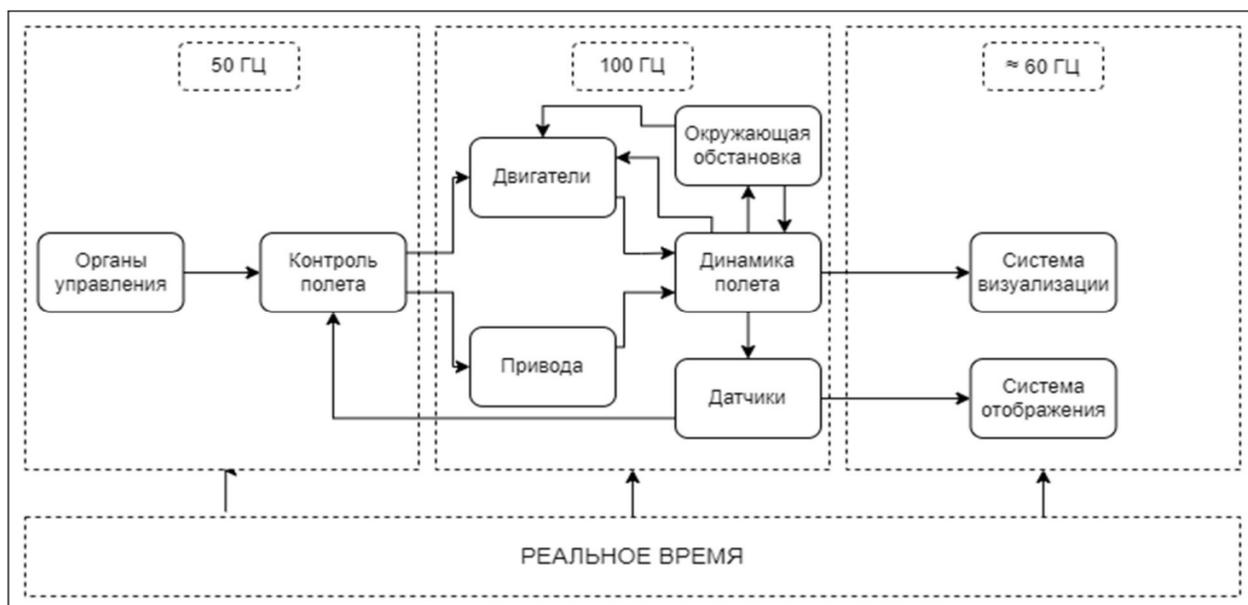


Рисунок 2.6 – Моделирование полета в ТУИП

Компонент 1: Входы пилотов

Компонент входов пилотов получает команды пилотов, передаваемые системой органов управления. Руль высоты, элероны и руль направления могут управляться с помощью законов управления полетом. Тяга двигателя не контролируется напрямую, так как автомат тяги, реализованный в контроллере полета, снижает нагрузку на пилота.

Компонент 2: Контроллер полета

Текущий компонент отвечает за управление воздушным судном. Он реализует классические функции автопилота (например, системы контроля скорости и высоты), а также функции управления полетом (то есть системы контроля и повышения устойчивости). Управление самолетом возможно в ручном режиме, когда пилот взаимодействует через органы управления, в автоматическом режиме и в режиме директорного управления.

Компоненты 3 и 4: Двигатели и приводы

Компонент приводов объединяет все исполнительные механизмы управления, отклонения которых изменяют аэродинамические силы и, таким образом, влияют на движение самолета. Каждый привод моделируется системой второго порядка. Компонент двигателей имитирует два двигателя,

характеристики которых меняются в зависимости от атмосферных условий, числа Маха и других параметров.

Компонент 5: Динамика полета

Компонент динамики полета представляет собой ядро имитационной модели, поскольку она вычисляет уравнения движения. Под действием аэродинамических, гравитационных и тяговых сил состояние самолета изменяется соответственно. В целом, уравнения ЛА представляют собой систему из 12 дифференциальных уравнений первого порядка. Аэродинамические коэффициенты реализованы в виде справочных таблиц.

Моделирование уравнений движения разделяется на три этапа:

- расчет сил и моментов;
- преобразование сил, ускорений и скоростей между системами осей;
- интеграция ускорений и скоростей для определения положения и ориентации.

Эти уравнения решаются многократно с достаточно высокой частотой итераций, так что пилот не может различить задержки между входом и его воздействием по сравнению с реакцией настоящего самолета. Решение этих уравнений требуется на частотах, превышающих 50 Гц, что дает 20 мс на итерацию. Часть времени итерации выделяется для передачи данных между системами, и требуется запас, чтобы гарантировать, что время итерации никогда не будет превышено. Чтобы поддерживать эту общую скорость обработки, применяется ряд ограничений для решения уравнений движения в реальном времени:

- процессор имеет конечную тактовую частоту и, следовательно, существует конечный предел количества операций, которые могут быть выполнены за итерацию. Кроме того, количество операций, выполняемых за итерацию, может меняться со временем. Тем не менее, существует требование постоянно поддерживать минимальную частоту обновления кадров, в том числе в «наихудших» ситуациях;

- аэродинамические данные представляются в табличной форме, полученной из летных испытаний или прогнозов – эти данные могут быть непоследовательными и могут быть функцией двух или трех;
- силы, моменты, ускорения, скорости и положение должны быть получены в наиболее подходящей системе осей – это неизбежно требует преобразований между системами осей;
- преобразования и вычисления сил и моментов включают тригонометрические функции, обычно в виде разложений в ряды. Точность, требуемая в этих вычислениях, которая определяется требованиями к точности, также влияет на количество операций, выполняемых за кадр.

Компонент 6: Датчики

Для выполнения управления системе управления необходимы измерения состояния самолета.

Компонент 7: Окружающая среда

Компонент окружающей среды имитирует стандартную атмосферу. На основе высоты, предоставленной компонентой динамики полета, она вычисляет соответствующие атмосферные переменные (температура, давление, плотность воздуха и скорость звука) и передает их другим компонентам. Также моделируются различные типы ветра и турбулентности (например, сдвиг ветра, порыв ветра) для воспроизведения реалистичных погодных условий.

В разработанном ПО моделирование полета подчиняется жестким ограничениям в реальном времени. В компонентах «Пилот» и «Контроллеры полета» частота обновления составляет 50 Гц, что соответствует средней частоте системы авионики. Другие компоненты (двигатели, приводы, динамика полета и датчики) имеют частоту обновления 100 Гц. Они моделируют системы с непрерывным временем, моделируемые дифференциальными уравнениями и решаемые численными методами.

Система визуализации и отображения информации имеют среднюю частоту обновления 60 Гц, чтобы человеческий глаз мог легко воспринимать их.

На рисунке 2.7 показана структура ТУИП с разработанным программным обеспечением моделирования полета.

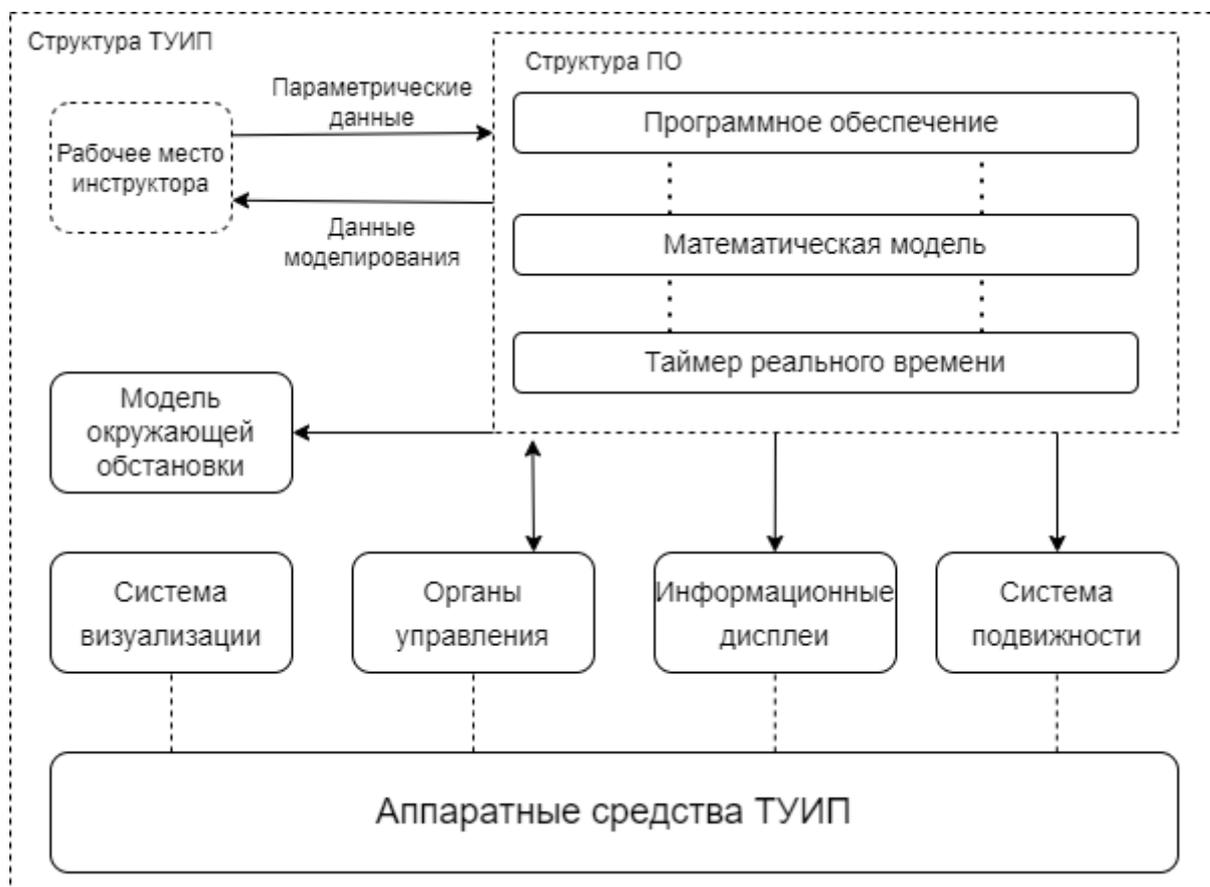


Рисунок 2.7 – Структура ТУИП с разработанным программным обеспечением

2.2 Организация моделирования полета в режиме реального времени

В данной работе моделирование выполняется с дискретным временем и постоянной длительностью шага (моделирование с фиксированным шагом по времени). Для решения математических функций и уравнений на заданном временном шаге каждая переменная или состояние системы последовательно решается как функция переменных и состояний в конце предыдущего временного шага. Во время моделирования с дискретным временем

количество реального времени, необходимого для вычисления всех уравнений и функций, представляющих систему в течение заданного временного шага, может быть меньше или больше, чем продолжительность временного шага моделирования. На рисунке 2.8 демонстрируется ситуация, при которой, время вычислений меньше, чем фиксированный временной шаг.

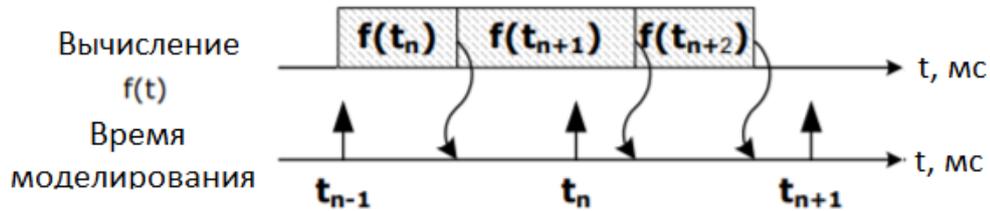


Рисунок 2.8 – Ускоренное моделирование

На рисунке 2.9 время вычислений больше, чем фиксированный временной шаг.

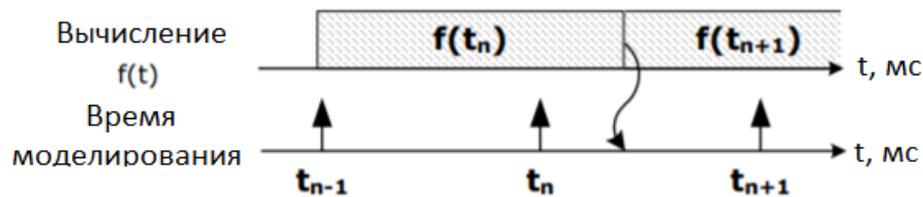


Рисунок 2.9 – Замедленное моделирование

В обоих случаях момент, когда становится доступным результат, не имеет значения. Как правило, при автономном моделировании цель состоит в том, чтобы получить результаты как можно быстрее. Скорость решения системы зависит от доступной вычислительной мощности и сложности математической модели системы.

Точность вычислений при моделировании в реальном времени зависит не только от точного динамического представления системы, но и от продолжительности времени, которое необходимо на получение результатов. На рисунке 2.10 показан синхронный принцип моделирования в реальном времени.

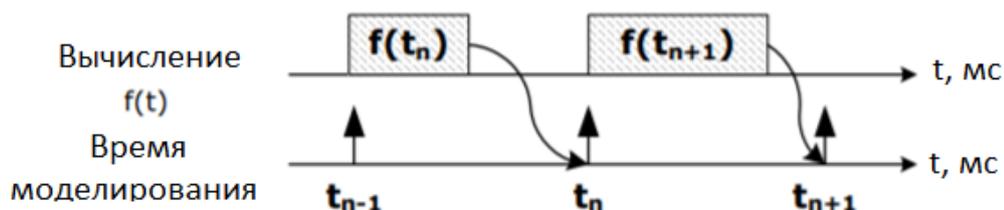


Рисунок 2.10 – Синхронное моделирование

Моделирование полета основано на повторяющемся режиме работы с заданной частотой. Каждый компонент, участвующий в этом типе моделирования, периодически повторяет одну и ту же схему выполнения с временным шагом и основан на выполнении пяти последовательных фаз (Рисунок 2.11):

- фаза синхронизации;
- фазы приема данных;
- фазы расчета данных моделирования;
- фазы передачи данных;
-
- фазы свободного времени.



Рисунок 2.11 – Последовательные фазы моделирования

Вместо использования операционных систем реального времени используется режим реального времени на ОС Windows 7, реализованный с использованием мультимедийного таймера с шагом 10 мс. За один такт, равный 10 мс, происходит запуск программы, выполнение необходимых расчетов, формирование пакета данных, а также обмен данными (рисунок 2.11).

Функциональное поведение модифицированного метода событийно ориентированной синхронизации обмена данными между компонентами моделирования состоит из двух этапов приема данных:

- первый этап выполняется путем запроса на получение следующего доступного имитационного сообщения между логическим временем компоненты и будущим временем t_n ;
- второй этап состоит в вычислении состояния в момент будущего времени t_n .

Полезность этих двух фаз обусловлена особенностью явного решения дифференциальных уравнений состояния и выхода систем, которые моделируются в ТУИП.

Во время вычислительных циклов компонентой определяется два состояния:

- следующее состояние x_{n+1} из его текущего состояния x_n и входных данных u ;
- выходные данные y_{n+1} , которые зависят от нового состояния x_{n+1} и могут зависеть от новых данных u_{n+1} .

Таким образом, для сохранения соответствия между фактическим периодом и его выражением в моделируемом времени, каждый цикл вычислений должен состоять из двух фаз приема данных. Это позволяет компоненте моделирования получать данные, относящиеся к его входным данным, и отправлять свои выходные данные за один и тот же временной интервал.

2.3 Анализ времени передачи данных между компонентами

Расчет времени передачи данных между компонентами моделирования позволяет определить пропускную способность в конкретных конфигурациях. Для оценки используется сценарий, в котором происходит обмен данными между двумя компонентами: органами управления и контроллером полета. При изменении положения органов управления, возникает событие, на

которое через УСО подписывается контроллер полета и обновляет информацию. Таким образом, измерение разделено на три сетевых этапа. Во-первых, формирование и отправка данных из компоненты органов управления. Во-вторых, УСО получает данные и отправляет их в контроллер полета. Наконец, контроллер полета получает данные от УСО. Сумма времен представляет собой время передачи данных с момента возникновения события до обновления информации.

Каждый раз, когда компонента контроллера полета распознает событие обновления, измеряется время между отправкой и получением. Поскольку он работает на частоте 100 Гц, в результатах присутствует погрешность в 1 мс. Сами переданные данные объекта имеют фиксированный размер 216 байт (1728 бит).

В данном эксперименте, повторяющемся 8 раз с 50 событиями обновления, используется распределенная сетевая инфраструктура. Каждая компонента работает на разных сетевых узлах. Измеряется минимальное, среднее и наихудшее время передачи данных между компонентами. В таблице 2.1 представлен обзор результатов:

Таблица 2.1 – Время передачи данных

	Тест 1	Тест 2	Тест 3	Тест 4	Тест 5	Тест 6	Тест 7	Тест 8	
Минимальное время обмена	0.1	1.2	0.3	0.7	0.2	0.4	0.8	0.1	0.5
Среднее время обмена	0.8	2	1	1.5	0.9	1.7	1.7	1.4	1.5
Максимальное время обмена	2	6	2	2	2	4	3	2	2.9

Как показано в таблице, максимальное зафиксированное время обмена составляет 6 мс, минимальное 0.1 мс. В среднем, на обмен данными уходит порядка 3 мс. Такие результаты укладываются в минимальную частоту обновления.

2.4 Организация отказоустойчивости моделирования

Компоненты во время моделирования при передаче данных могут быть потеряны или отключены по причине различных отказов. При возникновении неисправности в компоненте, подписанные на нее члены моделирования должны быть информированы о том, что произошла потеря данных или компонента была отключена. Подписка на отключенное взаимодействие означает, что, когда компонента теряет связь, она получает внутреннее уведомление, чтобы инициировать попытку повторного подключения. В случае отключения компоненты, связи должны быть переконфигурированы.

Рисунок 2.12 иллюстрирует жизненный цикл компоненты при возникновении ошибок. В неподключенном состоянии компонента попытается подключиться интерфейсу. В следующем состоянии компонента подключена. В соединенном состоянии ошибка переводит компоненту в неподключенное состояние. При возникновении сбоя в подключенном состоянии инициируется повторная попытка соединения и подключения компоненты.

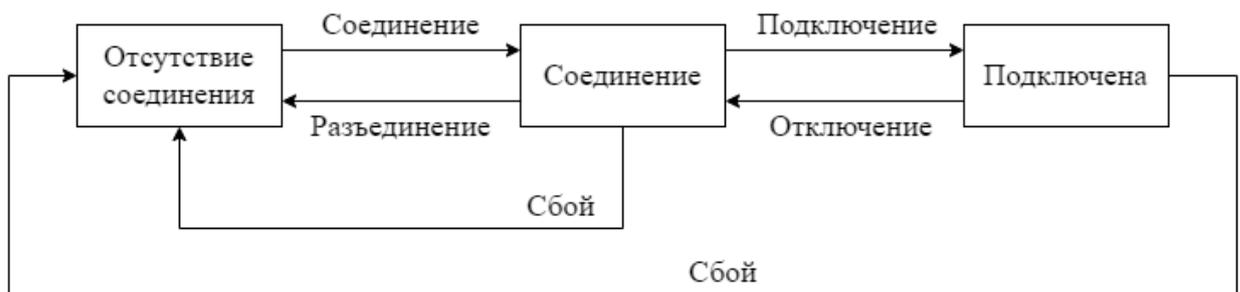


Рисунок 2.12 – Жизненный цикл компоненты при возникновении сбоя

При рассмотрении отказоустойчивости было предусмотрено несколько уровней, на которых могут возникать сбои в компонентах:

1. Связь: типичные неисправности возникают при отключении кабеля или потере связи между двумя удаленными узлами.

2. Компьютерное оборудование: сбои могут возникнуть, если компоненты компьютера выходят из строя, например, неисправность блоков питания или сбой жестких дисков.
3. Операционная система: компоненты зависают, если драйверы и процессы выходят из строя.
4. Компонента: компонента может выйти из строя или деградировать.
5. Моделирование: сбои могут возникнуть, если компоненты моделирования не следуют предварительно определенным соглашениям, например, интерпретировать данные непреднамеренным образом.
6. Пользователи: непреднамеренно пользователи могут вызывать сбои на более низких уровнях или завершать работу федераций в неподходящее время.

Для реализации надежного выполнения моделирования был разработан протокол восстановления на основе контрольных точек. В подходах, основанных на контрольных точках, состояния передаются от отдельных компонент в хранилище данных. При возникновении сбоя компонента восстанавливается с использованием последнего сохраненного состояния в хранилище. Отчеты о контрольных точках передаются стабильному компоненту хранилища, который является участником выполнения моделирования.

2.5 Оценка отказоустойчивого подхода

При оценке подхода отказоустойчивости учитываются затраты на использование отказоустойчивых компонент с точки зрения служебных сообщений, вызванных отказоустойчивым механизмом. Сравнивается выполнение моделирования с отказоустойчивостью и без нее, когда сбои возникают на разных этапах моделирования. Если при возникновении сбоев

используется механизм отказоустойчивости, компоненты, вышедшие из строя, восстанавливаются, и возобновляется нормальное выполнение моделирования. В случае, если механизм отказоустойчивости не используется, ошибка приводит к перезапуску всего моделирования в целом. При оценке не учитывается время, необходимое для последовательного выполнения объединения, а основное внимание уделяется количеству сгенерированных сообщений.

На рисунке 2.13 показана разница в общем количестве сгенерированных системных сообщений для моделирования без использования отказоустойчивого подхода и с ним.



Рисунок 2.13 – Количество генерируемых сообщений при моделировании без использования отказоустойчивого подхода и с ним

Общее количество сгенерированных сообщений в случае с использованием отказоустойчивого подхода больше, чем без него. Такая разница связана с тем, что используется дополнительная связь передачи состояния компонент моделирования в хранилище данных.

На рисунке 2.14 показана разница в общем количестве сгенерированных системных сообщений для моделирования без использования отказоустойчивого подхода и с ним при потере данных в компонентах:

- отказ в одной компоненте;
- отказ в трех компонентах;
- отказ в пяти компонентах.

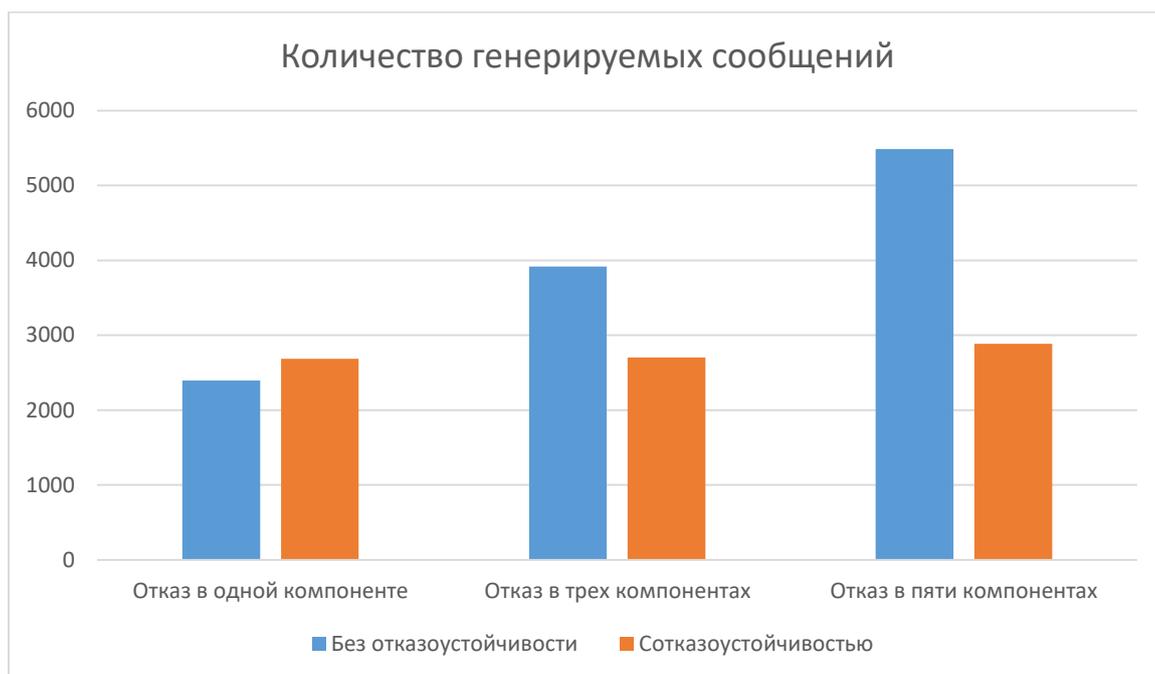


Рисунок 2.14 – Количество генерируемых сообщений при моделировании с отказом в компонентах

Если во время моделирования возникнет одна ошибка, общее количество сообщений будет почти одинаковым, независимо от того, используется ли механизм отказоустойчивости или нет. Когда во время моделирования возникают три ошибки, общее количество сообщений больше для моделирования, в котором не используется механизм отказоустойчивости. При отказе в пяти компонентах, количество системных сообщений в первом случае увеличивается на более 90%.

Отказ отдельных компонентов моделирования, вероятно, лучше всего описывается в терминах стохастического процесса. Общие выводы, основанные на средних оценках времени отказа, не будут отражать поведение реальной системы. Таким образом, не совсем оправдано делать выводы на основе среднего значения, которое определяет, когда компонента выйдет из строя во время прогона симуляции. Чтобы представить альтернативный взгляд на обеспечение отказоустойчивости, протестированы три разных случая. Цель этих случаев состояла в том, чтобы представить среднее время отказа в течение пяти последовательных интервалов выполнения объединения. Таким образом, эти случаи представляют собой среднее время отказа в пределах

первой пятой, второй пятой и так далее логического интервала времени, используемого для выполнения моделирования. На рисунке 2.15 показана разница между случаями с использованием отказоустойчивости и без с точки зрения общего количества сгенерированных сообщений для интервалов 50, 150, 250, 350 и 450 секунд.

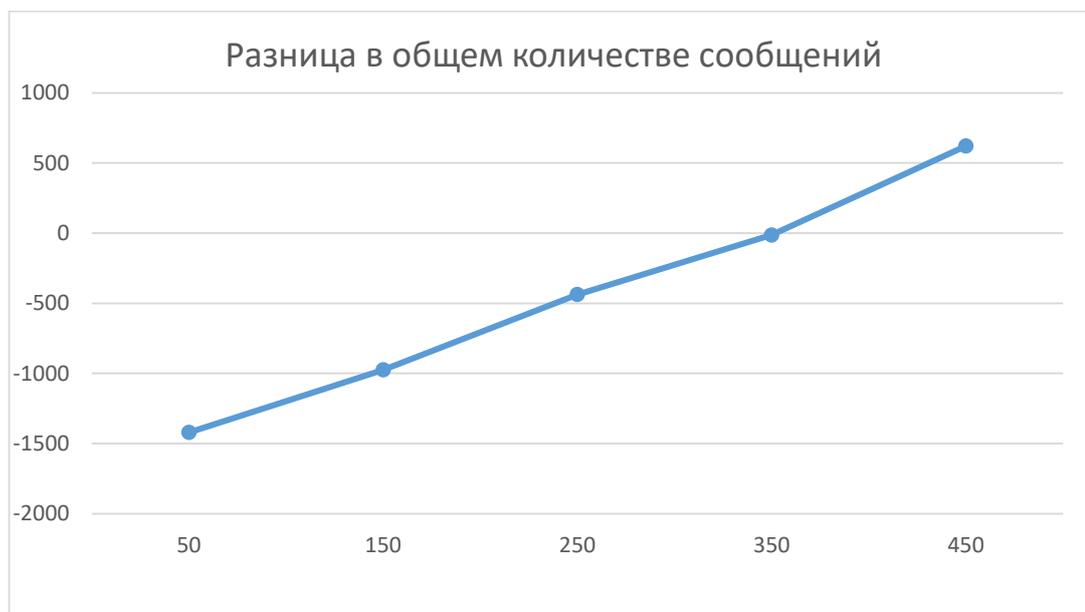


Рисунок 2.15 – Разница в общем количестве сообщений

Накладные расходы для случаев с использованием отказоустойчивости больше, чем дополнительная коммуникация, вызванная ошибками в случаях моделирования без использования отказоустойчивости для первых трех интервалов. В четвертом интервале общая стоимость связи почти равна, тогда как в пятом интервале вариант с отказоустойчивостью показывает лучшую производительность по сравнению со случаем без отказоустойчивости.

Чтобы проанализировать временные затраты использования отказоустойчивого механизма, необходимые для выполнения моделирования, определяется простая модель затрат. Рассмотрим наихудший сценарий в случае одной ошибки, когда компонента дает сбой в конце выполнения моделирования. $C_{\text{без отк.}}$ отображает необходимое время для выполнения моделирования, когда механизм отказоустойчивости не реализован, $C_{\text{отк.}}$ – необходимое время для выполнения моделирования с использованием механизма отказоустойчивости. Предположим, что одна из компонент

моделирования выходит из строя во время выполнения. Тогда временные затраты $C_{\text{без отк.}}$ и $C_{\text{отк.}}$ имеют вид:

$$C_{\text{без отк.}} = Mk + R + Nk; \quad (2.1)$$

$$C_{\text{отк.}} = Mk + r + Ms + (N - M)(k + s) = Nk + Ns + r, \quad (2.2)$$

где N – количество сообщений о событиях, выполненных до конца моделирования;

M – количество сообщений о событиях, выполненных с начала моделирования до отказа компоненты;

k – среднее время обработки одного сообщения о событии;

s – время, необходимое для сохранения одного сообщения в хранилище данных;

R – время, необходимое для повторного запуска моделирования в случае без использования механизма отказоустойчивости;

r – время восстановления отказавшей компоненты в случае с использованием отказоустойчивости.

Наихудшая производительность при одной ошибке соответствует случаю, когда компонента дает сбой в конце выполнения моделирования. В этом случае M будет стремиться к N ($M = N$). Тогда $C_{\text{без отк.}}$ и $C_{\text{отк.}}$ можно сравнить отношением:

$$\frac{C_{\text{без отк.}}}{C_{\text{отк.}}} = \frac{Nk + R + Nk}{Nk + Ns + r} = \frac{2 + \frac{R}{Nk}}{1 + \frac{s}{k} + \frac{r}{Nk}} \quad (2.3)$$

Если предположить, что время перезапуска моделирования в случае без механизма отказоустойчивости и время возобновления компоненты в случае с отказоустойчивостью пренебрежимо малы по сравнению со временем обработки сообщений о событиях или сохранения состояний в хранилище данных, то:

$$\frac{R}{Nk} = \frac{r}{Nk} = 0; \quad (2.4)$$

При таком предположении:

$$\frac{C_{\text{без отк.}}}{C_{\text{отк.}}} = \frac{2}{1 + \frac{s}{k}} \quad (2.5)$$

Формула показывает, что эффективность зависит от того, насколько время хранения сообщений в постоянном хранилище относится к времени обработки сообщений о событиях. На рисунке 2.16 показана эффективность отношения $C_{\text{без отк.}}/C_{\text{отк.}}$ в зависимости от s/k при условии, что k является постоянным.

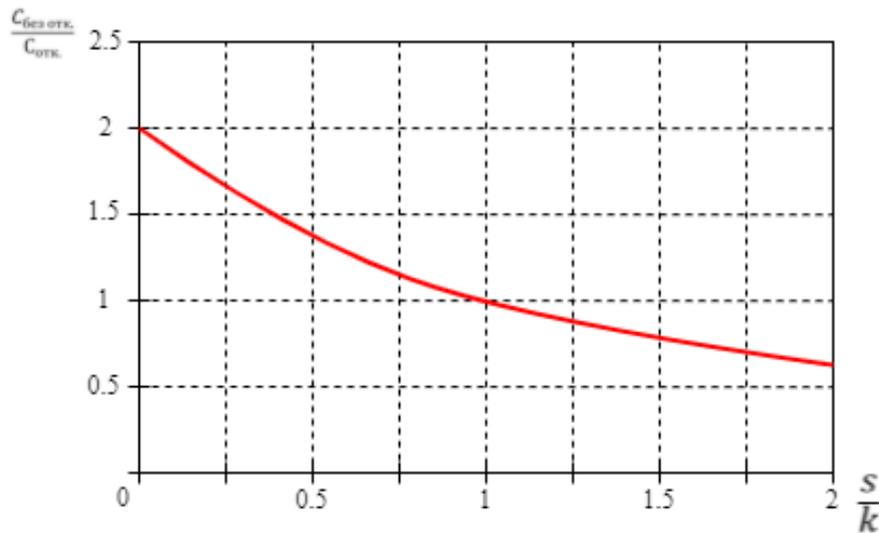


Рисунок 2.16 – Эффективность моделирования, отношение $C_{\text{без отк.}}/C_{\text{отк.}}$, как функция от s/k

Время хранения сообщений в хранилище данных зависит от частоты сохранения состояний, т. е. используемого интервала сохранения состояний. Однако интервал сохранения состояния связан с временем восстановления вышедшего из строя объединения (r). В случае, если состояния сохраняются нечасто, неудавшаяся компонента может быть вынуждена откатиться к моменту времени, находящемуся далеко в прошлом. Это, в свою очередь, может вызвать откат других компонент, что в целом увеличивает время восстановления вышедшей из строя компоненты. Таким образом, представляется интерес найти подходящий интервал сохранения состояния, учитывающий коммуникационные издержки, вызванные механизмом

отказоустойчивости и временем восстановления вышедшей из строя компоненты.

Кроме того, эффективность связана с аппаратной конфигурацией запоминающего устройства. Медленное запоминающее устройство, конечно, снизит эффективность моделирования. Параметр s также учитывает влияние размеров состояний. Компоненты, требующие больших выделений памяти для представления своего состояния, будут иметь большое влияние на эффективность. Большие состояния потребуют большей пропускной способности и больше времени для сохранения и извлечения. Избегая сохранения больших состояний, можно повысить эффективность отказоустойчивого моделирования.

2.6 Разработка алгоритма контроля распределения данных

2.6.1 Обзор существующих методов контроля распределения данных в ТУИП

Message Passing Interface (Интерфейс передачи сообщений) (MPI) - наиболее широко используемая парадигма параллельного программирования, особенно для параллельных компьютеров с распределенной памятью. Интерфейс MPI представляет модель программирования, в которой взаимодействие процессов осуществляется явным вызовом библиотек для отправки и получения сообщений. Стандарт MPI-1 предоставляет библиотеки процедур для совместной работы и взаимодействия процессов друг с другом, в частности отправки/получения сообщений для обмена информацией между парами процессов [45]. Стандарт MPI-2 обеспечивает поддержку односторонней связи, динамического управления процессами и параллельного ввода-вывода. MPI-2 определяет 3 односторонние коммуникационные

операции, такие, как запись в удаленную память, чтение из удаленной памяти и операцию сокращения в одной и той же памяти в нескольких процессах. Односторонняя модель MPI-2 поддерживает удаленный доступ процессов к данным без явной помощи со стороны владельца данных, что является моделью, аналогичной модели программирования глобального адресного пространства UPC. Однако он более ограничен, чем глобальное адресное пространство, с точки зрения когерентности кэша и характеристик синхронизации.

Преимущества модели включают полный контроль над распределением данных, синхронное взаимодействие процессов, двусторонний обмен информацией и возможность оптимизации локальности данных, что позволяет достигать высокой производительности и масштабируемости системы. Недостаток состоит в том, что существующие последовательные приложения требуют значительного объема реструктуризации для распараллеливания MPI.

Unified Parallel C (интерфейс распараллеливания вычислений) (UPC) - это расширение языка программирования C, которое обеспечивает единую модель программирования как для систем с общей, так и для распределенной памяти. UPC дает возможность разработчику полностью контролировать и управлять распределением данных, а также выделяет единое, совместно используемое и логически разделенное глобальное адресное пространство, которое физически распределяется по умолчанию циклически по доступной памяти. Каждая переменная физически связана с одним процессором, но переменные могут быть прочитаны и записаны любым процессором без явной помощи со стороны владельца данных.

При использовании интерфейса UPC количество выполняемых потоков (рисунок 2.17) фиксируется во время компиляции или во время запуска программы и остается постоянным до конца ее выполнения. Несколько потоков работают независимо, и каждый поток имеет сходство с частью глобального общего адресного пространства. У каждого потока также есть личное пространство.



Рисунок 2.17 – Многопоточный процесс

Преимущество модели программирования UPC перед MPI состоит в том, что она позволяет программисту выполнять инкрементное распараллеливание. Можно постепенно распараллелить часть существующего последовательного кода, а затем постепенно получить повышение производительности. UPC представляет локальные и глобальные объекты как видимые, потому что эти объекты имеют разное поведение производительности. Однако одной из слабых сторон модели является то, что данные являются либо локальными, либо глобальными. UPC не позволяет группам потоков выделять распределенные общие массивы на подмножестве процессоров, в то время как MPI может группировать процессы с разделением для создания региональной локальности, такой как строки или столбцы виртуальных топологий.

2.6.2 Объединенный алгоритм контроля распределения данных

MPI - это библиотека на основе интерфейса прикладного программирования, которую можно связать с языками программирования C, C++ или Fortran. С другой стороны, UPC - это расширение языка программирования C. И MPI, и UPC используют модель вычислений с единой программой и множеством данных. Таким образом, программа UPC вызывает библиотеки MPI для формирования объединенной модели. Объединенная модель компилируется с помощью компилятора UPC и связана с библиотеками MPI.

Целью объединенной модели MPI + UPC является объединение сильных сторон контроля местоположения и масштабируемости MPI с мелкозернистым параллелизмом UPC и простотой программирования. MPI требует большой детализации, а небольшие сообщения обходятся дорого, потому что каждый обмен данными имеет фиксированную задержку при запуске. Таким образом, объединенная модель использует MPI для внешнего параллелизма и UPC для внутреннего параллелизма. Поток UPC может связываться друг с другом внутри своей группы, в то время как MPI используется для межгрупповой связи. В каждой группе UPC есть только один главный поток, который может участвовать в обмене данными MPI; т.е. все коммуникации направляются в главный поток.

Объединенная модель MPI + UPC основана на работе независимых групп UPC, которые связаны друг с другом исключительно посредством связи MPI. В модели необходимо сначала определить, сколько независимых групп UPC должно быть запущено, а затем решить, сколько потоков должно присутствовать в каждой группе UPC. Для 4 групп UPC и 8 потоков в каждой группе гибридная модель компилирует гибридный код с помощью компилятора UPC с параметром, указывающим, что программа должна иметь 8 потоков, а затем запускает сгенерированный исполняемый файл, где

запускает 4 разные программы. Это 8-поточная программа UPC. Один из выполняемых потоков определяется в качестве главного потока, который обслуживает не только процессы MPI, но и потоки UPC. Этот главный поток может выполнять вызовы MPI, но другие потоки не могут задействовать какие-либо процедуры MPI. Группа UPC может связываться с другими группами только через главный поток. Пользователь выбирает параметры группы на основе своего приложения и конфигурации оборудования системы, а сама гибридная модель не накладывает никаких ограничений на количество потоков.

Гибридная модель состоит из 1 группы MPI, и каждый процесс MPI имеет 1 группу UPC. В каждой группе UPC есть только один главный поток, который может участвовать в операциях MPI как процесс MPI. Главный поток инициализирует MPI и может построить топологию MPI. MPI управляет внешним параллелизмом, передавая соответствующие подблоки главным потокам каждой группы UPC. Главные потоки копируют свои частные субблоки в общие субблоки путем копирования из главного в подпрограмму UPC, которая выполняет простые операции копирования и синхронизирует каждую группу потоков UPC. Совместно используемые подблоки находятся в глобальном адресном пространстве каждой группы UPC. Каждый UPC участвует во внутреннем уровне распараллеливания умножения матриц подблоков с распределением блоков.

Чтобы получить минимальное время выполнения в модели, модель должна быть разделена на параллельные задачи, которые обрабатывают различные части и разные размеры глобальных данных для модели параллельного программирования данных. Здесь программы MPI, UPC и объединенные программы MPI + UPC используют параллельное программирование данных, и решение о выборе размера зерна очень важно для программирования параллельных данных.

2.6.3 Применение объединенной модели контроля распределения данных в ТУИП

Алгоритм взаимодействия совмещенной модели UPC и MPI в ТУИП показан на рисунке 2.18. Модуль визуализации состоит из пользовательского интерфейса и интерфейса связи, который взаимодействует с моделированием через инфраструктуру времени выполнения архитектуры высокого уровня. Пользователь может вызывать команды управления (приостанавливать обновление данных моделирования, изменять параметры моделирования и возобновлять обновления данных моделирования). Моделирование производит вывод на каждом временном шаге и отправляет его обратно в модуль визуализации. Впоследствии коммуникационный интерфейс отправляет эти данные в пользовательский интерфейс, чтобы пользователь мог видеть результат и реагировать на него в соответствии со своими потребностями.

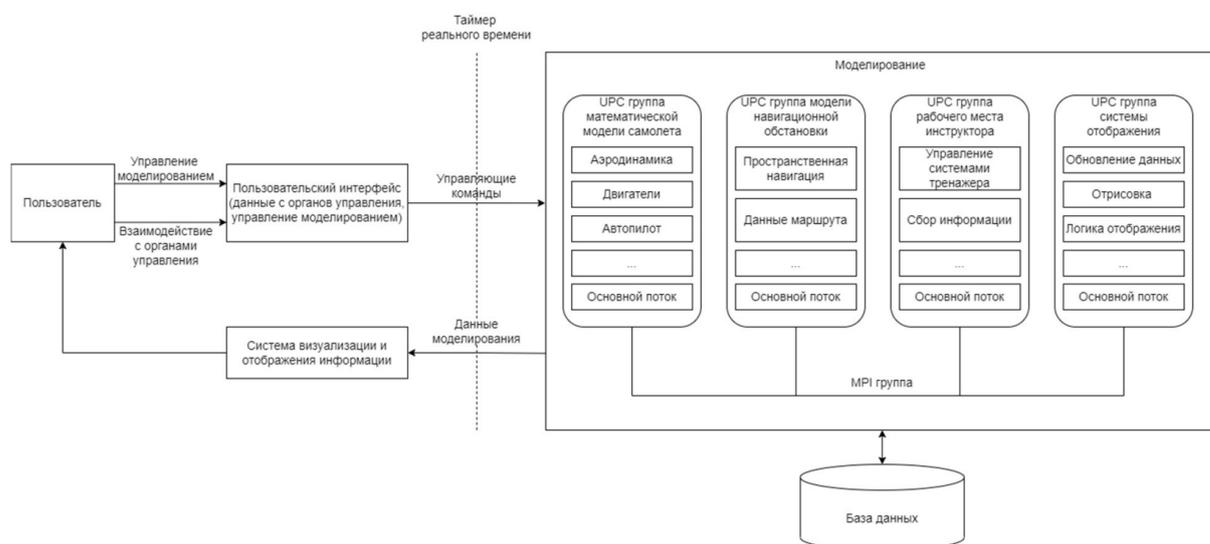


Рисунок 2.18 – Алгоритм взаимодействия совмещенной модели UPC и MPI в ТУИП

Время, необходимое для обмена данными, можно описать формулой:

$$t_{\text{обмена}} = t_k + t_{\text{вых.к}} + t_{\text{вх.к}} + t_{\text{данн}} + t_{\text{восст}}, \quad (2.6)$$

где $t_{\text{обмена}}$ – общее время моделирования;

t_k – время сохранения состояния компоненты;

$t_{\text{вых.к}}$ – время выхода из компоненты;

$t_{\text{вх.к}}$ – время присоединения к компоненте;

$t_{\text{данн}}$ – время переноса данных;

$t_{\text{восст}}$ – время восстановления состояния компонент.

В моделировании время выхода из состава управляющей компоненты и присоединения к ней зависит от количества всех процессов в модели контроля распределения данных, поскольку каждый процесс содержит одну управляющую компоненту.

На рисунке 2.19 представлены результаты тестов, проведенных на основе методов, описанных в [47], для отдельных моделей UPC и MPI, а также для их объединенной модели.

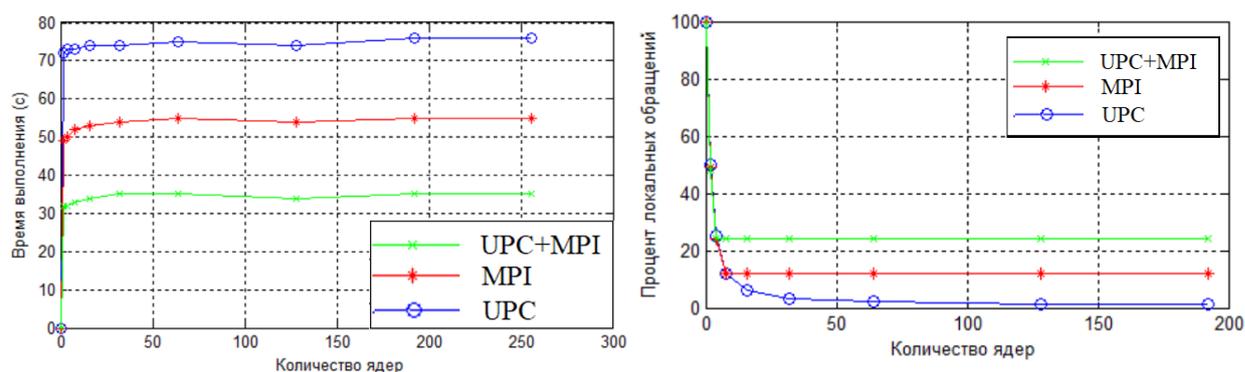


Рисунок 2.19 – Результаты анализа моделей

Для тестирования моделей использовались ПК, содержащие процессоры «Intel Core i5» с шестью ядрами и тактовой 2.8Ггц. Каждый процессор имеет свой определенны объем выполняемых действий, исходя из этого можно сделать вывод, что при увеличении количества процессоров производительность останется постоянной. Результаты моделирования показывают, что производительность алгоритма, объединяющего MPI и UPC, примерно в 1.5 раза превосходит алгоритм MPI и примерно в 2 раза алгоритм UPC.

Выводы по главе 2

Разработана базовая аппаратная структура ТУИП имеющая в составе, в отличие от традиционной интерфейсной системы передачи данных и обмена информацией, введенное, синтезированное и реализованное устройство сопряжения объектов магистрально-модульного принципа действия, а также реализующая концепцию интегральной модульной авионики.

Разработана и реализована структура алгоритмического и программно-математического обеспечения ТУИП на основе методов распределенного моделирования с модифицированным методом событийно ориентированной синхронизации обмена данными между компонентами моделирования. Анализ разработанного ПО показал соответствие требованиям к моделированию в реальном времени и высокую степень отказоустойчивости.

Разработан модифицированный алгоритм контроля распределения данных на основе объединения интерфейса передачи сообщений, а также интерфейса распараллеливания вычислений в системах с общей памятью, предназначенный для базового тренажера летной подготовки по приборам. Реализована масштабируемость с помощью модели MPI и распараллеливание вычислений с помощью модели UPC. Модифицированный алгоритм контроля распределения данных совмещает сильные стороны управления локализацией данных и масштабируемости MPI с распределением параллельных вычислений UPC и простотой программирования для достижения многоуровневого параллелизма. Результаты анализа показали увеличение производительности вычислений до 2-х раз, в сравнении с базовыми.

ГЛАВА 3 РАЗРАБОТКА ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ БЛОКОВ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ТРЕНАЖЕРНОГО УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

ТУИП в авиационных учебных центрах используются не только для обучения и переобучения летного персонала, но также и для регулярных тренировок, в рамках которых отрабатываются такие действия, как:

- поддержание профессиональной квалификации;
- поведение экипажа в аварийных и нештатных ситуациях;
- правильные и эффективные действия экипажа при ручном управлении и др.

Во время ручного пилотирования пилоты полагаются на свои зрительные и соматосенсорные системы восприятия движения летательного аппарата, при этом, визуальный сигнал является основным каналом обратной связи для пилота в отношении положения и движения самолета. Навыки управления, приобретаемые пилотом во время тренировок на ТУИП используются при переносе в реальную обстановку для пилотирования реального ВС. В рамках этого, в текущей главе предлагается внедрение дополнительных блоков оптимального управления в ТУИП для использования их в процессе отработки и привития навыков оптимального пилотирования ВС в ручном режиме.

В главе рассматривается задача аналитического конструирования алгоритмов управления положения перспективного среднемагистрального самолета относительно заданной траектории по вариативному критерию на примере ВС ТУ-214 с улучшенными характеристиками (Приложение 3). Изменение параметра критерия приводит к встречному изменению быстродействия синтезируемой системы и энергоэкономичности маневров при сохранении высокого качества переходных процессов.

При АКОРе САУ с n -мерным вектором фазовых координат X , с одним управляющим воздействием u , с квадратной матрицей A коэффициентов внутренних связей и матрицей-столбцом B коэффициентов при управляющем воздействии, на основе математической модели расширенного объекта

$$dX/dt = AX + Bu$$

определяется алгоритм управления

$$u = -KX$$

минимизирующий заданный функционал

$$J = \int_0^{\infty} F(x_1, x_2, \dots, x_n, u) dt = \int_0^{\infty} \left[\sum_{i=1}^n d_i x_i^2(t) + d_u u^2(t) \right] dt$$

Цели данной главы:

- предложить дополнительные блоки оптимального управления для организации обучения экипажей ВС на ТУИП;
- проанализировать и выбрать метод автоматизации полета ЛА для использования в дополнительных блоках оптимального управления;
- синтезировать алгоритмы управления для дополнительных блоков управления ТУИП на примере решения прямой и обратной задачи динамики;
- методом экспертных оценок проанализировать перспективы применения дополнительных блоков оптимального управления при практическом обучении экипажей ВС на ТУИП;
- с помощью полунатурного моделирования на инженерном стенде МС-21 оценить эффективность применения дополнительного блока управления при привитии навыков ручного пилотирования при ручном управлении ВС по заданному маршруту.

3.1 Разработка дополнительного блока оптимального управления для обучения экипажей воздушных судов на тренажерном устройстве имитации полета

Традиционный подход к описанию работы человека с точки зрения эргономики заключается в рассмотрении человека-оператора, используемой технической системы и окружающей среды при выполнении данной задачи. Модель поведения летчика в задачах управления, уделяя более пристальное внимание человеку-оператору, дополнительно разложила эти когнитивные функции на три этапа (Рисунок 3.1) [48]:

- получение информации;
- переработка информации и выработка стратегий;
- эффективное исполнение действий.

Эта модель обеспечивает достоверную основу для исследований человеческой деятельности. Однако все три этапа различаются по сложности исследования.

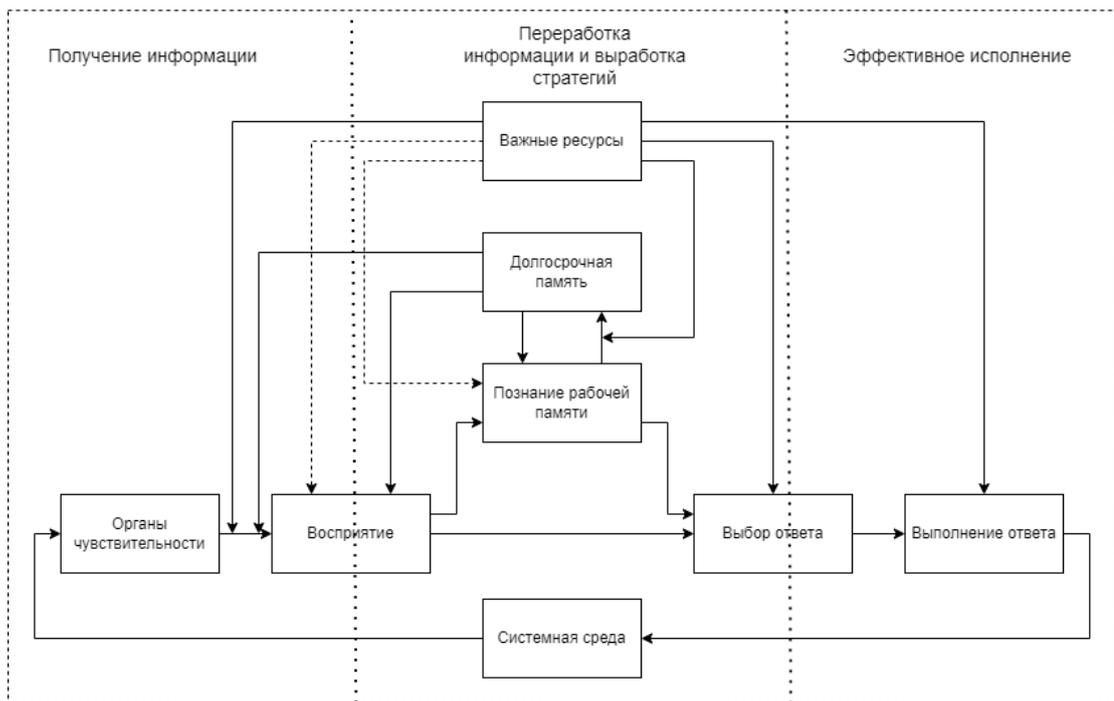


Рисунок 3.1 – Модель поведения летчика в задачах управления

С точки зрения визуального восприятия существует только определенная вероятность того, что человек воспринимает информацию, например, в контролируемой экспериментальной среде, в зависимости от контекста. Связь информации из окружающей среды с выполняемыми действиями и с использованием ранее собранной информации происходит на стадии познания. Третий этап, эффективное исполнение, демонстрирует человеческие навыки, которые наблюдают, измеряют и анализируют в научных экспериментах. Два компонента важны для приобретения двигательных навыков: управляемое обучение с достаточным количеством повторений и практика.

Полет в режиме ручного управления, обозначаемый как полет с необработанными данными, представляет собой процесс непрерывного сбора информации путем обращения к основным пилотажным приборам и выполнение ручного управления с помощью основных и вспомогательных органов управления полетом. Эти задачи можно разделить на первичные и вторичные элементы управления и, по аналогии, на первичные и вторичные задачи движения. Для ручного полета можно рассмотреть два контура управления. Внутренний контур управления включает в себя пилота, взаимодействующего с органами управления - типичный соответствующий анализ фокусируется на входных сигналах управления полетом. Внешний контур управления дополнительно включает систему управления полетом, управляющую поверхностями управления и влиянием окружающей среды, что приводит к измеримой траектории полета. Полет может выполняться вручную с помощью или без вспомогательных систем, таких как система управления полетом, автопилот, автоматическая тяга или автотриммер, в зависимости от типа самолета. Высочайший уровень автоматизации обеспечивается системой управления полетом и уступает только контролирующую роль пилоту, что является полной противоположностью полетам с необработанными данными.

Если системы автоматического управления выходят из строя, пилот должен быть в состоянии взять на себя управление воздушным судном и безопасно его посадить. В условиях серийной эксплуатации современных самолетов для ручного управления доступно лишь несколько этапов: взлет всегда выполняется вручную, и во многих случаях таким же образом осуществляется и посадка, включая заход на посадку, выравнивание и приземление. На ближнемагистральных рейсах пилоты часто совершают более короткие полеты из-за принятых правил полета и времени отдыха, в то время как на дальнемагистральных рейсах несколько более длительных полетов. Пилоты также отрабатывают свои навыки ручного пилотирования на периодических тренировках на летных тренажерах в зависимости от учебных планов и количества тренировок в год.

Предлагается использование дополнительных оптимальных блоков управления в ТУИП для обучения летного персонала навыкам ручного управления по оптимальным законам управления.

Пример использования дополнительного блока оптимального управления изображен на рисунке 3.2.

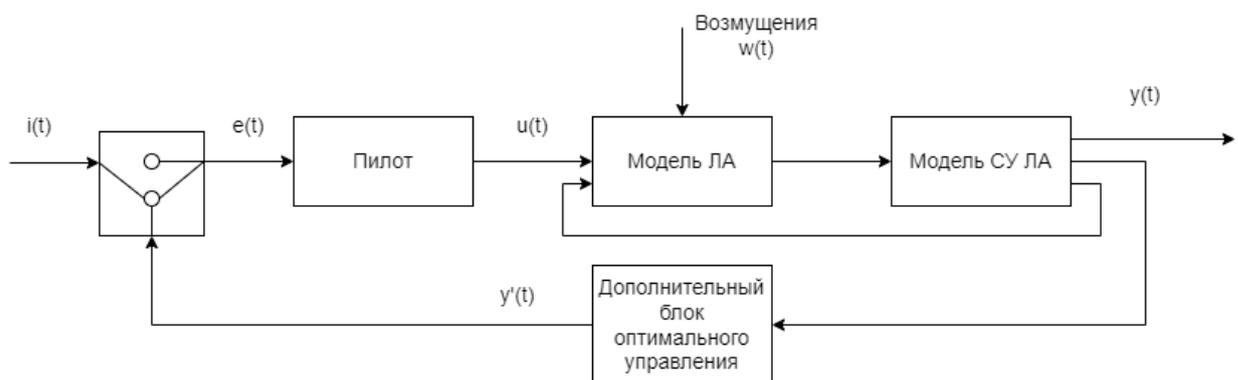


Рисунок 3.2 – Дополнительный блок оптимального управления для ТУИП

В данном примере управляющий сигнал $u(t)$ поступает на вход модели ЛА, модель СУ ЛА обеспечивает автоматизацию внутренних контуров управления. Дополнительный блок оптимального управления, при заданных ограничениях на систему, определяет ограничения фазовых координат системы, необходимых для оптимального управления. Дополнительный блок

оптимального управления формирует сигнал $y'(t)$ ограничения фазовых координат для выполнения оптимального управления ВС. Пилот во время исполнения полетного задания $i(t)$ на ТУИП ориентируется на информацию с приборов отображения информации, включая сигнал $y'(t)$. При этом конечное принятие решения об управлении остается за пилотом. На свое усмотрение, в зависимости от текущей обстановки, пилот может использовать информацию для выполнения оптимальных характеристик полета.

3.2 Выбор методов автоматизации управления летательного аппарата для дополнительных блоков оптимального управления

Анализ и выбор рациональных методов автоматизации методов управления ЛА в данной главе проводятся на примере синтеза САУ углом тангажа ϑ гипотетического среднемагистрального самолета с улучшенными характеристиками на базе ТУ-214, используя методы параметрического синтеза оптимальных законов управления. Методы автоматизации выбираются для включения их в дополнительные блоки оптимального управления ТУИП.

Самолет как объект управления в продольном короткопериодическом движении описывается следующими уравнениями:

$$\begin{cases} (s + c_1)\omega_z + (c_5s + c_2)a = -c_3\delta_B \\ -\omega_z + (s + c_4) = 0 \\ \omega_z - \vartheta s = 0 \\ \Delta n_y = \frac{c_4c_6}{g}a \end{cases} \quad (3.1)$$

Рулевой привод принимается с жесткой обратной связью и единичным коэффициентом передачи, собственная частота которого $\omega_{рп} = 15$, декремент затухания $\xi = 0,7$ с передаточной функцией:

$$W_{рп}(s) = \frac{\delta_B(s)}{u(s)} = \frac{\omega_{рп}^2}{s^2 + 2\xi\omega_{рп}\omega_{рп} + \omega_{рп}^2} = \frac{225}{s^2 + 21s + 225} \quad (3.2)$$

Закон управления САУ углом тангажа ϑ с ЖОС в рулевом приводе со статическим внутренним контуром управления Δn_y :

$$u = K_{\Delta n_y} \Delta n_y + K_{\omega} \omega_z + K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{зад}) \quad (3.3)$$

Передаточные функции управления:

$$W_{\alpha(\delta_B)}(s) = \frac{a(s)}{\delta_B(s)} = -\frac{K_c}{T_a^2 s^2 + 2\xi T_a s + 1}$$

$$W_{\omega_z(\delta_B)}(s) = \frac{a(s)}{\delta_B(s)} \left(s + \frac{1}{T_a} \right) \quad (3.4)$$

$$W_{\vartheta(\omega_z)}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\omega_z(s)} = \frac{1}{s},$$

где $K_c = \frac{c_3}{\omega_a^2}$ – передаточный коэффициент объекта управления (самолета);

$\omega_a^2 = c_1 c_4 + c_2$ – круговая частота;

$T_a = \frac{1}{\omega_a}$; $\xi = \frac{c_1 + c_4 + c_5}{2\omega_a}$ – относительные коэффициенты затухания колебаний самолета в рад/с.

Структурная схема САУ углом тангажа ϑ выбранного ВС со статическим автопилотом с ЖОС в рулевом приводе изображена на рисунке 3.3 [27]:

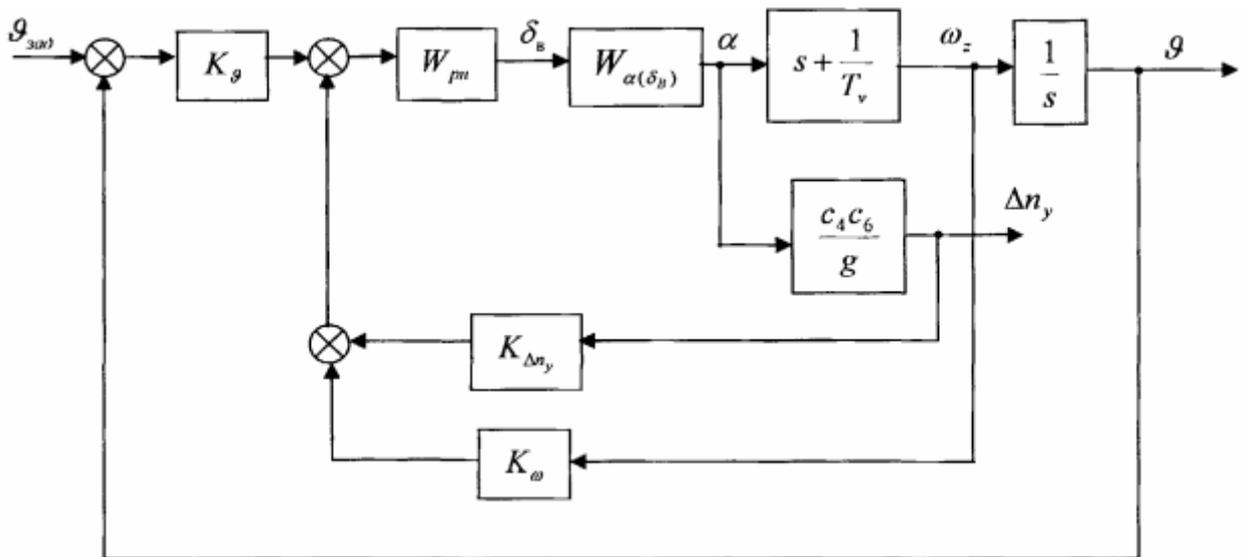


Рисунок 3.3 – Структурная схема САУ углом тангажа ϑ выбранного ВС со статическим автопилотом с ЖОС в приводе

Закон управления для астатической САУ углом тангажа ϑ гипотетического самолета имеет вид:

$$u = K_{\Delta n_y} \Delta n_y + K_{\omega} \omega_z + K_{\vartheta} + \frac{K'_{\vartheta}}{s} (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}), \quad (3.5)$$

где K'_{ϑ} – коэффициент передачи интегральной связи по углу ϑ .

Астатическая САУ углом тангажа ϑ с ЖОС имеет схему, изображенную на рисунке 3.4 [27]:

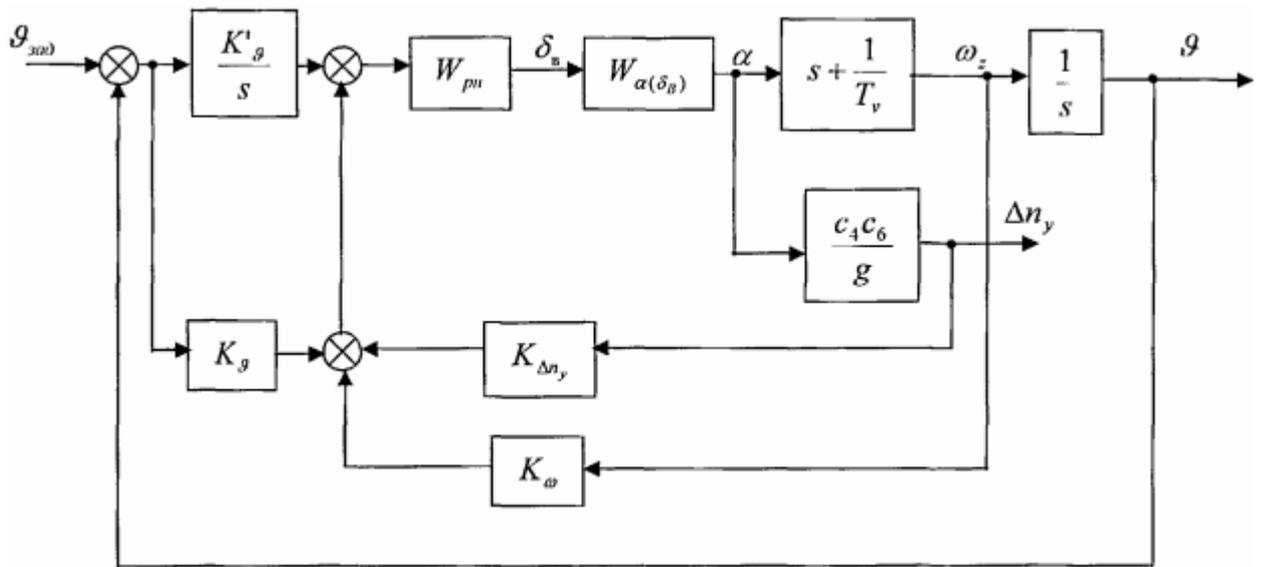


Рисунок 3.4 – Структурная схема астатической САУ углом тангажа выбранного объекта управления (самолета) с жесткой обратной связью

Коэффициенты режимов для анализа представлены в таблице 3.1 и в приложении 3.

Таблица 3.1 – Выбранные коэффициенты режимов ЛА

$N_{\text{режима}}$	c_1	c_2	c_3	c_4	c_5	c_6	c_9
1	0,15	0,97	0,35	0,59	0,051	4,31	0,12
2	0,14	0,87	0,45	0,58	0,069	3,43	0,14

Описываемый далее алгоритм АКОР'а состоит из следующих ключевых этапов:

- формируется желаемое характеристическое уравнение синтезируемой системы с помощью заданного критерия оптимальности;
- по уравнениям объекта управления и синтезируемой системы определяется заданное управление по известным соотношениям.

В общем виде, можно говорить о том, что сложность данного алгоритма аналогична широко известному методу стандартных коэффициентов.

Объект управления, описываемый дифференциальными уравнениями, имеет вид:

$$\dot{x}_i = - \sum_{j=1}^n a_{ij} x_j + b_i u + f_i(t), \quad (3.12)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n = \overline{1, n},$$

где x – фазовые координаты системы;

u – управляющее воздействие;

f – возмущающее воздействие;

t – время;

a, b – заданные постоянные коэффициенты;

n – порядок системы.

Учитываются следующие ограничения при синтезе системы:

- не учитывается сигнал возмущающего воздействия;
- объект является наблюдаемым полностью;
- фазовые координаты являются измеряемыми, их ограничения, включая управляющее воздействие u , простейшие и симметричные.

$$|x_i| \leq x_{im}, \quad |u| \leq u_m,$$

где m – значения координат, максимальные по модулю.

Для синтезируемой системы критерий оптимальности имеет вид:

$$J = \int_0^{\infty} F(x_1, x_2, \dots, x_n, u) dt = \int_0^{\infty} \left[\sum_{i=1}^n d_i x_i^2(t) + d_u u^2(t) \right] dt \quad (3.13)$$

Требуемое управление имеет вид:

$$u = - \sum_{i=1}^n k_i x_i \quad (3.14)$$

Критерий (4.20) достигает минимума при условиях, что $x_i(0) = x_{iH}, x_i(\infty) = x_{ik}$. Исходя из этого, система является устойчивой.

Определим переменную x_γ так, чтобы фазовые координаты системы выражались соотношениями:

$$x_i = \sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} x_\gamma^\sigma; \quad (3.15)$$

$$u = \sum_{\sigma=0}^n r_{u\sigma} x_\gamma^\sigma,$$

где r – константы, некоторые из которых – нулевые;

x_γ – ведущая фазовая координата.

Выбор ведущей фазовой координаты возможен двумя способами:

- выбор из числа координат системы;
- определение новой переменной, не повышая порядок системы.

Критерий оптимальности в функции $x_\gamma, \dot{x}_\gamma, \dots, x_\gamma^{(n)}$:

$$J = \int_0^\infty F(x_\gamma, \dot{x}_\gamma, \dots, x_\gamma^{(n)}) dt = \int_0^\infty \left[\sum_{i=1}^n d_i \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} x_\gamma^\sigma \right)^2 + d_u \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{u\sigma} x_\gamma^\sigma \right)^2 \right] dt =$$

$$= \int_0^\infty \left(\sum_{\sigma=0}^n a_\sigma x_\gamma^\sigma \right)^2 dt \rightarrow \min \quad (3.16)$$

Дифференциальное уравнение Эйлера-Пуассона, в данном случае, будет иметь вид:

$$(-1)^n \frac{d^n}{dt^n} \left(\frac{\partial F}{\partial x_v^{(n)}} \right) + \dots + (-1)^\sigma \frac{d^\sigma}{dt^\sigma} \left(\frac{\partial F}{\partial x_v^{(\sigma)}} \right) + \dots + (-1) \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial F}{\partial x_v} \right) + \frac{\partial F}{\partial x_v} = 0 \quad (3.17)$$

Допустим: $\frac{\partial F}{\partial x_v^{(\sigma)}} = F_x(\sigma)$, тогда:

$$\sum_{\sigma=0}^n (-1)^\sigma \frac{d^\sigma}{dt^\sigma} F_x(\sigma) = 0 \quad (3.18)$$

Основное функциональное уравнение задачи будет иметь вид:

$$F_i = d_i x_i^2 = d_i \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} x^\sigma \right)^2 = d_i \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} p^\sigma x \right) = d_i (P_n(p)x(t))^2 \quad (3.19)$$

Преобразовывая данное уравнение, получим:

$$2d_i \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} p^\sigma \right) \left(\sum_{\sigma=0}^n (-1)^\sigma r_{i\sigma} p^\sigma \right) x = 2d_i P_n(p) P_n(-p) x(t) \quad (3.20)$$

Учитывая преобразования (3.27), запишем уравнение Эйлера – Пуассона в форме:

$$\sum_{i=1}^n d_i \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} p^\sigma \right) \left(\sum_{\sigma=0}^n (-1)^\sigma r_{i\sigma} p^\sigma \right) x + d_u \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{u\sigma} p^\sigma \right) \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{u\sigma} (-p)^\sigma \right) x = 0 \quad (3.21)$$

учитывая: $\sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} p^\sigma = P_i$ и $\sum_{\sigma=0}^n r_{u\sigma} p^\sigma = P_u$

Критерий оптимальности будет иметь вид:

$$J = \int_0^\infty F(x_1, x_2, \dots, x_n) dt = \int_0^\infty \left(\sum_{i=1}^n d_i x_i^2(t) + d_u u^2(t) \right) dt \quad (3.22)$$

Необходимо определить управление:

$$u = - \sum_{i=1}^n k_i x_i$$

Вышеописанный алгоритм используем для синтеза САУ углом тангажа, структурная схема синтезируемой системы изображена на рисунке 3.3.

Закон управления будет иметь вид:

$$\dot{\delta}_B = -K_{\delta_B} \delta_B + K_a a + K_{\omega_z} \omega_z + K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) \quad (3.23)$$

Подынтегральная функция критерия:

$$F = d_{\delta_B} \dot{\delta}_B^2 + d_\delta \delta_d^2 + d_a a^2 + d_\omega \omega^2 + d_\vartheta \vartheta^2 \quad (3.24)$$

$K_{\delta_B}, K_a, K_\omega, K_\vartheta$ – варьируемые параметры синтезируемой САУ.

В качестве ведущей определим координату $x_1(t) = \int_0^t a(t)dt = \frac{a(t)}{p}$.

Остальные фазовые координаты, исходя из этого, будут определены в соответствии с рисунком 3.6.

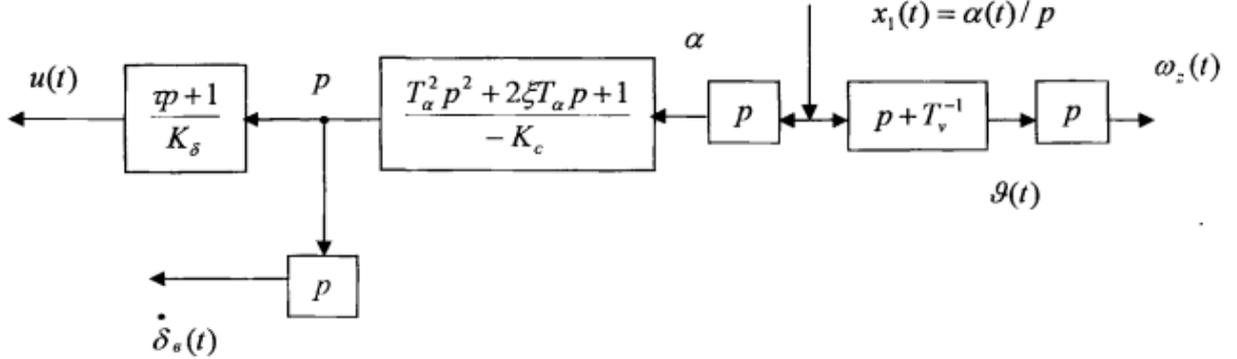


Рисунок 3.6 – Структурная схема связей в системе

Тогда, уравнение Эйлера-Пуассона в форме $A(p)A(-p)x_1(t) = 0$ будет иметь вид:

$$\begin{aligned} A(p)A(-p) &= \\ &= -p^2[d_a + K_c^{-2}(T_a^2 p^2 + 2\xi T_a + 1)(T_a^2 p^2 - 2\xi T_a + 1)(d_\delta - p^2 d_{\dot{\delta}})] + \\ &\quad + T_v^{-2}(T_v p + 1)(-T_v p + 1)(d_v - p^2 d_\omega) \end{aligned}$$

Также:

$$\begin{aligned} A(p)A(-p) &= A_4 p^8 - A_3 p^6 + A_2 p^4 - A_1 p^2 + A_0 = \\ &= (a_4 p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0)(a_4 p^4 - a_3 p^3 + a_2 p^2 - a_1 p + a_0) \end{aligned}$$

Далее:

$$\begin{aligned} A_4 &= T_a^4 K_c^{-2} d_\delta = a_4; \\ A_3 &= T_a^4 K_c^{-2} d_\delta - 2T_a^2 K_c^{-2} (1 - 2\xi^2) d_\delta = a_3^2 - 2a_2 a_4 \\ A_2 &= K_c^{-2} d_\delta - 2T_a^2 K_c^{-2} (1 - 2\xi^2) d_\delta + d_\omega = a_2^2 - 2a_1 a_3 + 2a_0 a_4; \\ A_1 &= d_a - K_c^{-2} d_\delta + d_\theta + T_v^{-2} d_\omega = a_1^2 - 2a_0 a_2; \\ A_0 &= T_v^4 d_\theta = a_0^2 \end{aligned}$$

Желаемое характеристическое уравнение САУ записывается в форме:

$$a_4 s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0 = 0 \quad (3.25)$$

Основное характеристическое уравнение синтезируемой САУ:

$$(\tau s + 1)(T_a^2 s^2 + 2\xi T_a s + 1)s + K_\delta K_c [sK_a + (s + T_v^{-1})(sK_\omega + K_\vartheta)] = 0 \quad (3.26)$$

Приравнявая (4.32) и (4.33), выразим коэффициенты управления:

$$\tau = (a_3 a_4^{-1} - 2\xi T_a^{-1})^{-1}$$

$$K_\omega = (a_2 a_4^{-1} \tau T_a^2 - \tau - 2\xi T_a) (K_\delta K_c)^{-1}$$

$$K_\vartheta = a_0 a_4^{-1} \tau T_a^2 T_v (K_\delta K_c)^{-1}$$

$$K_a = (a_1 a_4^{-1} \tau T_a^2 - 1) (K_\delta K_c)^{-1} - K_\vartheta - T_v^{-1} K_\omega$$

Определим:

$$|\dot{\delta}_{max}| = 70^\circ / c;$$

$$|\delta_{max}| = 10^\circ / c;$$

$$|a_{max}| = 10^\circ / c;$$

$$|\omega_{zmax}| = 10^\circ / c;$$

$$|\vartheta_{max}| = 10^\circ / c;$$

Получим:

$$d_\delta 70^2 + d_\delta 10^2 = d_\omega 10^2 + d_\vartheta 10^2 = 200$$

При $d_\delta = 1$ имеем $d_\delta = \frac{100}{70^2} = 0.02$.

В таблице 3.3 приведены рассчитанные коэффициенты управления для двух опорных режимов.

Таблица 3.3 Коэффициенты закона управления

N_p	K_a	K_ω	K_ϑ
1	1.98	3.5	1.1
2	1.63	4.2	1.25

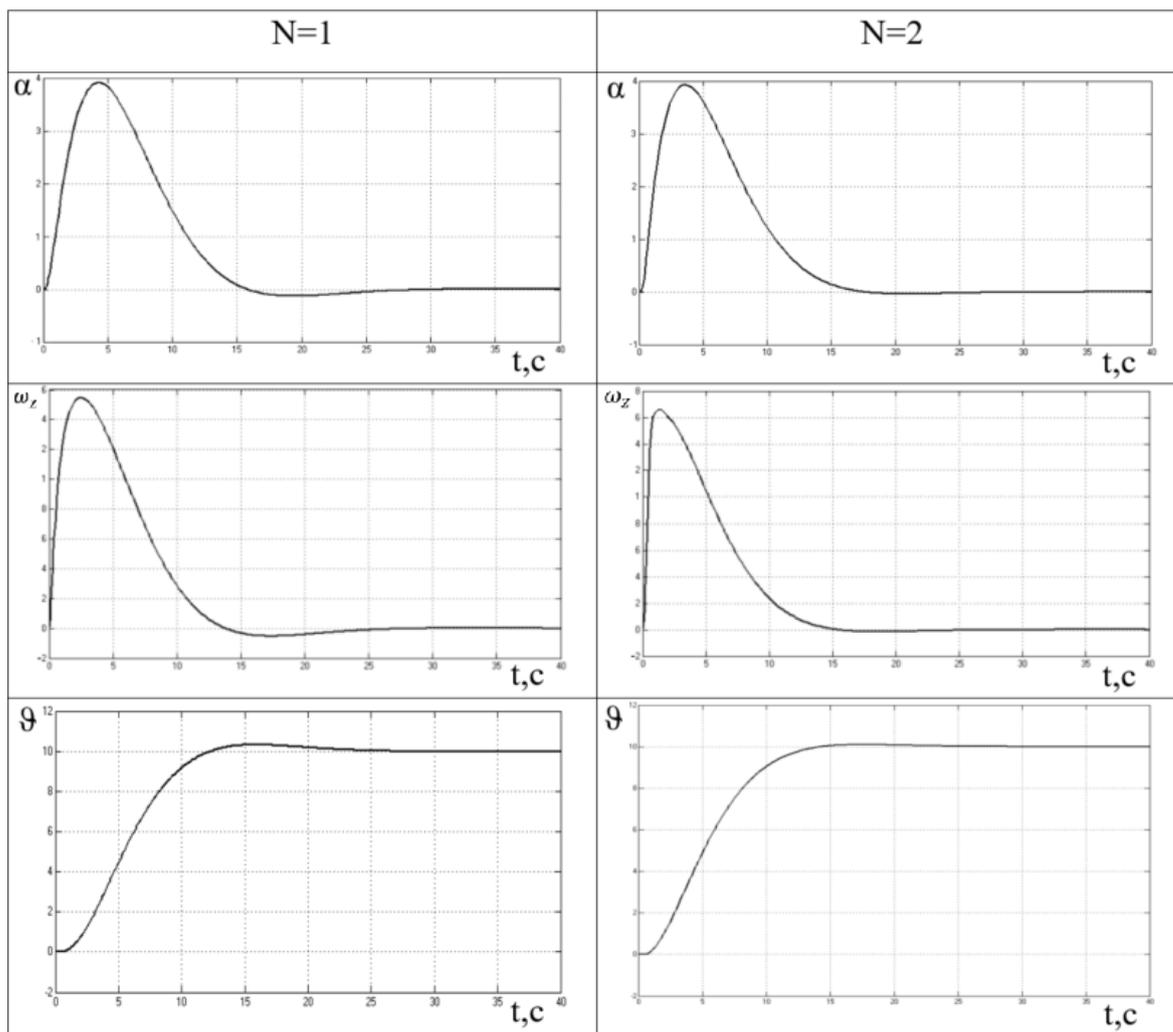


Рисунок 3.7 – Графики переходных процессов САУ углом тангажа

Исходя из графиков на рисунке 3.7, можно сделать вывод, что система является устойчивой. Время переходного процесса $t=15-17c$.

3.3 Анализ перспектив применения дополнительных блоков оптимального управления

Для изучения перспектив применения дополнительных блоков оптимального управления в процессе практического обучения летного персонала на ТУИП проведен анализ методом экспертных оценок. Анализ состоял из следующих этапов:

- подбор компетентных в исследуемой области экспертов;
- опрос экспертов;
- анализ и обработка результатов.

3.3.1 Подбор экспертов

Выбор экспертов для анализа эффективности применения дополнительных блоков оптимального управления в процессе обучения навыкам ручного управления на ТУИП проводился на основе анализа проблемы, а также необходимой достоверности оценок и характеристик экспертов. В опросе принимало участие 10 подобранных экспертов. Среди них присутствовали:

- специалисты по разработке программ практического обучения и переобучения пилотов на ТУИП (2 человека);
- пилот-инструктор ТУИП (2 человека);
- специалисты по разработке ТУИП (2 человека);
- студенты летной школы (2 человека);
- действующие пилоты ГА (2 человека).

Коэффициент компетентности экспертов определялся с помощью оценок компетентности, получаемых, исходя из результатов опроса специалистов о составе экспертной группы. Коэффициент компетентности экспертов [70]:

$$k_i = \frac{\sum_{j=1}^m x_{ij}}{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m x_{ij}} \quad (i = \overline{1, m}), \quad (3.27)$$

где k_i – компетентность i -го эксперта;

m – количество экспертов.

Коэффициенты компетентности нормированы так, что их сумма равна 1:

$$\sum_{i=1}^m k_i = 1 \quad (3.28)$$

Расчитанные коэффициенты (4.40) изображены на диаграмме (рис.3.29)



Рисунок 3.8 – Количественная оценка компетентности экспертов

3.3.2 Опрос экспертов

Экспертам было предложено ответить на 15 вопросов о перспективах применения дополнительных блоков оптимального управления при практическом обучении летного персонала на ТУИП, их вкладе, недостатках и т.д. Оценка вопросов происходила по 5-ти бальной шкале:

- 1 – полностью не согласен;
- 2 – не согласен;
- 3 – частично согласен;
- 4 – согласен;

5 – полностью согласен.

3.3.3 Обработка экспертных оценок

Для анализа и обработки полученных результатов использовались числовые данные, отображающие предпочтения экспертов. Целью данного анализа является определение данных и содержащейся в скрытой форме информации из оценок экспертов.

Перспектива применения дополнительных блоков оптимального управления в ТУИП определяется числовыми параметрами, исходя из этого мнение каждого, отдельно взятого эксперта можно представить точкой в пространстве параметров. Центр группировки точек определяется как математическое ожидание вектора параметров, а разброс точек – дисперсией вектора параметров. Мерой согласованности суждений экспертов служит в данном случае сумма расстояний оценок от среднего значения, отнесенная к расстоянию математического ожидания от начала координат. При ранжировке объектов в качестве меры согласованности мнений группы экспертов используется дисперсионный коэффициент конкордации.

Оценка дисперсии определяется формулой:

$$D = \frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^m (r_i - \bar{r})^2, \quad (3.30)$$

где \bar{r} – оценка математического ожидания, равная:

$$\bar{r} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m r_i; \quad (3.31)$$

r_i – вектор суммы рангов:

$$r_i = \sum_{s=1}^d r_{is}; \quad (i = \overline{1, m}) \quad (3.32)$$

r_{is} – ранг, присваиваемый s-м экспертом i-му объекту.

Дисперсионный коэффициент конкордации определяется как отношение оценки дисперсии (3.42) к максимальному значению этой оценки:

$$W = \frac{D}{D_{max}}, \quad (3.33)$$

где максимальное значение дисперсии:

$$D_{max} = \frac{d^2(m^3 - m)}{12(m - 1)} \quad (3.34)$$

Доказано [70], что при наличии связанных рангов коэффициент конкордации вычисляется по формуле:

$$W = \frac{12 * S}{d^2 * (m^3 - m) - d * \sum_{s=1}^d T_s}, \quad (3.35)$$

где

$$T_s = \sum_{k=1}^{H_s} (h_k^3 - h_k); \quad (3.36)$$

T_s – показатель связанных рангов в s-й ранжировке;

H_s – число групп равных рангов в s-й ранжировке;

h_k – число равных рангов в k-й группе связанных рангов при ранжировке s-м экспертом.

Оценка значимости коэффициента конкордации может быть произведена по критерию Пирсона:

$$\chi^2 = \frac{12 * S}{d * m * (m + 1) - \frac{1}{m - 1} \sum_{s=1}^d T_s} \quad (3.37)$$

В таблице 4.4. представлены результаты расчетов коэффициентов (3.30-3.37).

Таблица 3.4 – Рассчитанные значения коэффициентов

Коэффициент	Результат
\bar{r}	41,53
S	75,73
W	0,003

χ^2	0,385
----------	-------

Данные таблицы 3.4 позволяют сделать вывод о том, что в имеющихся ранжировках степень согласованности экспертов достаточно высока.

В общем виде, результаты опроса показывают, что члены экспертной группы дают положительную характеристику внедрению дополнительных оптимальных блоков управления в ТУИП для обучения летного персонала. Однако отмечается ряд вопросов, требующий тщательного исследования в дальнейшем:

- возможность формирования ложных навыков при обучении в условиях непогоды (ветровые возмущения, дождь и др);
- изменение приоритетов при принятии решений;
- эффективность обучения на разных маршрутах полета ВС.

3.4 Синтез системы автоматического управления траекторным движением гипотетического среднемагистрального самолета

Боковое движение для синтеза системы управления углом курса, в рамках данного исследования, рассматривается горизонтальным. Выполнение такого движения возможно за счет координированных разворотов. В качестве внутренней, применяется САУ углом крена.

3.4.1 Расширенный объект управления при управлении траекторным движением

Объект управления при синтезе системы траекторного движения представляется в виде линеаризованной математической модели гипотетического среднемагистрального самолета. Внутренний контур управления креном представляет собой колебательное, хорошо демпфированное звено.

Связь между движением по крену и боковым смещением характеризуется дважды интегрирующим кинематическим звеном вида:

$$s^2 z(s) = g y \quad (3.38)$$

Угол курса ψ относительно заданной траектории связан с поперечной скоростью z соотношением:

$$\psi = -\sin^{-1}\left(\frac{\dot{z}}{V}\right) \quad (3.39)$$

При полной наблюдаемости и управляемости системы закон управления имеет вид:

$$y_{\text{заданн}} = (K_{\omega_x} K_{\gamma} K_{\dot{z}} K_z) * (\omega_x \gamma \dot{z} z), \quad (3.40)$$

Или, записывая в общем виде, получим:

$$u = (K_1 K_2 K_3 K_4)(x_1 x_2 x_3 x_4) \quad (3.41)$$

Боковое смещение ΔZ отсчитывается относительно заданной линии пути, состоящей из отрезков прямых, поэтому $\Delta Z_3 = 0$. На заданный угол крена вводится ограничение $|\gamma_3| \leq \gamma_{\max}$. Считая привод идеальным, для передаточной функции замкнутой системы стабилизации крена будем иметь:

$$W_{\gamma}(s) = \frac{1}{T_{\gamma}^2 + 2\varepsilon_{\gamma} T_{\gamma} s + 1} \quad (3.42)$$

Устойчивая стабилизация линии пути возможна при введении в закон управления сигнала производной. Таким образом, для оператора закона управления:

$$R_z(p) = K_z + K_z s = K_z(1 + T_z s), \quad (3.43)$$

где

$$T_z = \frac{K_{\dot{z}}}{K_z} \quad (3.44)$$

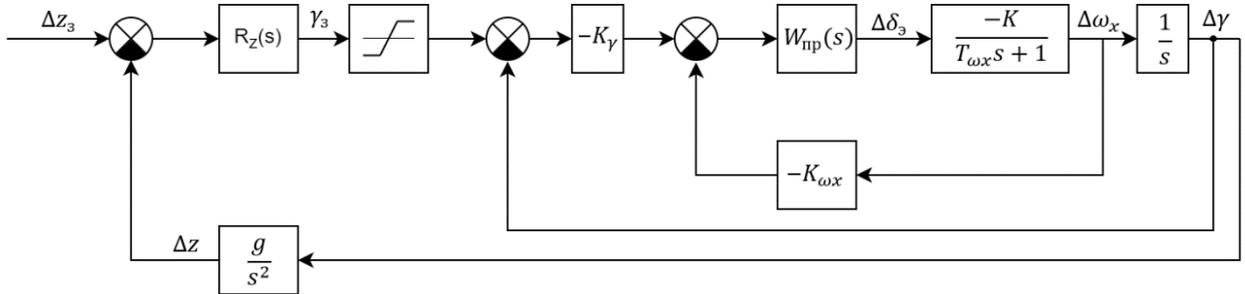


Рисунок 3.9 – Структурная схема стабилизации заданной линии пути

Дополнительная нормальная перегрузка, возникающая при развороте, используемая для анализа дополнительного расхода энергии на управления, определяется соотношением:

$$\Delta n_{y \text{ доп}} = \frac{Y}{mg} - 1 = \frac{1}{\cos \gamma} - 1 \quad (3.45)$$

При малых углах крена, которые присущи среднемагистральным самолетам, из уравнения (3.45) имеет место соотношение:

$$\frac{1}{\cos \gamma} - 1 \approx \frac{\gamma^2}{2} \quad (3.46)$$

Так, например, при $\gamma = \frac{\pi}{8}$, $\frac{1}{\cos \gamma} - 1 = 0.082$, $\frac{\gamma^2}{2} = 0.077$ чем меньше угол, тем меньше разница.

Дополнительная тангенциальная перегрузка определяется соотношением:

$$\Delta n_{x \text{ доп.}} = \frac{\Delta n_{y \text{ доп.}}}{K}, \quad (3.47)$$

где K – аэродинамическое качество ЛА.

Для реализации (3.47) необходима пропорциональная дополнительная мощность двигателей. Поэтому, $\Delta n_{y \text{ доп}} \approx \gamma^2/2$ может рассматриваться как мера относительной затраты мощности на маневр с креном, а интеграл от $\Delta n_{y \text{ доп}}$ по времени маневра

$$\bar{A}_{\text{доп}} = \int_0^t \Delta n_{y \text{ доп}} dt \quad (3.48)$$

как мера относительной дополнительной работы или затраты энергии на маневр.

3.4.2 Функция штрафа

Вектор весовых коэффициентов функции штрафа, используемый для определения динамических свойств синтезируемой системы, находится по правилу равных вкладов максимальных значений переменных по модулю. Следующим шагом, учитывая требования к устойчивости системы и ее малой колебательности в диапазоне рабочих частот, доопределяются весовые коэффициенты критерия. Темп переходных процессов исследуемой системы анализируется с помощью варьируемой частоты ω . Алгоритм решения обратной задачи АКОР'а применяется для доопределения критерия.

Частота ω отражает энергозатраты в синтезируемой системе на совершение маневра, с ее помощью определяются коэффициенты обратной связи в системе по отклонению z и скорости \dot{z} . Таким образом, коэффициент ω является основным встречным управляющим параметрическим воздействием на длительность переходных процессов $T_{\text{пп}}$ в системе и энергозатратность обрабатываемых маневров.

3.4.3 Соотношения для аналитического конструирования оптимального регулятора для системы стабилизации заданной линии пути

При формировании критерия принимаем, что основными ограничиваемыми фазовыми координатами системы являются следующие:

расход перекладки элеронов δ_3 , угол крена γ , угловая скорость ω_x вокруг оси x , линейная скорость и отклонение \dot{z} и z самолета относительно заданной траектории.

Подынтегральная функция в критерии имеет вид:

$$F = d_3\delta_3^2 + d_\gamma\gamma^2 + d_{\omega_x}\omega_x^2 + d_z z^2 + d_{\dot{z}}\dot{z}^2 \quad (3.49)$$

Коэффициенты системы управления $K_\gamma, K_{\omega_x}, K_z, K_{\dot{z}}$ выбраны в качестве варьируемых величин, при выборе которых достигается желаемое качество критерия.

Ведущая фазовая координата выбирается:

$$x_1(t) = z(t). \quad (3.50)$$

Исходя из схемы, приведенной на рисунке 3.10, с выбранной ведущей фазовой координатой остальные связаны дифференциальными соотношениями. Тогда можем записать уравнение Эйлера-Пуассона в виде:

$$A(p)A(-p)x_1(t) = 0, \quad (3.51)$$

где $A(p)$ и $A(-p)$ – полиномы четвертой степени:

$$\begin{aligned} A(p)A(-p) &= d_z + p^4 g^{-2} d_\gamma + p^6 g^{-2} d_{\omega_x} + p^6 g^{-2} K^{-2} (T_{\omega_x} + 1)^2 d_{\delta_3} + p^2 d_{\dot{z}} = \\ &= d_z + p^4 g^{-2} d_\gamma + p^6 g^{-2} d_{\omega_x} + p^6 g^{-2} K^{-2} (T_{\omega_x} + 1)(-T_{\omega_x} + 1) d_{\delta_3} + p^2 d_{\dot{z}} = \\ &= d_z + p^4 g^{-2} d_\gamma + p^6 g^{-2} d_{\omega_x} + p^6 g^{-2} K^{-2} d_{\delta_3} - T_{\omega_x}^2 p^8 g^{-2} K^{-2} d_{\delta_3} + p^2 d_{\dot{z}} = \\ &= -T_{\omega_x}^2 p^8 g^{-2} K^{-2} d_{\delta_3} + (g^{-2} d_{\omega_x} + g^{-2} K^{-2} d_{\delta_3}) p^6 + p^4 g^{-2} d_\gamma + p^2 d_{\dot{z}} + d_z, \end{aligned} \quad (3.52)$$

или:

$$\begin{aligned} A(p)A(-p) &= A_4 p^8 - A_3 p^6 + A_2 p^4 - A_1 p^2 + A_0 = \\ &= (\alpha_4 p^4 + \alpha_3 p^3 + \alpha_2 p^2 + \alpha_1 p + \alpha_0) * (\alpha_4 p^4 - \alpha_3 p^3 + \alpha_2 p^2 - \alpha_1 p + \alpha_0). \end{aligned} \quad (3.53)$$

Здесь:

$$\left. \begin{aligned} A_4 &= -T_{\omega_x}^2 g^{-2} K^{-2} d_{\delta_3} = a_4^2 \\ A_3 &= -g^{-2} d_{\omega_x} g^{-2} K^{-2} d_{\delta_3} = a_3^2 - 2a_2 a_4 \\ A_2 &= -g^{-2} d_{\gamma} = a_2^2 - 2a_1 a_3 + 2a_0 a_4 \\ A_1 &= -d_z = a_1^2 - 2a_0 a_2 \\ A_0 &= d_z = a_0^2 \end{aligned} \right\} \quad (3.54)$$

Полученным уравнениям соответствует желаемое характеристическое уравнение системы:

$$\alpha_4 p^4 + \alpha_3 p^3 + \alpha_2 p^2 + \alpha_1 p + \alpha_0 = 0 \quad (3.55)$$

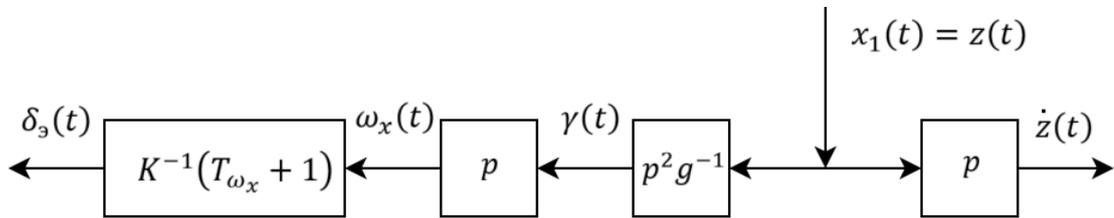


Рисунок 3.10 – Структурная схема связей всех фазовых координат системы с ведущей $x_1(t) = z(t)$

Характеристическое уравнение системы имеет вид:

$$T_{\omega_x} s^4 + (K_{\omega_x} K + 1) s^3 + K K_{\gamma} s^2 + K_z K K_{\gamma} g T_z s + K_z K K_{\gamma} g = 0 \quad (3.56)$$

Синтез системы содержит следующие этапы:

- задание ограничений фазовых координат и определение весовых коэффициентов критерия (3.49) по правилу равных вкладов;
- определение коэффициентов полинома (3.52);
- рекуррентное определение по ним коэффициентов a_i полинома $A(p)$ с использованием (3.53), (3.54) и запись желаемого характеристического уравнения замкнутой системы (3.55);
- почленное приравнивание разделенных одновременно на коэффициенты при старших членах уравнений (3.55) и (3.56) и разрешение полученных в результате этого четырех алгебраических уравнений относительно закона управления. В результате получим:

$$\left. \begin{aligned} a_3 a_4^{-1} &= (K_{\omega_x} K + 1) T_{\omega_x}^{-1} \\ a_2 a_4^{-1} &= K K_{\gamma} T_{\omega_x}^{-1} \\ a_1 a_4^{-1} &= K_z K K_{\gamma} g T_z T_{\omega_x}^{-1} \\ a_0 a_4^{-1} &= K_z K K_{\gamma} T_{\omega_x}^{-1} \end{aligned} \right\} \quad (3.57)$$

Откуда:

$$\left. \begin{aligned} K_{\omega_x} &= (a_3 a_4^{-1} - T_{\omega_x}^{-1}) K^{-1} \\ K_{\gamma} &= a_2 a_4^{-1} K^{-1} T_{\omega_x} \\ K_z &= a_0 a_2^{-1} g^{-1} \\ T_z &= a_1 a_0^{-1} \end{aligned} \right\} \quad (3.58)$$

Учитывая, что $T_z = K_z / K_z$, получим:

$$K_z = a_1 a_2^{-1} g^{-1}. \quad (3.59)$$

Весовые коэффициенты функции штрафа определяются в соответствии с правилом равных вкладов, а также доопределяются, исходя из требований к малой колебательности синтезируемой системы.

3.4.4 Результаты моделирования

В результате моделирования синтезированной системы стабилизации линии заданного пути определены параметры закона управления K_1 - K_4 (Таблица 3.5). Зависимость параметров закона управления изображена на рисунке 3.11. Можно сделать вывод, об эффективном параметрическом влиянии частоты ω на комплекс обратных связей в системе.

Таблица 3.5

Варианты	$\omega, 1/c$	$K(1)$	$K(2)$	$K(3)$	$K(4)$
1	0.03	0.2653	0.5817	0.0118	0.0001
2	0.05	0.3139	0.6960	0.0198	0.0003
3	0.07	0.3607	0.8081	0.0279	0.0005
4	0.09	0.4058	0.9182	0.0362	0.0008

5	0.11	0.4493	1.0266	0.0445	0.0012
6	0.13	0.4915	1.1334	0.0530	0.0017
7	0.15	0.5325	1.2386	0.0615	0.0023
8	0.17	0.5722	1.3425	0.0702	0.0029
9	0.19	0.6109	1.4451	0.0789	0.0037
10	0.21	0.6486	1.5465	0.0878	0.0045

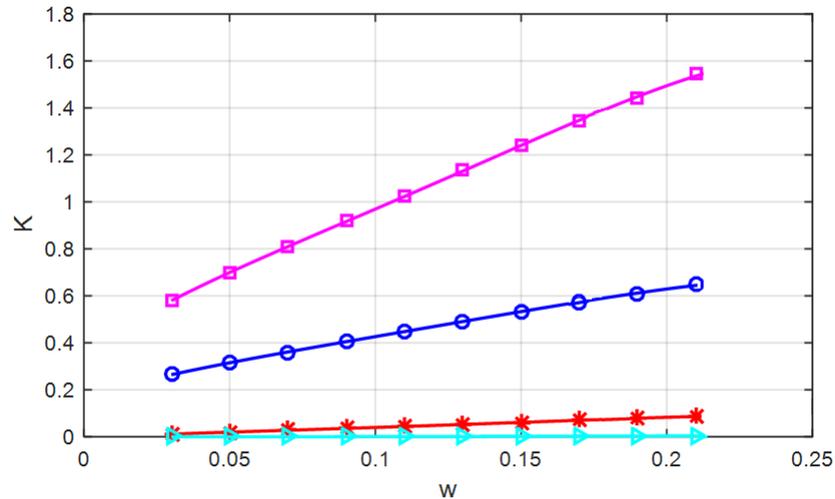


Рисунок 3.11 – График зависимости коэффициентов K_1 - K_4 от варьируемого параметра ω

На рисунке 3.12 показан график зависимости времени переходного процесса $T_{\text{пн}}$ и дополнительной работы $\bar{A}_{\text{доп}}$ (3.48) от варьируемой частоты ω , полученный в результате моделирования S-образного маневра при следующих параметрах и ограничениях:

- $z_0 = 3000$ м;
- $\gamma_0 = 0^\circ$;
- $\psi_0 = 0^\circ$;
- $|\gamma|_{\text{max}} = 30^\circ$.

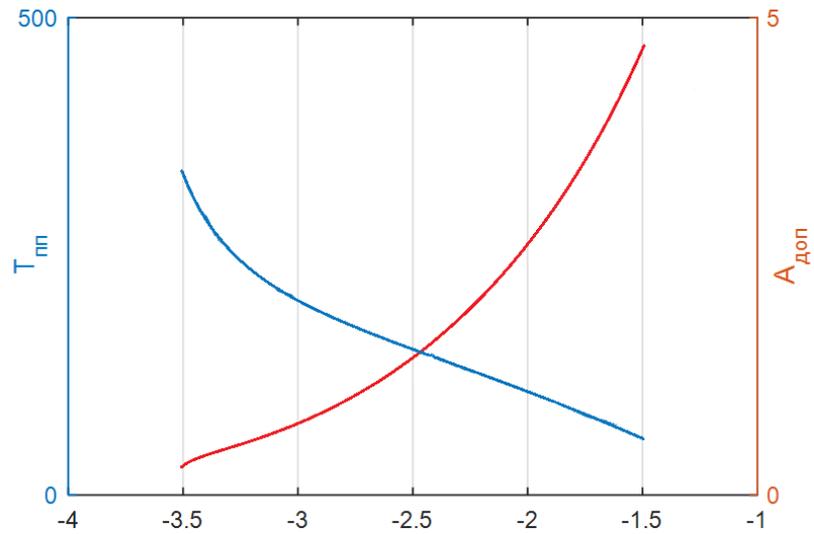


Рисунок 3.12 – График зависимости времени переходного процесса $T_{пт}$ и дополнительной работы $\bar{A}_{доп}$ от ω

На рисунках 3.13, 3.14 и 3.15 приведены графики фазовых координат системы.

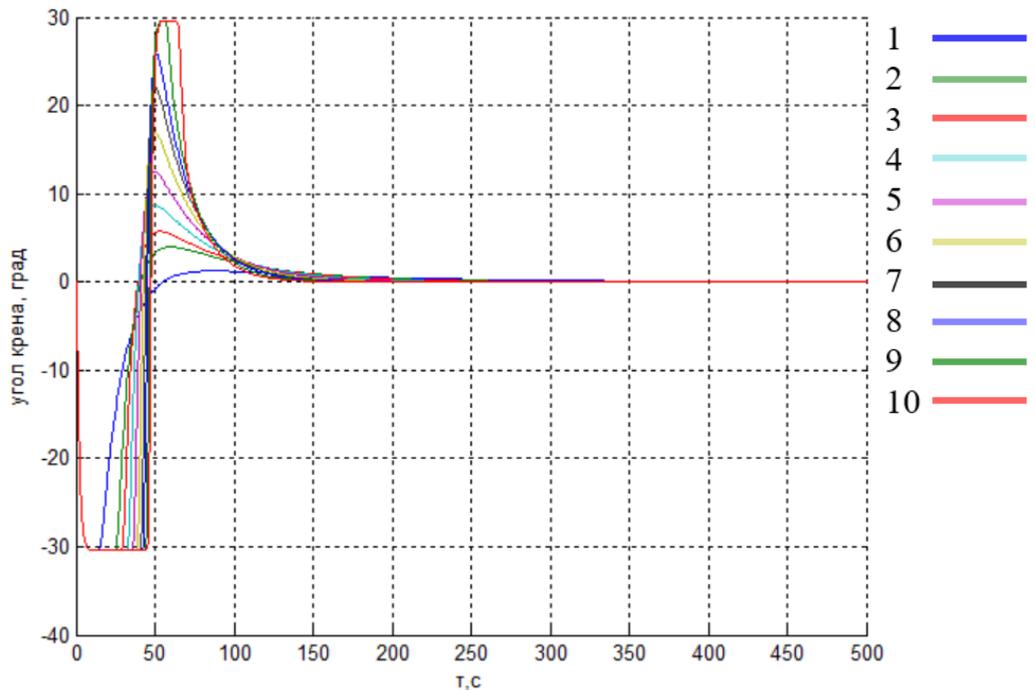


Рисунок 3.13 – Графики углов крена при моделировании S-образного маневра

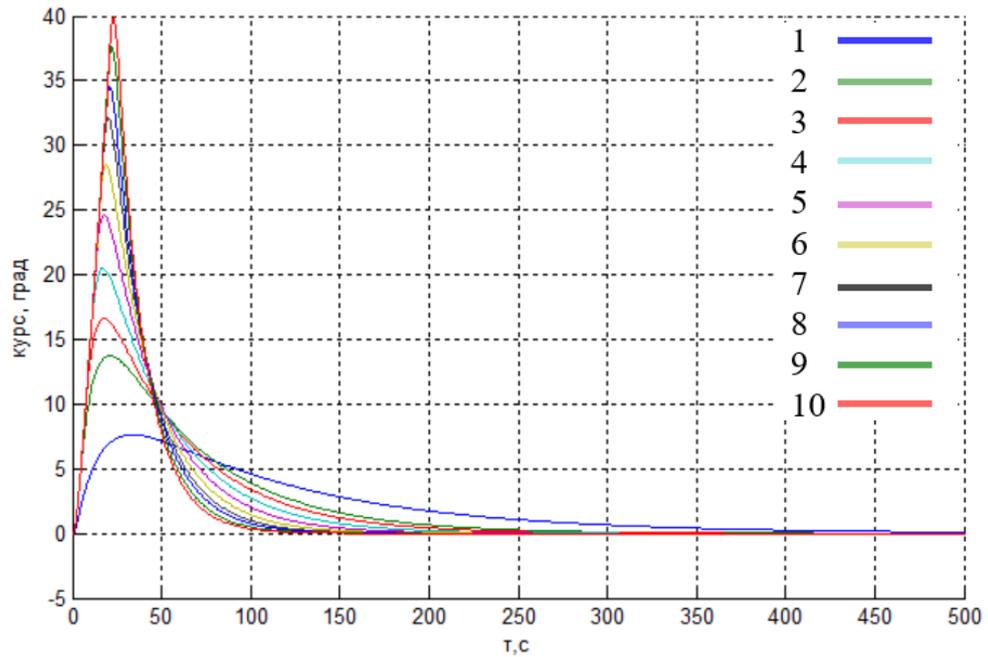


Рисунок 3.14 – Графики углов курса при моделировании S-образного маневра

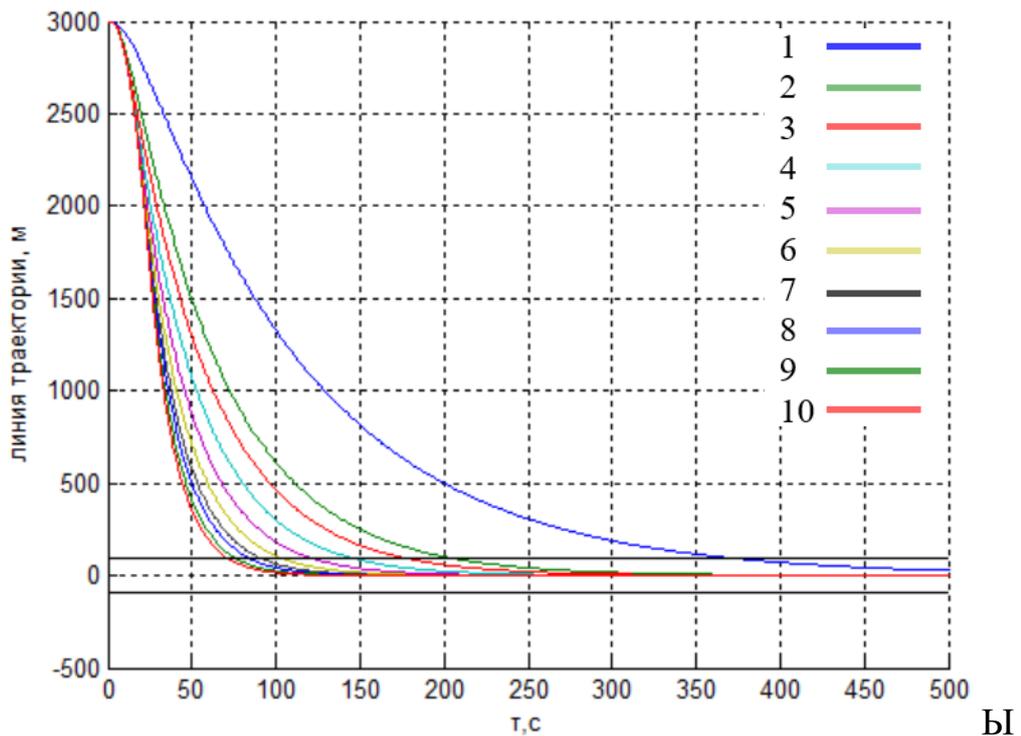


Рисунок 3.15 – График траектории $Z(t)$ при моделировании S-образного маневра.

Моделирование S-образного маневра системой, оптимизированной изменением частоты ω , показало существенную управляемость темпа и энергозатратности процессов в ней при сохранении высокого качества

переходных процессов. Имеется возможность быстрой и своевременной адаптации системы при изменении к ней требований.

3.5 Синтез полуавтоматической системы управления положением центра масс самолета в боковом движении

Полуавтоматическая система управления предусматривает участие человека в передаче сигналов в замкнутых контурах управления и содержит устройства для формирования законов управления.

Полуавтоматические системы управления применяются в тех случаях, когда участие человека в замкнутой системе в качестве ее звена обеспечивает большую точность и безопасность управления, чем это может обеспечить автоматическая система. В полуавтоматических системах человек и управляемый им объект образуют единую систему «человек-машина». Оптимальное взаимодействие человека и машины достигается в случае, если машина сконструирована с учетом возможностей человека, а человек хорошо знает динамические возможности объекта управления.

3.5.1 Характеристики пилота как звена системы управления

Экспериментальные исследования на полно пилотажных тренажерах в большинстве своем могут быть весьма трудозатратны. Эксперименты должны проводиться с достаточным количеством испытуемых пилотов, чтобы получить требуемую статистическую мощность, которая определяет количество часов на симуляторах. Для того, чтобы эксперимент был эффективным, требуется тщательная подготовка и планирование эксперимента. Предварительный экспериментальный анализ может поддержать и оптимизировать план эксперимента. Для проведения анализа

разрабатываемых систем полуавтоматического управления определим математическую модель поведения пилота (оператора).

3.5.2 Синтез структуры полуавтоматического управления положением центра масс самолета в боковом движении

Для обеспечения возможности стабилизации центра масс ВС в боковом движении на заданной траектории маршрута пилот должен получать информацию о боковом отклонении ВС от заданной траектории, а также о первой и второй производных от этого отклонения. Одновременно пилоту необходимо воспринимать и анализировать показания трех приборов. Информация об отклонении $\Delta\psi$ текущего курса от заданного используется в качестве информации о скорости отклонения центра масс самолета от заданной траектории, что справедливо при отсутствии бокового ветра: $\dot{z} = V\Delta\dot{\psi}$.

Учитывая отношение $\dot{\psi} \approx \frac{g}{V}\gamma$ можно заметить зависимость между второй производной отклонения и креном самолета:

$$\ddot{z} \approx g\gamma \quad (3.60)$$

Объект управления для синтеза полуавтоматической системы положением центра масс ВС в боковом движении подробно описан в разделе 3.4 настоящей главы.

Внутренний контур синтезируемой системы содержит полуавтоматическую систему управления креном, структурная схема которой изображена на рисунке 3.16.

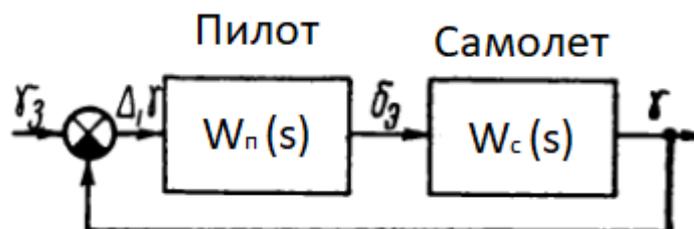


Рисунок 3.16 – Структурная схема полуавтоматического управления креном

На схеме (Рисунок 3.16) пилот представлен звеном с передаточной функцией $W_{\text{п}}(s)$. На вход звена подается сигнал отклонения текущего крена от его заданного значения: $\Delta\gamma = \gamma_{\text{зад}} - \gamma$.

Моделируется достижение заданного значения угла крена $\gamma = 30^\circ$ в двух вариантах:

- отклонение элеронов не ограничено;
- отклонение элеронов ограничено диапазоном $\pm 15^\circ$.

Значения коэффициентов закона управления приведены в таблице 3.6.

Таблица 3.6

N	K ₁	K ₂	K ₃	K ₄
1	-1.4913	-2.3278	0.6382	0.2730
2	-1.6823	-2.7866	0.6768	0.2804
3	-1.9308	-3.4008	0.7453	0.2890
4	-2.9121	-5.8623	1.1853	0.3189
5	-3.6674	-7.7135	1.6228	0.3440

На рисунках 3.17 и 3.18 изображены результаты моделирования полуавтоматической системы управления креном при заданном значении угла крена $\gamma_{\text{зад}} = 30^\circ$ без ограничения отклонения элеронов для разных вариантов значений коэффициентов K₁-K₄ (Таблица 3.6).

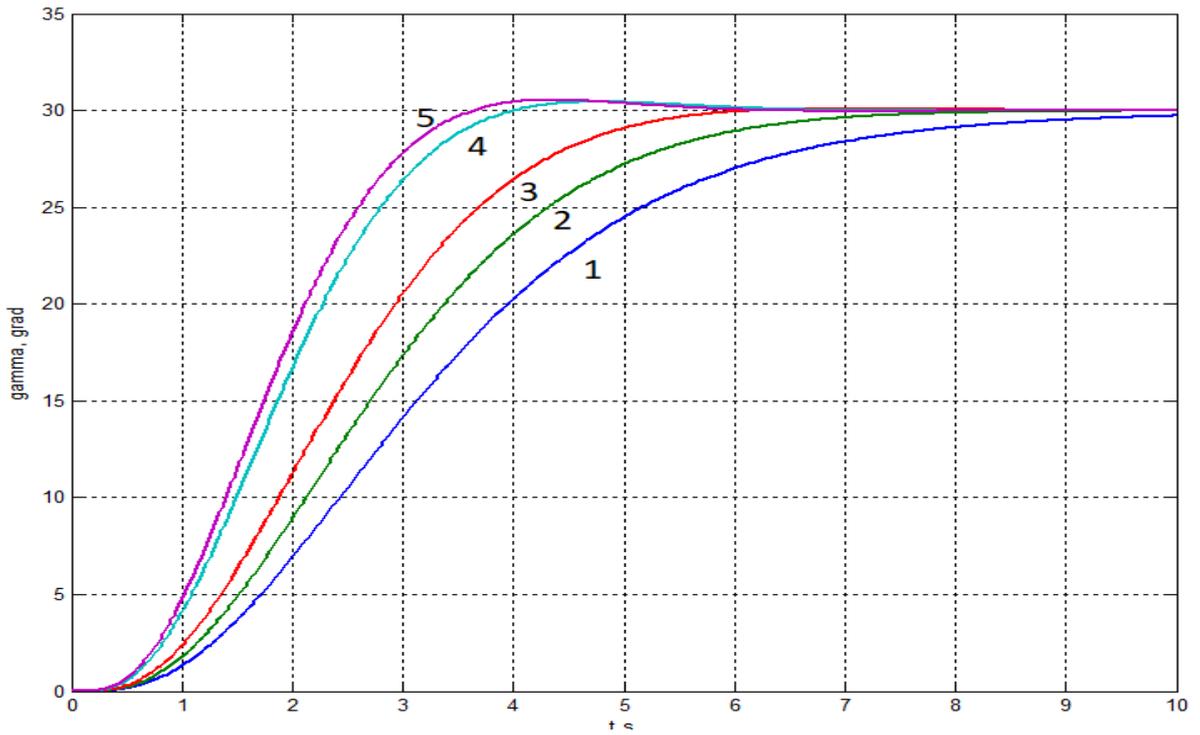


Рисунок 3.17 – Переходные процессы по углу крена без ограничения отклонения элеронов при различных значениях коэффициентов K_1 - K_4

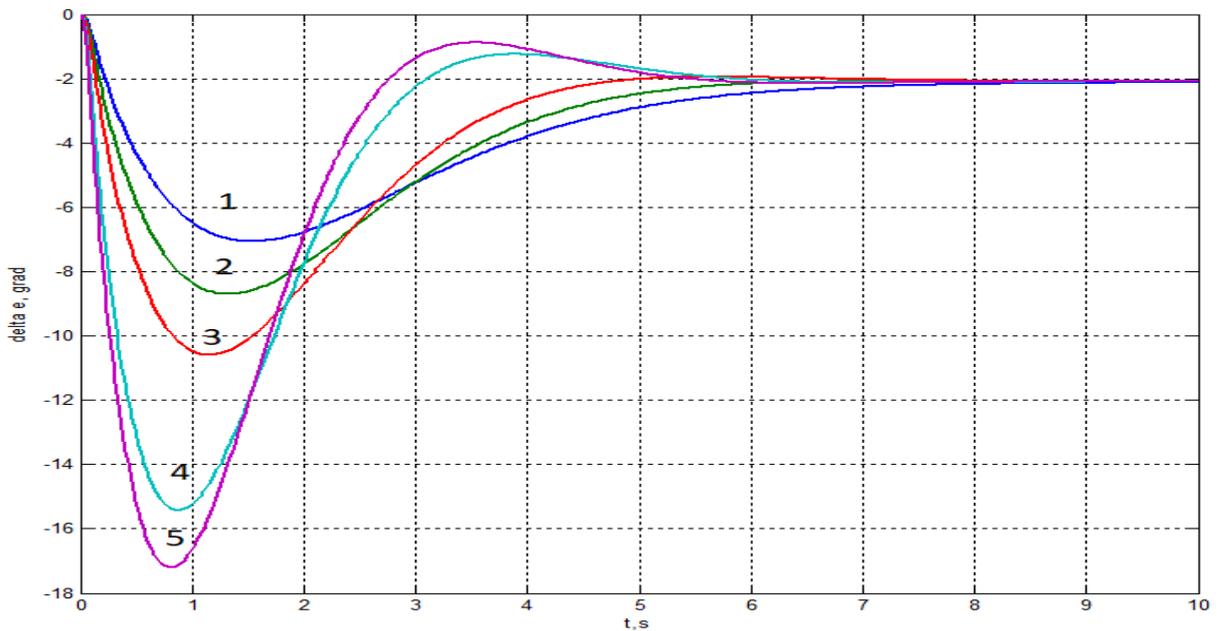


Рисунок 3.18 – Переходные процессы по отклонению элеронов при различных значениях коэффициентов K_1 - K_4

На рисунках 3.19 и 3.20 изображены результаты моделирования полуавтоматической системы управления креном при заданном значении угла

крена $\gamma_{\text{зад}} = 30^\circ$ при ограничении отклонения элеронов $\pm 15^\circ$ для разных вариантов значений коэффициентов K_1 - K_4 (Таблица 3.6).

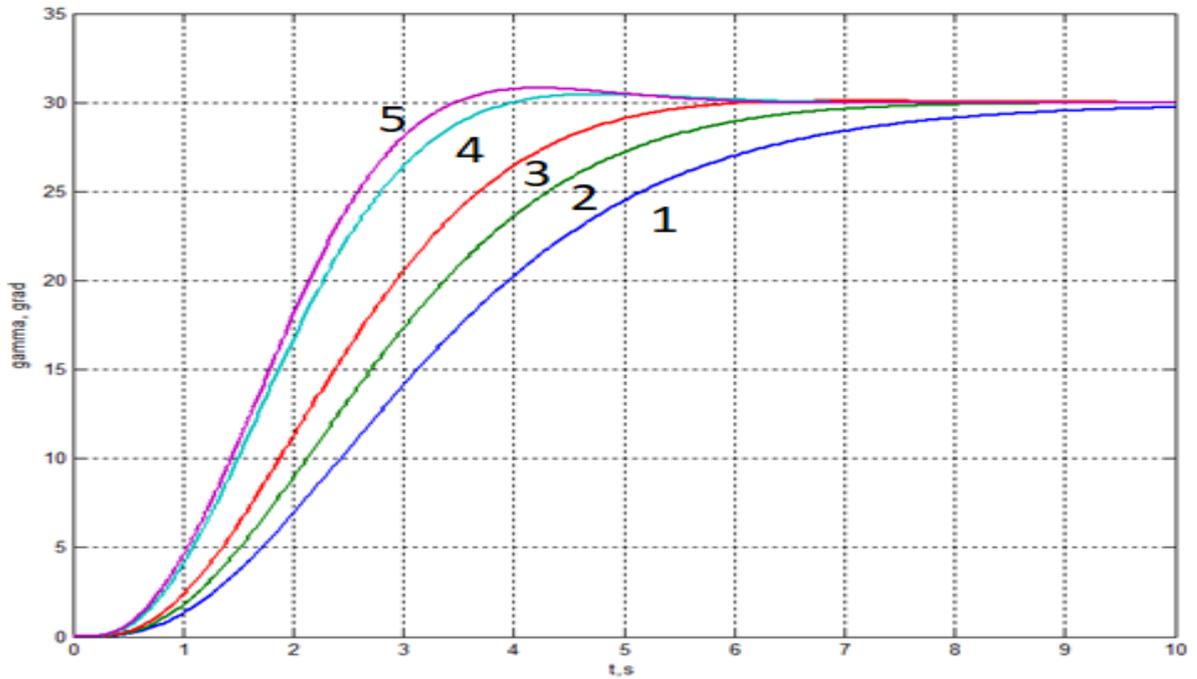


Рисунок 3.19 – Переходные процессы по углу крена с ограничением отклонения элеронов $\pm 15^\circ$ при различных значениях коэффициентов K_1 - K_4

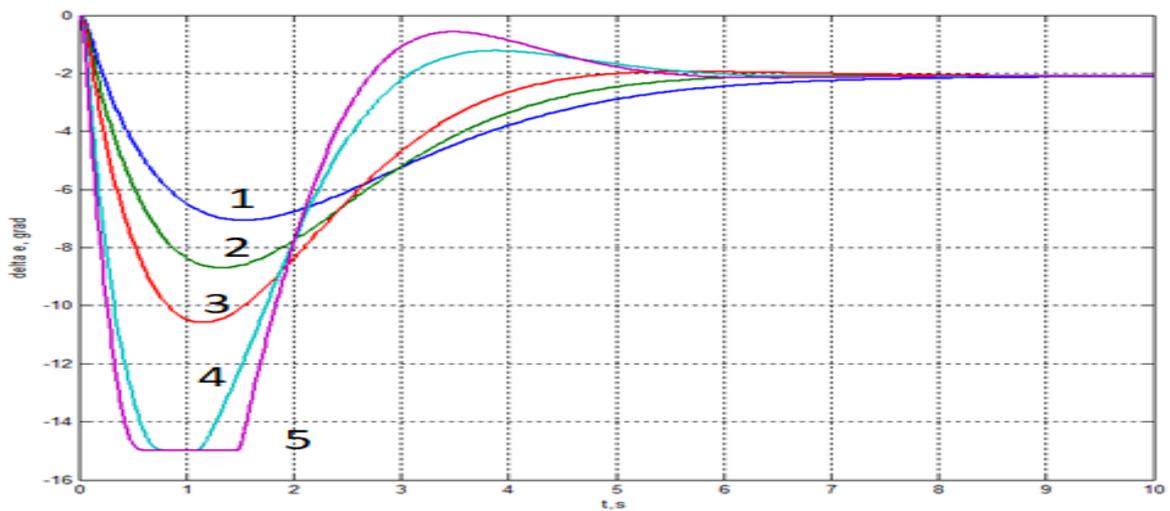


Рисунок 3.20 – Переходные процессы по отклонению элеронов при различных значениях коэффициентов K_1 - K_4

В таблице 3.7 приведены значения коэффициентов синтезируемой полуавтоматической системы управления для моделирования S-образного маневра при заданных условиях:

- $z_0=5000$ м.;
- $\gamma_0=0^\circ$;
- $\psi_0=0^\circ$;
- $|\gamma|_{\max}=30^\circ$.

На рисунках 3.21, 3.22 и 3.23 изображены результаты моделирования описанного S-образного маневра.

Таблица 3.7.

Варианты	$\omega, 1/c$	$K(1)$	$K(2)$	$K(3)$	$K(4)$
1	0.03	0.2653	0.5817	0.0118	0.0001
2	0.05	0.3139	0.6960	0.0198	0.0003
3	0.07	0.3607	0.8081	0.0279	0.0005

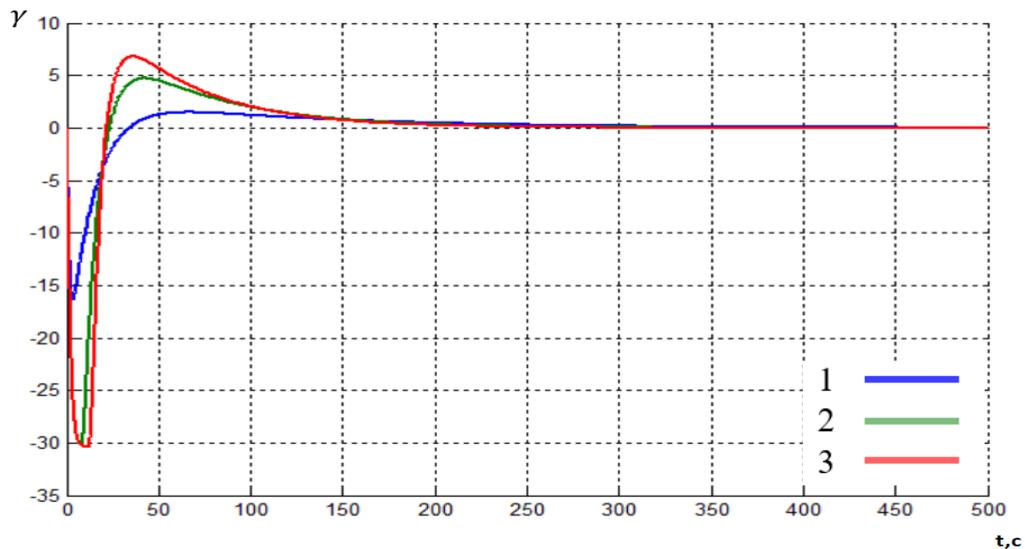


Рисунок 3.21 – Переходный процесс по углу крена в полуавтоматической системе управления при разных коэффициентах K_1 - K_3

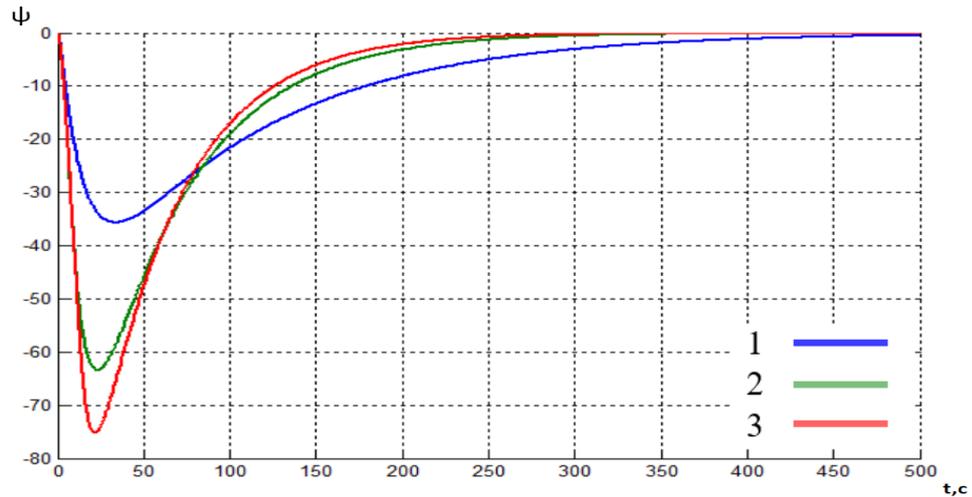


Рисунок 3.22 – Переходный процесс по углу курса в полуавтоматической системе управления при разных коэффициентах K_1 - K_3

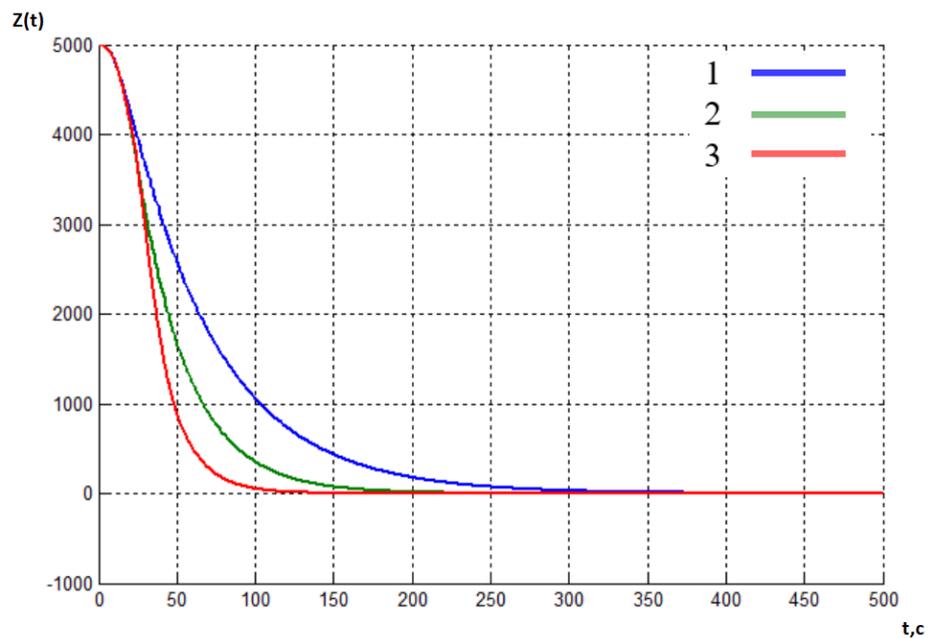


Рисунок 3.23 – Линии траектории самолета $Z(t)$ при выполнении S-образного маневра при разных коэффициентах K_1 - K_3

3.6 Решение обратной задачи динамики на примере директорного режима управления

В режиме директорного управления пилот непосредственно участвует в управлении ЛА на нижнем уровне, причем в форме сенсомоторной

деятельности. Директорная индикация отображает пилоту необходимые действия ручкой управления ЛА. Директорный режим управления, в основном, используется на следующих этапах полета:

- предпосадочное маневрирование, заход на посадку;
- крейсерский режим, полет по заданному маршруту;
- маловысотный полет.

Информация о параметрах движения ВС передается вычислителем воздушных данных на вход директора полета. Визуальная информация вычисленных данных объединяется с пилотом системой директорного управления с обратной связью, как показано на схеме рисунка 3.24.

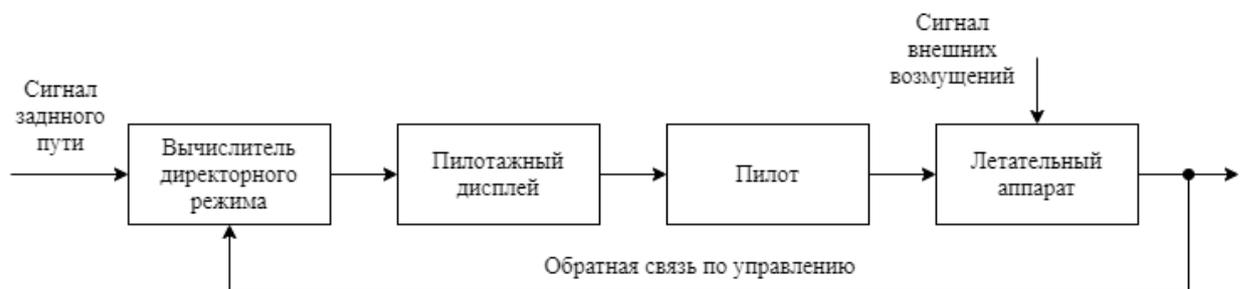


Рисунок 3.24. Структурная схема системы директорного управления

Сигнал, сформированный вычислителем директорного режима, отображается на пилотажном дисплее в виде командных перекрестных планок индикатора ориентации. Они дают информацию об углах тангажа и крена, необходимых для достижения заданных значений (Рисунок 3.25). Для выполнения полета по заданному маршруту пилот должен следовать командам, отображаемым на индикаторе, или позволить автопилоту выполнять фактически управляющие движения для полета.

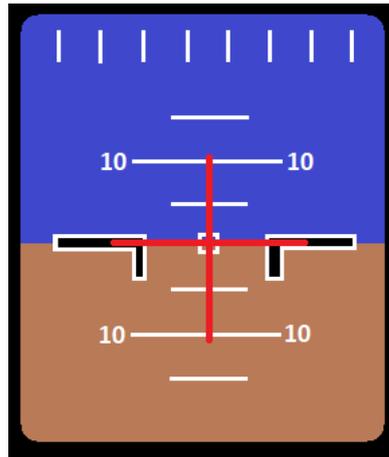


Рисунок 3.25. Общий вид индикации директора полета

При отклонении ВС от заданной траектории полета в горизонтальной плоскости на величину z требуется сформировать управляющий сигнал, представляющий сумму сигнала этого отклонения и скорости \dot{z} , необходимой для демпфирования движения ВС. Боковая сила Z , возникающая при крене самолета, является управляющим фактором бокового движения ВС, поэтому закон управления имеет вид:

$$Z = -k_z z - k_{\dot{z}} \dot{z}, \quad (3.61)$$

где $k_z, k_{\dot{z}}$ – коэффициенты пропорциональности.

Боковая сила Z вызывает ускорение центра масс самолета, поэтому:

$$\ddot{z} = \frac{Z}{m}$$

При малых углах крена можно записать:

$$\gamma = \frac{Z}{mg} = \frac{\ddot{z}}{g} \quad (3.62)$$

Закон управления для сигнала δ_z , индицируемого на командно-пилотажном приборе и необходимого для управления ВС, имеет вид:

$$\delta_z = K_i (\gamma - \gamma_3), \quad (3.63)$$

где K_i – постоянный коэффициент;

γ_3 – требуемый угол крена, равный:

$$\gamma_3 = -\frac{1}{g} (K_z z + K_{\dot{z}} \dot{z}) \quad (3.64)$$

ВС будет выполнять необходимое движение по заданному маршруту в том случае, когда фактический угол крена будет совпадать с заданным, при этом индикатор бокового движения будет находиться в нуле.

Схема отсчета углов бокового отклонения самолета показана на рисунке 3.26. Для управления используется информация о z и V_z . Разница между заданным курсом и фактическим будет одним из управляющих сигналов директора. Когда самолет движется в направлении V_z , линия, за которой следует самолет, будет параллельна исходной направленной линии. Однако желательно, чтобы эти две линии совпадали, а не были параллельны. Следовательно, информацию о z следует использовать для совпадения траектории самолета с заданной траекторией. Вторым управляющим сигналом директора будет z . Контроллер должен успевать одновременно обнулять Ψ_z и z . В директоре два управляющих сигнала создают две команды отклонения элеронов, и они передаются в динамику летательного аппарата.

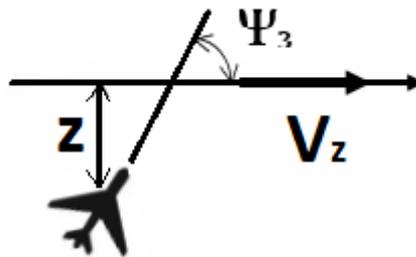


Рисунок 3.26 – Схема отсчета углов бокового отклонения

Нахождение оптимальных управляющих сигналов для отображения их на пилотажном приборе для пилота сводится к решению обратной задачи динамики. Для отслеживания выходных данных можно используется алгоритм АКОР на основе уравнения Эйлера-Пуассона.

Задача управления заключается в определении закона управления с обратной связью по выходу μ_0 :

$$u(t) = \mu_0(y(t), t), \quad (3.65)$$

где $u(t) \in R^m$, $y(t) \in R^p$ – выходные и управляющие векторы в момент времени t ;

m, p – размеры управления и вывода.

Алгоритм решения вышеописанной обратной задачи имеет вид:

1. Задается распределение корней желаемого характеристического уравнения системы, по ним определяются коэффициенты желаемого характеристического уравнения синтезируемой системы:

$$a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_\sigma s^\sigma + \dots + a_1 s + a_0 = 0 \quad (3.66)$$

2. По коэффициентам a_σ определяются коэффициенты уравнения (3.67) и по ним коэффициенты критерия $d_{i,u}$:

$$\begin{aligned} J &= \int_0^\infty F(x_\gamma, \dot{x}_\gamma, \dots, x_\gamma^{(n)}) dt = \\ &= \int_0^\infty \left[\sum_{i=1}^n d_i \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{i\sigma} x_\gamma^\sigma \right)^2 + d_u \left(\sum_{\sigma=0}^n r_{u\sigma} x_\gamma^\sigma \right)^2 \right] dt = \\ &= \int_0^\infty \left(\sum_{\sigma=0}^n a_\sigma x_\gamma^\sigma \right)^2 dt \rightarrow \min \end{aligned} \quad (3.67)$$

3. По коэффициентам $d_{i,u}$, на основании известного ограничения одной из фазовых координат и правила равных вкладов, находятся диапазоны изменения других координат, позволяющие реализовать выбранное качество процессов в системе.

4. Та фазовая координата, ограничение которой в последнем расчете является масштабируемым для ограничения остальных координат, выбирается из технических соображений.

Вышеописанный алгоритм реализован программно на языке C++ и применен для обратного моделирования S-образного маневра для 3-х случаев (Рисунок 3.27):

- $z_0=5000$ м, $\gamma_0=0^\circ$, $\psi_0=0^\circ$, $|\gamma|_{\max}=30^\circ$;
- $z_0=5000$ м, $\gamma_0=0^\circ$, $\psi_0=0^\circ$, $|\gamma|_{\max}=25^\circ$;
- $z_0=5000$ м, $\gamma_0=0^\circ$, $\psi_0=0^\circ$, $|\gamma|_{\max}=20^\circ$.

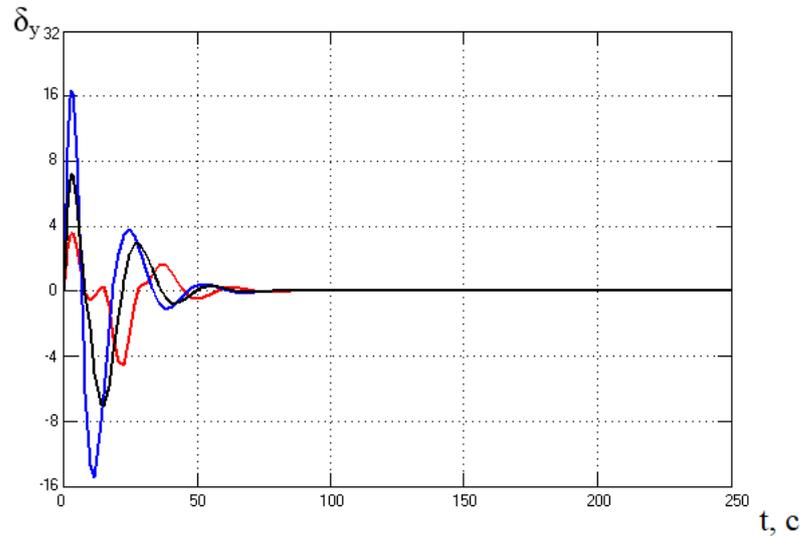


Рисунок 3.27 – График отклонения угла элеронов (синий график - $|\gamma|_{\max}=30^\circ$; черный график - $|\gamma|_{\max}=25^\circ$; красный график - $|\gamma|_{\max}=20^\circ$)

3.7 Оценка эффективности применения дополнительных блоков управления в процессе обучения

Целью данного эксперимента является изучение эффективности процедур обучения на ТУИП с применением дополнительных блоков оптимального управления.

Эксперимент с был проведен с использованием инженерного стенда ВС МС-21 (Рисунок 3.28). Участники сидели в кресле второго пилота и использовали правую ручку управления для управления поворотом самолета по крену. Ось тангажа боковой ручки была заблокирована таким образом, чтобы можно было подавать только команды крена.



Рисунок 3.28 – Инженерный стенд ВС МС-21

При оценке эффективности применения дополнительных блоков управления в процессе обучения рассматривается компенсационная задача отслеживания угла крена при полете по заданному маршруту в ручном режиме. На рисунке 3.29 схематически представлена эта задача.

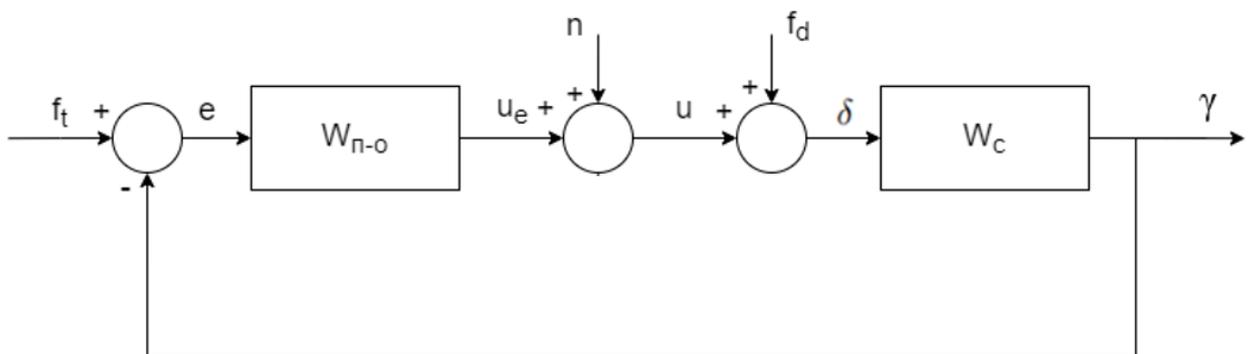


Рисунок 3.29 – Структурная схема задачи отслеживания угла крена при полете по заданному маршруту

Человеку-оператору было предложено следовать заданному углу крена, определяемому дополнительным блоком управления f_t . Одновременно

человек-оператор должен был парировать дополнительные возмущения в системе, вызванные сигналом возмущения f_d . Этот сигнал возмущения суммировался с сигналом человека-оператора u и напрямую влиял на управляемую динамику.

В эксперименте человек-оператор воспринимал управляемую динамику с помощью пилотажно-навигационного дисплея, на котором демонстрировалось отклонение e между текущим углом крена самолета γ , и углом крена, определяемым дополнительным блоком управления.

Как показано на рисунке 3.28, выход человека-оператора, управляющий входной сигнал u , представляет собой сумму линейного отклика и остаточного сигнала n . Линейный отклик имеет два сигнала ($W_{п-о}$ и W_γ), которые соответственно моделируют реакцию на ошибку отслеживания угла крена, отображаемую на пилотажно-навигационном дисплее, и реакцию на обратную связь по углу крена. Остаточный сигнал учитывает шум измерений и нелинейности, которые не описываются линейными функциями отклика.

Эксперимент был разделен на два этапа: обучение и оценка. На этапе обучения участники, ранее не занимавшиеся пилотированием, обучались ранее описанной задаче отслеживания угла крена. На этапе оценки анализировались приобретенные умения по отслеживанию угла крена во время движения по заданному маршруту. Основными показателями эффективности в данном эксперименте являлись среднеквадратичное отклонение от линии маршрута:

- в пределах ± 25 метров – желаемое отклонение;
- В пределах ± 50 метров – адекватное отклонение.

Также проведена оценка участниками характеристик управления по шкале Купера Харпера.

Каждый этап эксперимента состоял из фиксированного количества повторений, поэтому каждый участник выполнил в общей сложности 100 прогонов. Участники сидели в кресле второго пилота инженерного стенда и

использовали правый джойстик для управления вращением самолета по крену. Ось тангажа боковой ручки была заблокирована.

В результате были получены следующие выводы:

- обучение с использованием дополнительных блоков управления вызывает улучшение производительности и навыков выполнения задач;
- на этапе оценки наличие дополнительных сигналов в системе отображения информации позволяет достичь более высокого уровня выполнения задачи.

Выводы по главе 3

Рассматривается вопрос об организации блока оптимального управления в составе ТУИП. Традиционно в управлении магистральными самолетами используются ПД и ПИД алгоритмы с коэффициентами, задаваемыми заранее рассчитываемыми табличными функциями параметров режима полета. Здесь предлагается ввести в ТУИП блок оптимального управления, вырабатывающий команды на индикатор летчика или формирующий команды автоматического управления под его наблюдением. Функции блока: вычисление оптимальных коэффициентов закона управления (прямая задача), вычисление ограничений фазовых координат системы, допускающих выполнение критерия оптимальности (обратная задача). Первое расширит диапазон вариантов управления, второе обеспечит их реализуемость. В качестве метода оптимизации управления рассматривается метод АКОР на основе уравнения Эйлера-Пуассона, экономичный по объему вычислений, не требующий введения, а затем определения и исключения неопределенных множителей Лагранжа.

АКОР на основе уравнения Эйлера-Пуассона связан с корнями характеристического уравнения локальной системы. Для системы управления одной фазовой координатой это эффективный способ управления. Имея на

входе системы коэффициент мощности, данный метод позволяет варьировать соотношение энергозатратности и точности управления, получая на выходе системы заданный характеристический полином, решение которого сводится к методу стандартных коэффициентов.

Обеспечение эффективно управляемых динамических характеристик синтезируемой системы с сохранением высокого качества управления достигается с помощью введения в АКОР вариативного параметра критерия оптимальности системы. Такой подход позволяет своевременно адаптировать систему к изменяющимся требованиям. Система оптимизации дает возможность своевременно получить алгоритм управления повышенной, дозируемой энергоэкономичности на разных этапах полета, а также при выполнении разворотов.

Предложена и программно реализована обратная задача АКОР'а на основе уравнения Эйлера-Пуассона, при решении которой определяются ограничения фазовых координат управляемого объекта, допускающие выполнение критерия. Применение АКОР'а на основе уравнения Эйлера-Пуассона с вариативными критериями позволяет повысить полноту реализации энергетических ресурсов моделируемого объекта в интересах обеспечения конкретных требований по качеству, быстродействию и энергопотреблению управления. Результаты решения обратной задачи АКОР'а способствуют технической реализуемости синтезируемого оптимального управления.

В результате эксперимента, проведенного с использованием инженерного стенда МС-21 с дополнительным блоком оптимального управления были получены следующие выводы:

- обучение с использованием дополнительных блоков управления вызывает улучшение производительности и навыков выполнения задач;

- на этапе оценки наличие дополнительного сигнала в системе отображения информации позволяет достичь более высокого уровня выполнения задачи.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате работы достигнута цель диссертационного исследования по разработке алгоритмического и программно-математического обеспечения, соответствующего современным требованиям отечественной и международной нормативно-правовой базы в области разработки технических средств обучения, тренажерного устройства имитации полета среднемагистрального самолета, а также расширение функциональности тренажерного устройства имитации полета на основе методов оптимального управления.

Получены следующие основные результаты:

1. Разработан и предложен комплекс общих требований, предъявляемый к ТУИП [17] для подготовки летного персонала по программе подготовки MPL. Предлагается повысить требования к адекватности ТУИП III уровня для формирования нового типа ТУИП. Общие требования, предъявляемые к ТУИП, сформированные на основе сопоставления и комплексирования адекватности ТУИП и современной отечественной и международной нормативно-правовой базы, включают в себя важнейшие требования:
 - к структуре ТУИП;
 - к специализированному алгоритмическому и программно-математическому обеспечению;
 - к режиму реального времени;
 - к имитации динамики движения ЛА;
 - к рабочему месту инструктора;

2. Разработана структура интерфейсной системы ТУИП, имеющая в составе, в отличие от традиционной системы передачи данных и обмена информацией, введенное, синтезированное и реализованное устройство сопряжения объектов магистрально-модульного принципа действия и реализующая концепцию интегральной модульной авионики [18].
3. Разработана структура единого алгоритмического и программно-математического обеспечения ТУИП на основе методов распределенного моделирования с разработанным методом синхронизации обмена данными между компонентами моделирования, удовлетворяющая требованиям ТУИП к режиму реального времени, а также включающая в себя разработанный алгоритм контроля распределения данных на основе объединения интерфейса передачи сообщений, а также интерфейса распараллеливания вычислений в системах с общей памятью [69].
4. Разработан дополнительный алгоритмический и программно-математический блок оптимального управления, определяющий оптимальные значения управления ВС с использованием методов АКОР'а, расширяющий функционал ТУИП, в частности программно реализована обратная задача АКОР'а на основе уравнения Эйлера-Пуассона, применяемая в дополнительном блоке оптимального управления для ТУИП, при решении которой определяются ограничения фазовых координат управляемого объекта, допускающие выполнение критерия [19, 20].

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АКОР – аналитическое конструирование оптимальных регуляторов

АТ – авиационный тренажер

ВВЛ – внутренние воздушные линии

ВПП – взлетно-посадочная полоса

ВСУ – вспомогательная силовая установка

ЕС – Европейский Союз

ЖОС – жесткая обратная связь

ИКАО – международная организация гражданской авиации

ИМА – интегрированная модульная авионика

КСПП – комплексная система подготовки персонала

КТС – комплексный тренажер самолета

ЛА – летательный аппарат

МВЛ – международные воздушные линии

ПК – персональный компьютер

ПМК – программно-математический комплекс

ПТС – процедурный тренажер самолета

РЛЭ – руководство по летной эксплуатации

РМИ – рабочее место инструктора

САУ – система автоматического управления

СК – система координат

СПМО – специальное программно-математическое обеспечение

СУ – система управления

ТСО – технические средства обучения

ТУИП – тренажерное устройство имитации полета

УВС – управляющая вычислительная система

УСО – устройство сопряжения объектов

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Годовые доклады Совета [Электронный ресурс], - Режим доступа: <https://www.icao.int/publications/Pages/annual-reports.aspx>, свободный. (Дата обращения 14.09.2019)
2. Авиационные тренажеры: учебное пособие / Э.А. Болелов, А.В. Прохоров, И.О. Прокофьев. – М. : ИД Академии Жуковского, 2018. – 48 с.
3. Бюшгенс А. Г. Российский тренажерный рынок на пути к мировым стандартам [Электронный ресурс], – Режим доступа: <https://www.aviaport.ru/digest/2012/01/20/228347.html>, свободный. (Дата обращения: 15.10.2019 г.)
4. Красовский А.А. Основы теории авиационных тренажеров. М.: Машиностроение, 1995. – 304 с., ил.
5. Красовский, А.А. Авиационные тренажеры / А.А. Красовский [и др.] – М.: Изд. ВВИА им. Жуковского, 1992. – 320 с.
6. Моделирование физических процессов в авиации / В.И. Моржов, Ю.А. Ермачков, LAP LAMBERT Academic Publishing, 2019. – 216с.
7. Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems 3rd Edition, by Brian L. Stevens, Frank L. Lewis, Eric N. Johnson, Wiley-Blackwell, 2015. – 768p.
8. Летов А. М. Аналитическое конструирование регуляторов. Автоматика и телемеханика, -1960. Т.1 - №4. - с. 436-441, №5. - с.561-568, №6. - с.651-655; - 1961. Т. 22 - №4. – с.425-435; - 1962. Т.23 - №11. – с.1405-1413.
9. Красовский А. А. Аналитическое конструирование контуров управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1969. – 240с., ил.
10. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика пространственного движения самолета. М.: Машиностроение, 1965. -370 с., ил.
11. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.-Пекин: ЦАГИ, 1995. - 772 с., ил.

12. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета. М: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2008. – 574 с., ил.
13. Михалев И.А., и др. Системы автоматического управления самолетом/ И. А. Михалев, Окоёмов Б.Н., Чикулаев М.С. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1987. - 240 с., ил.
14. Дейч А.М. Методы идентификации динамических объектов. М.: Энергия, 1979. -239 с., ил.
15. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. М.: Наука, 1973. -558 с., ил.
16. Летов А. М. Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969, –360с., ил
17. Алымов В.Н., Митрофанов С.Ю., Рыбников С.И., Шитлович В.В. «Тренажерный человеко- машинный комплекс полунатурного моделирования системы управления летательным аппаратом со встроенными блоками оптимального управления на основе аналитического конструирования по вариативному критерию», Навигация и управление летательными аппаратами – М.: МИЭА, 2019 – Вып. 24, 2019, с. 38-58 (10 с. авт., №1499, перечень ВАК от 22.10.2021).
18. Митрофанов С. Ю., Рыбников С. И., «Анализ системы математического обеспечения тренажерного человеко-машинного комплекса полунатурного моделирования системы управления летательным аппаратом», Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия «Естественные и технические науки» №2-2021, с. 66-71 (5 с. авт., №2106, перечень ВАК от 22.10.2021).
19. Митрофанов С. Ю., Рыбников С. И., «Синтез полуавтоматической системы управления положением центра масс самолета в боковом движении для имитатора блока КСУ тренажерного устройства имитации полета», Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия «Естественные и технические науки» №8-2021, с. 87-93 (5 с. авт., №2106, перечень ВАК от 22.10.2021).

20. Митрофанов С. Ю., Рыбников С. И., «Алгоритмы директорного режима управления для имитатора блока системы управления тренажерного устройства имитации полета перспективного среднемагистрального пассажирского самолета», «Перспективы науки» №11-2021, с. 19-24 (4 с. авт., №1497, перечень ВАК от 22.10.2021).
21. Материалы XII Международной конференции «Авиационные тренажеры и учебные центры России» 10.09.2020
22. Щербак В.В. «Методика синтеза технических средств обучения, применяемых в системе переподготовки инженернотехнического персонала, на новое воздушное судно гражданской авиации», диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, Москва, 2016г.
23. ГОСТ Р 57700.22-2020 Компьютерные модели и моделирование. Классификация/ГОСТ Р от 13 ноября 2020г. №57700.22-2020
24. Allerton D. Principles of Flight Simulation. Willey and Sons, UK, 2009, 492 p.
25. Динамика полета: Учебник для авиационных вузов / Мхитрян А.М., Лазнюк П.С., Максимов В.С. и др. – М.: Машиностроение, 1978. – 424с.
26. Пашковский И.М. Динамика и управляемость самолета. – М.: Машиностроение, 1987. – 429 с.
27. Михалев И.А., и др. Системы автоматического управления самолетом/ И. А. Михалев, Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1987. - 240 с., ил.
28. [Электронный ресурс], - Режим доступа: <https://www.icao.int/about-icao/History/Pages/RU/default.aspx> свободный. (Дата обращения 16.10.2019)
29. [Электронный ресурс], - Режим доступа: <https://www.icao.int/MemberStates/Member%20States.Multilingual.pdf> свободный. (Дата обращения 17.10.2019)
30. Агеев А.М., Сизых В.Н. Синтез оптимальных регуляторов системы управления самолетом через решение обратной задачи АКОР// Научный вестник НГТУ, т.56, №3, 2014.

31. Будылина, Е.А. Аналитическое определение имитационных характеристик тренажных и обучающих комплексов / Е. А. Будылина, И. А. Гарькина, А. М. Данилов, С. А. Пылайкин // *Фундаментальные исследования*. – 2014. – № 6-4. – С. 698-702.
32. Ваулин, В. И. Дидактическое обеспечение подготовки летных кадров государственной авиации. / В. И. Ваулин, С.А. Сингеев // *Вестник Самарского государственного технического университета. Сер.: Психолого-педагогические науки*. – 2012. – № 2(18). – С. 48-53.
33. ГОСТ 21659-76 Тренажеры авиационные. Термины и определения. – М.: Издательство стандартов, 1976. – 10 с.
34. ГОСТ Р 57700.22-2020 Компьютерные модели и моделирование. Классификация/ГОСТ Р от 13 ноября 2020г. №57700.22-2020
35. Кольцов, С. Е. Результаты работ по допуску в эксплуатацию новых тренажеров для подготовки авиаперсонала гражданской авиации [Текст] / С.Е. Кольцов // *Авиатренажеры, учебные центры и авиаперсонал-2012: IV Междунар. конф.* — М.: Динамика, 2012. – С. 8-10.
36. Кольцов, С.Е. Тренажерный парк гражданской авиации РФ / С.Е. Кольцов // *Форум: Журнал компании АО ЦНТУ «Динамика»*. – 2016. – № 1(17). – С. 8-9.
37. Митрофанов С. Ю., Рыбников С.И., «Интеграция математической модели перспективного среднемагистрального самолёта в тренажёре вычислительной системы самолётовождения», 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019». 18-22 ноября 2019 года. Москва. Тезисы. – Типография «Логотип», 2019. – 605 с., с. 97-98.
38. Митрофанов С. Ю., Рыбников С.И., «Критерии оценки адаптивного человеко-машинного интерфейса пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов», XLV Международная молодежная научная конференция Г12 «Гагаринские чтения – 2019»: Сборник тезисов докладов. –М.:МАИ, 2019. – 1345с., с.186.

39. Митрофанов С. Ю., Рыбников С.И., «Модульная архитектура тренажерного человеко-машинного комплекса», 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 23-27 ноября 2020 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2020. – 980 с., с 292-293.
40. Митрофанов С. Ю., Рыбников С.И., «Оптимизация процессов обучения авиационного персонала с использованием технологий смешанной реальности и искусственного интеллекта», 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 23-27 ноября 2020 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2020. – 980 с., с. 578-579.
41. Митрофанов С.Ю., «Архитектура моделирования в реальном времени для тренажерного устройства имитации полета среднемагистрального самолета», «Перспективы науки» №5-2022, с. 35-39.
42. Митрофанов С.Ю., Рыбников С.И., «Аналитическое конструирование оптимального регулятора на основе уравнений Эйлера-Пуассона», 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 22-26 ноября 2021 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2021– 9,43 Мб [Электронное издание], с. 247-248.
43. Митрофанов С.Ю., Рыбников С.И., «Система математического обеспечения тренажерного устройства имитации полета», 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 22-26 ноября 2021 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2021– 9,43 Мб [Электронное издание], с. 248-249.
44. Len Bass, Paul Clements, and Rick Kazman, “Software architecture in practice”, Tsinghua University Press, pp.153-173, 2007.
45. Параллельное программирование с использованием технологии MPI: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГУ, 2004. – 71 с.
46. UPC: Distributed Shared Memory Programming (Wiley Series on Parallel and Distributed Computing Book 73) 1st Edition,
47. Joshua E. Barnes and Piet Hut. A hierarchical $o(n \log n)$ force calculation algorithm. Nature, 324:446–449, 1986.

48. Wickens, 1984
49. Летов А. М. Аналитическое конструирование регуляторов. Автоматика и телемеханика, -1960. Т.1 - №4. - с. 436-441, №5. - с.561-568, №6. - с.651-655; - 1961. Т. 22 - №4. – с.425-435; - 1962. Т.23 - №11. – с.1405-1413.
50. Пашковский И.М. Динамика и управляемость самолета. – М.: Машиностроение, 1987. – 429 с.
51. Taketomi T., Sato T., Yokoya N. Fast and Accurate Camera Parameter Estimation Based on Feature Landmark Database for Augmented Reality. Information Processing Society of Japan (IPSJ) SIG Notes. CVIM 2011-CVIM-177 (32). 2011. P. 1-15. 2011.
52. Горбунов А.Л., Нечаев Е.Е., Теренци Г. Дополненная реальность в авиации. Прикладная информатика №4 (40), МГТУ ГА, 2012.
53. [Электронный ресурс], - Режим доступа: <http://www.dinamika-avia.ru/mcenter/forum/detail.php?>, свободный. (Дата обращения 06.09.2019)
54. Чернышева А.В., Бойченко Т.А., Резниченко Г.А. Виртуальная реальность в науке и технике, Гуманитарный вестник, 2015, вып.8. МГТУ им. Н.Э. Баумана
55. Летов А.М. Динамика полета и управление. -М.: Наука, 1969.
56. Лебедев, А. А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин. - М.: Машиностроение, 1973. 615с.
57. Боднер В. А., Системы управления летательными аппаратами [Текст] : [Учебник для авиац. специальностей вузов]. - Москва : Машиностроение, 1973. - 504 с. : ил.; 22 см.
58. Колесников, А. А. Новые нелинейные методы управления полетом / А. А. Колесников, - Москва: Физматлит, 2013. - 193 с.
59. Кристофидес Н. Теория графов: алгоритмический подход. – 2-е изд., испр. – М.: Мир, 1978. – 430 с.
60. Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В. Вычислительные методы для инженеров: Учеб. пособие. — М.: Высш. шк., 1994. — 544 с.

61. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.-Пекин: ЦАГИ, 1995. - 772 с., ил.
62. Максимов Ю.А., Филипповская Е.А. Алгоритмы решения задач нелинейного программирования. М.: МИФИ, 1982. – 52 с., ил.
63. Рыбников С. И. Аналитическое конструирование оптимальных регуляторов на основе уравнения Эйлера-Пуассона. М.: Изд. МАИ, 1993. - 28с., ил.
64. Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Оптимальное управление движением космических летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1974, 200 с., ил.
65. Лебедев А.А., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985, 280 с., ил.
66. Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Карлов В.И. Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989, 312с., ил.
67. Андриевский Б.Р., Фрадков А.Л. Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке MATLAB®. СПб.: Наука, 1999, 468с., ил.
68. Крымов Б.Г., Рабинович Л.В., Стеблецов В.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1987. 224 с., ил.
69. Митрофанов С.Ю., «Архитектура моделирования в реальном времени для тренажерного устройства имитации полета среднемагистрального самолета», «Перспективы науки» №5-2022, с. 35-39. (4 с. авт., №1828, перечень ВАК от 20.07.2022).
70. Павлов, А. Н., Соколов, Б. В., П12 Методы обработки экспертной информации: учебно-метод. Пособие; ГУАП. СПб., 2005. 42 с.: ил.

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ 1 СЦЕНАРИЙ ВЫПОЛНЕНИЯ ТЕСТОВОГО ПОЛЕТА НА ТРЕНАЖЕРНОМ УСТРОЙСТВЕ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

Район полета: аэропорт Жуковский.

Время полета: мин.

Исходное положение:

- самолет вначале ВПП,
- взлетная масса 69000 кг,
- селекторы управления насосных станций в положении «АУТО»,
- ручка управления механизацией в положении «2»,
- ручка управления воздушным тормозом в положении «0»,
- ВСУ отключена;
- левый и правый двигатель запущены.

Этапы полета и действия экипажа описаны в таблице П1.1.

Таблица П1.1 – Этапы полета и действия экипажа

Этап	Действия
1. Предполетная подготовка	Проверить состояние самолета в соответствии с пунктами исходного положения текущего сценария.
2. Начальный взлет	<ol style="list-style-type: none"> 1. Установить РУДы во взлетный режим. 2. Разбег по полосе, выдерживая самолет по оси ВПП. 3. Набор скорости 145 узлов.
3. Взлет	<ol style="list-style-type: none"> 1. Отрыв передней стойки 2. Набор высоты 400 футов, перевод положения ручки УВШ в положение «UP». 3. Набрать высоту 1000 футов, выдерживать скорость 189 узлов.

	<p>4. Выдерживая высоту 1000 футов, установить ручку управления механизацией в положение «0».</p> <p>5. После полной уборки механизации продолжить набор скорости до 250 узлов.</p> <p>6. Выполнить набор высоты до 5000 футов.</p>
4. Горизонтальный полет	<p>1. Выполнить левый/правый разворот на 90 градусов.</p> <p>2. Выполнить левый/правый разворот на 90 градусов.</p> <p>3. Горизонтальный полет.</p> <p>4. Выполнить левый/правый разворот на 90 градусов.</p> <p>5. Выполнить левый/правый разворот на 90 градусов.</p> <p>6. Выполнить снижение до 2000 футов, выдерживая скорость 250 узлов.</p> <p>7. Установить ручку управления воздушным тормозом в положение «1/2», снизить скорость до 190 узлов.</p> <p>8. Установить ручку управления воздушным тормозом в положение «0»</p>
5. Заход на посадку	<p>1. Удерживать скорость 190 узлов.</p> <p>2. Установить ручку управления механизацией в положение 2.</p> <p>3. Снижать скорость до 172 узлов.</p> <p>4. Перевести ручку УВШ в положение «DOWN»</p> <p>5. Включить автоматическое торможение в режим «MIN»</p> <p>6. Снизить скорость до 162 узлов, перевести ручку управления механизацией в положение «FULL»</p> <p>7. Выполнить снижение ВС</p>
6. Приземление	<p>1. Выполнить касание ВПП</p> <p>2. Установить РУДы в положение «Малый Газ».</p> <p>3. Выполнить пробег по полосе.</p> <p>4. Включить реверс тяги, снизить скорость до 40 узлов.</p> <p>5. Установить РУДы в положение «Малый Газ».</p>

	6. Продолжать движение по полосе. 7. «Затормозить» ВС до полного останова.
--	---

Сценарий «Отказ одного двигателя на разбеге до скорости V1»

Общие указания

При отказах двигателя, требующих его экстренного выключения, необходимо доложить: «Двигатель левый (правый) экстренный» и выключить его.

При неисправности двигателя, не требующей его экстренного отключения, необходимо доложить: «Двигатель левый (правый) ... (характер неисправности)».

При отказе или неисправности двигателя, появившихся на разбеге до скорости V1, необходимо немедленно прекратить взлет.

Для торможения самолета после принятия решения о прекращении взлета использовать торможение колесами, а также:

5. при скорости от 65 до 75 узлов перевести исправный двигатель на малый реверс;
6. при скорости выше 75 узлов перевести исправный двигатель на максимальный реверс.

Действия при отказе или неисправности одного двигателя на разбеге до скорости V1

1. Сообщить о наличии неисправности или отказа двигателя.
2. Выключить двигатель, требующий экстренного останова.
3. Установить РУДы в режим малого газа.
4. Парировать разворачивающий момент отклонением педалей, при необходимости раздельным торможением колес.
5. Контролировать параметры двигателя на приборах.
6. Применить торможение колесами.
7. При необходимости исправный двигатель перевести на малый или максимальный реверс.

8. Контролировать работу двигателя на режиме обратной тяги.
9. Выдерживать направление движения самолета вдоль оси ВПП до полного останова.
10. Контролировать выключение реверса

Сценарий «Отказ одного двигателя на разбеге при скорости более V1»

Общие указания

При отказах двигателя, требующих его экстренного выключения, необходимо доложить: «Двигатель левый (правый) экстренный» и выключить его.

При неисправности двигателя, не требующей его экстренного отключения, необходимо доложить: «Двигатель левый (правый) ... (характер неисправности)».

При отказе двигателя и его последующем отключении продолжить взлет.

При неисправности двигателя, не требующей его экстренного отключения, продолжить нормальный взлет. При взлёте на пониженном режиме двигателей увеличить режим исправного двигателя до максимального взлётного.

Действия при отказе или неисправности одного двигателя на скорости более V1

1. Сообщить о наличии неисправности или отказа двигателя.
2. Выключить двигатель, требующий экстренного останова.
3. Продолжить взлет.
4. Установить РУД отказавшего или неисправного двигателя в малый газ.
5. При взлёте на пониженном режиме двигателей увеличить режим исправного двигателя до максимального взлётного.
6. Парировать стремление самолета к развороту отклонениями соответствующей педали и БРУ.

7. Контролировать работу двигателя и время работы на чрезвычайном режиме.
8. После достижения $V_{п.ст.}$ отклонением на себя БРУ начинать подъем передней опоры.
9. Создать угол тангажа от 9° до 11° для отделения самолета от ВПП.
10. После отделения самолета от ВПП фиксировать угол тангажа от 9° до 11° .
11. На высоте от 10 футов до 15 футов убрать шасси.
12. Продолжить разгон до скорости V_2 с набором высоты.
13. Выдерживать курс взлета с креном до 5° в сторону исправного двигателя.
14. Выдерживая скорость V_2 , перевести самолет в горизонтальный полет.
15. Принять решение по дальнейшему выполнению полета.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2 ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Специальное программно-математическое обеспечение построено на базе программного комплекса, исполняемого на вычислителях в режиме реального времени, необходимого для натурного моделирования.

Программный комплекс включает программные модули, библиотеки и файлы конфигураций. Программные модули представлены в виде компилируемых проектов на языке программирования «С++», в виде готовых динамических библиотек, в виде исполняемых модулей.

Концепция объектно-ориентированного программирования (ООП) обеспечивает подходящую среду для создания математических моделей подкомпонентов, которые могут быть заполнены, получены и подчинены.

В структуре компонентов реализован класс «BaseObject», который является родительским классом для множества подкомпонентов. Этот базовый класс содержит общую информацию об этих объектах, такую как положение, ориентация, ускорения тела, скорости, силы и моменты, а также требуемые функции. Класс BaseObject создается для хранения полей и методов, которые являются общими для всех дочерних объектов, а не для повторного определения одних и тех же переменных для каждого компонента. Диаграмма класса «BaseObject» приведена на рисунке П2.1.

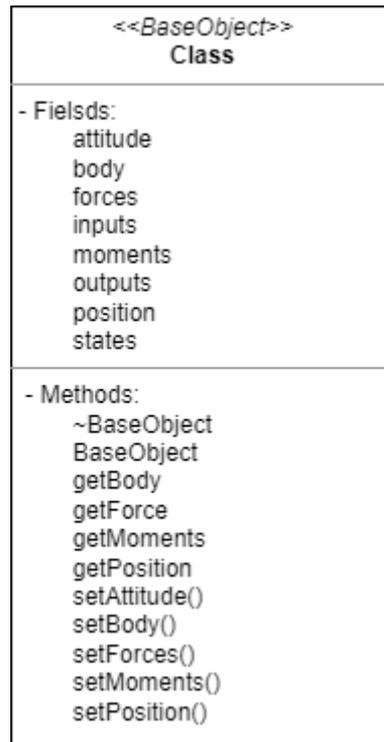


Рисунок П2.1 – Диаграмма класса «BaseObject»

Помимо базового объекта существуют различные типы объектов, связанных с выравниванием, моделированием и анализом производительности. Каждый динамический компонент наследуется от класса «BaseObject».

Каждый из динамических компонентов, производных от базового объекта, включает в себя математические модели, имитирующие собственную динамику. Поэтому каждый из объектов описан представлением в пространстве состояний. Диаграмма классов динамической системы изображена на рисунке П2.2.

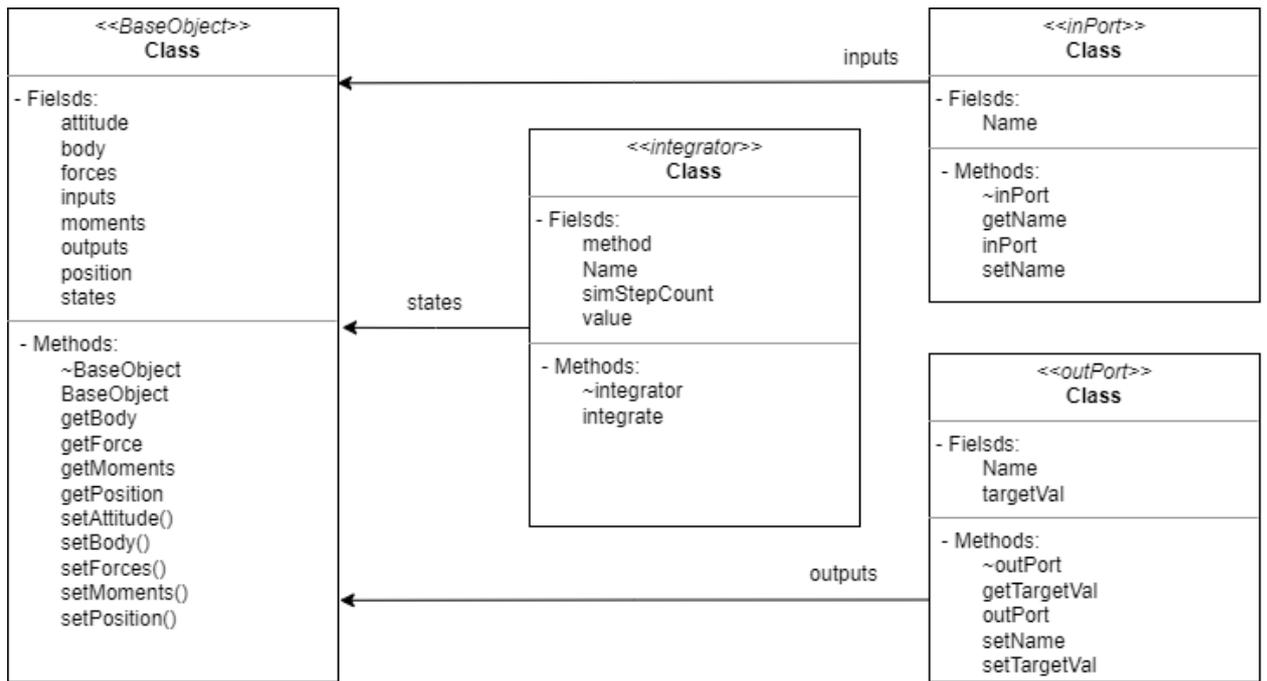


Рисунок П2.2 – Диаграмма классов класса «BaseObject», имеющего динамические системные входы, интегратор и выходные классы

Классы, создающие среду проектирования и управляющие динамическими объектами, содержат информацию обо всем самолете, включая алгоритмы моделирования. Кроме того, реализованы подпрограммы синтаксического анализатора XML для анализа входных файлов и создания моделей. На рисунке П2.3 пример файла XML для модели «Aerodynamics».

```

1 <?xml version="1.0" encoding="windows-1251" ?>
2 <ModelData version="1.0" xmlns:xsi="http://www.w3.org/2001/XMLSchema-instance">
3   <Model name="AERO" url="aero70.dll" dir="\ffs\70\Models\aero"/>
4 </ModelData>
  
```

Рисунок П2.3 – XML файл для модели «Aerodynamics»

На рисунке П2.4 представлена реализация класса «Aerodynamics».

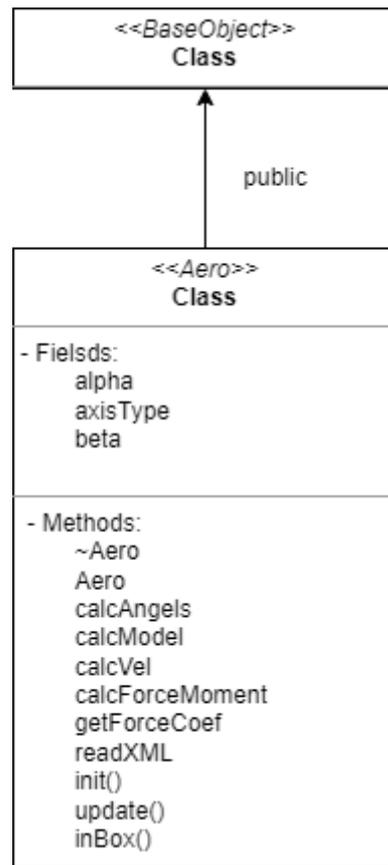


Рисунок П2.4 – Реализация класса «Aerodynamics»

Схема моделирования содержит в себе следующие основные модели:

Aerodynamics – модель аэродинамики, производит вычисления, касающиеся аэродинамики объекта.

Semi-automatic control – модель автоматизированной системы штурвального управления. Реализует алгоритмы автоматизированной системы штурвального управления

Fuel – модель топливной системы.

Trim – модель балансировки.

ЕОМ – уравнения движения. Модель производит вычисления, касающиеся положения объекта в пространстве, его скоростей, перегрузок, а также некоторые параметры, связанные с атмосферой.

Gear – модель шасси.

Environment – модель окружения. Модель Environment формирует параметры окружающей среды:

7. профили температуры, давления, модуля и направления ветра;

8. положение и параметры грозových фронтов;
9. тип и уровень турбулентности, сдвига ветра, микропорывов;
10. положение воздушных объектов;
11. силы и направления буксировки со стояночного положения.

Navigation – модель навигационных систем. Моделирует имитаторы навигационных систем объекта объекта.

Visual – модель связи с системой визуализации

Flaps – модель приводов механизации. Рассчитывает положение аэродинамических поверхностей объекта.

Data base – база данных.

Служебные функции:

12. Init() – функция инициализации, вызывается перед первым шагом. В этой функции происходит чтение служебных файлов;
13. Update() – исполняемая функция модели, вызываемая на каждом шаге;
14. inBox() – функция приема сообщений от других моделей;
15. outBox() – функция отправки сообщений моделям.

На рисунке П2.5 показана схема классов составных агрегатов (FuelPump, OilPump, TemperatureSensor, OxygenSensor) для класса ENG (двигатель). Класс ENG определяет состояние двигателя по его составным частям.

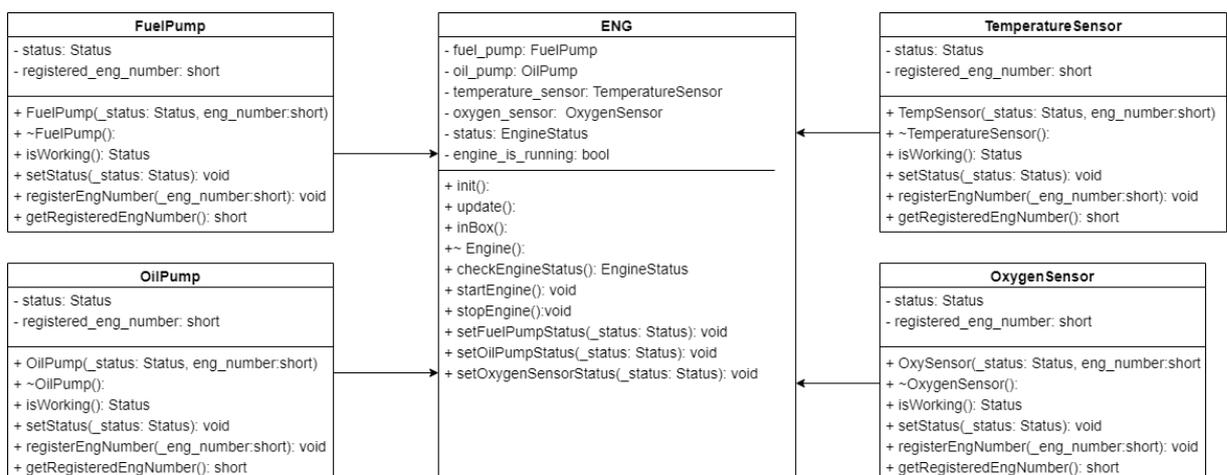


Рисунок П2.5 – Диаграмма классов составных агрегатов класса ENG

ПРИЛОЖЕНИЕ 3 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ САМОЛЕТА КАК ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ

Линейная нестационарная модель движения самолета в общем виде представлена следующим уравнением:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t), t \geq 0, \quad (\text{ПЗ.1})$$

где матрицы A , B – заданные матрицы; x – вектор состояния системы; u – вектор управления; t – время.

Принимая за опорный режим полета прямолинейный горизонтальный полет, исследование продольного и бокового движения возможно проводить изолированно друг от друга. Исходя из этого, для уравнения (ПЗ.1) будем иметь:

- для случая продольного движения:

$$A_n(t) = \begin{bmatrix} -c'_1(t) & -c'_2(t) & -e'_3(t) & 0 & -c'_{10}(t) \\ 1 & -c'_4(t) & -e'_2(t) & 0 & -c'_{10}(t) \\ 0 & -c'_8(t) & -e'_1(t) & 0 & -c'_7(t) \\ 0 & -c'_6(t) & -c'_{11}(t) & 0 & -c'_6(t) \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$X_n^T(t) = [\omega_z(t) \quad \alpha(t) \quad \Delta V(t) \quad \Delta H(t) \quad \vartheta(t)]^T \quad (\text{ПЗ.2})$$

$$B_n^T(t) \begin{bmatrix} -c_3(t) & -c_9(t) & 0 & 0 & 0 \\ -r_3(t) & -r_2(t) & -r_1(t) & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$u_n^T(t) = [\delta_B(t) \quad \delta_{c.r.}(t) \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

Таким образом, уравнение (ПЗ.1) с учетом (ПЗ.2) принимает вид:

$$\dot{\omega}_z = -c'_1(t)\omega_z - c'_2(t)\alpha - e'_3(t)\Delta V - c'_{10}(t)\vartheta - c'_3(t)\delta_B - r_3(t)\delta_{c.r.};$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - c'_4(t)\alpha - e'_2(t)\Delta V - c'_{10}(t)\vartheta - c_9(t)\delta_B - r_2(t)\delta_{c.r.};$$

$$\Delta \dot{V} = c'_8(t)\alpha - e'_1(t)\Delta V - c'_7(t)\vartheta - r_1(t)\delta_{c.r.};$$

$$\Delta \dot{H} = -c'_6(t)\alpha + c'_{11}(t)\Delta V - c'_6(t)\vartheta;$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_z,$$

где:

$$\begin{aligned}
c'_1(t) &= c_1(t) + c_5(t); \\
c'_2(t) &= c_2(t) + c_4(t)c_5(t); \\
c'_{10}(t) &= c_5(t)c_{10}(t); \\
e'_3(t) &= c_3(t) + c_5(t)c_2(t);
\end{aligned}$$

- для бокового движения:

$$A_6(t) = \begin{bmatrix} -b_1(t) & -a_6(t) & -b_2(t) & 0 & 0 \\ -b_6(t) & -a_1(t) & -a_2(t) & 0 & 0 \\ b_7(t) & a_8(t) & -a_4(t) & b_4(t) & 0 \\ 1 & -a_9(t) & 0 & b_8(t) & 0 \\ 0 & a_{10}(t) & 0 & -b_9(t) & 0 \end{bmatrix}$$

$$X_6^T(t) = [\omega_x(t) \quad \omega_y(t) \quad \beta(t) \quad \gamma(t) \quad \psi(t)]^T \quad (\text{П3.3})$$

$$B_6^T(t) \begin{bmatrix} -\alpha_5(t) & -\alpha_3(t) & -a_7 & 0 & 0 \\ -b_3(t) & -b_5(t) & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$u_n^T(t) = [\delta_H(t) \quad \delta_3(t) \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

Таким образом, уравнение (П3.1) с учетом (П3.3) принимает вид:

$$\begin{aligned}
\dot{\omega}_x &= -b_1(t)\omega_x - a_6(t)\omega_y - b_2(t)\beta - \alpha_5(t)\delta_H - b_3(t)\delta_3; \\
\dot{\omega}_y &= -b_6(t)\omega_x - a_1(t)\omega_y - a_2(t)\beta - \alpha_3(t)\delta_H - b_5(t)\delta_3; \\
\dot{\beta} &= b_7(t)\omega_x + a_8(t)\omega_y - a_4(t)\beta + b_4\gamma + a_7(t)\delta_H; \\
\dot{\gamma} &= \omega_x - a_9(t)\omega_y + b_8(t)\gamma; \\
\dot{\psi} &= a_{10}(t)\omega_y - b_9(t)\gamma
\end{aligned} \quad (\text{П3.4})$$

Два последних уравнения системы (П3.4) представляют собой упрощенные обратные кинематические уравнения Эйлера:

$$\begin{aligned}
\dot{\gamma} &= \omega_x - \tan \vartheta \cos \gamma \omega_y - \omega_z \tan \vartheta \sin \gamma; \\
\dot{\psi} &= \sec \vartheta \cos \gamma \omega_y - \omega_z \sec \vartheta \sin \gamma,
\end{aligned}$$

где $\alpha_9 = \tan \vartheta \cos \gamma$; $\alpha_{10} = \sec \vartheta \cos \gamma$; $b_8 = \omega_z \tan \vartheta$; $b_9 = \omega_z \sec \vartheta$.

В большинстве случаев движения самолета коэффициенты $A(t)$ и $B(t)$ являются гладкими функциями времени с относительно малыми скоростями изменения. Это позволяет использовать метод «замороженных

коэффициентов», что приводит к линейной стационарной модели движения самолета:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) - Bu(t), t \geq 0.$$

Система дифференциальных уравнений в форме Лапласа для продольного движения самолета будет иметь вид:

$$\begin{cases} (s + c_1)\omega_z + (c_5s + c_2)\alpha + e_3\Delta V + c_3\delta_B = 0 \\ -\omega_z + (s + c_4)\alpha + e_2\Delta V + c_9\delta_B = 0 \\ c_8a + (s + e_1)\Delta V + c_7\vartheta = 0 \\ c_6a - c_{11}\Delta V + c_6\vartheta + s\Delta H = 0 \\ -\omega_z + s\vartheta = 0 \end{cases} \quad (\text{П3.5})$$

В системе уравнений (П3.5) s – комплексная переменная Лапласа, $\omega_z = \omega_z(s)$, $a = a(s)$, $\vartheta = \vartheta(s)$, $\delta_B = \delta_B(s)$, $\Delta V = \Delta V(s)$, $\Delta H = \Delta H(s)$ – лапласовы изображения переменных.

$$\begin{cases} (s + b_1)\omega_x + a_6\omega_y + b_2\beta + a_5\delta_H + b_3\delta_3 = 0 \\ b_6\omega_x + (s + a_1)\omega_y + a_2\beta + a_3\delta_H + b_5\delta_3 = 0 \\ -b_7\omega_x - a_8\omega_y + (s + a_4)\beta - b_4\gamma + a_7\delta_H = 0 \\ -\omega_x - a_9\omega_y + (s - b_8)\gamma = 0 \\ -a_{10}\omega_y + b_9\gamma + s\psi = 0 \end{cases} \quad (\text{П3.6})$$

В системе уравнений (П3.6) s – комплексная переменная Лапласа, $\omega_x = \omega_x(s)$, $\omega_y = \omega_y(s)$, $\beta = \beta(s)$, $\gamma = \gamma(s)$, $\delta_3 = \delta_3(s)$, $\delta_H = \delta_H(s)$ – лапласовы изображения переменных.

Передаточные функции звеньев гипотетического самолета в продольном, короткопериодическом движении уравнений (П3.5) без учета влияния малого коэффициента c_9 :

$$\begin{aligned} W_{\omega(\delta_B)}(s) &= \frac{\omega_z(s)}{\delta_B(s)} = \frac{K_c(T_v s + 1)}{T_a^2 s^2 + 2\varepsilon_a T_a s + 1}; \\ W_{a\delta_B}(s) &= \frac{a(s)}{\delta_B(s)} = \frac{K_c(T_v s + 1)}{(T_a^2 s^2 + 2\varepsilon_a T_a s + 1)(s + \frac{1}{T_v})} = \frac{K_c T_v}{T_a^2 s^2 + 2\varepsilon_a T_a s + 1}; \\ W_{\vartheta(\omega_z)}(s) &= \frac{\vartheta(s)}{\omega_z(s)} = \frac{1}{s}; \\ W_{H(\vartheta)}(s) &= \frac{1}{s}. \end{aligned} \quad (\text{П3.6})$$

Используя аэродинамические характеристики самолета ТУ-214 получим коэффициенты уравнений продольного короткопериодического движения гипотетического самолета с улучшенными характеристиками.

Плотность воздуха ρ_H , соотношение ρ_H и ρ , температура воздуха t , скорость звука a , ускорение тяжести g изменяются с изменением высоты.

Таблица ПЗ.1

$N_{\text{реж}}$	H(км)	$\rho_H(\text{кг/м}^2)$	ρ_H/ρ	T(K)	a(м/с)	g(м/с ²)
1	1	1,1116	0,9074	281,66	336,44	336,44
2	5	0,7463	0,6013	255,16	319,85	319,85
3	7	0,59	0,4815	242,65	312,3	312,3
4	9	0,4673	0,3815	229,7	316,45	316,45
5	10	0,4135	0,3374	223,15	300,13	300,13
6	11,5	0,3575	0,2487	214,45	297,15	297,15

Выбранные параметры движения представлены в таблице ПЗ.2:

Таблица ПЗ.2

$N_{\text{реж}}$	$V_c(\text{км/ч})$	$V_{\text{приб}}(\text{км/ч})$	$V_y(\text{м/с})$	a°	c_x
1	577,5	550	17	14	0,111
2	690,3	550	12,5	12,3	0,09
3	720,4	500	-37,7	10,6	0,08
4	890,6	550	7,7	6,9	0,062
5	860,5	500	-45	7	0,062
6	865,2	461	0	6,9	0,062

Коэффициенты уравнений продольного короткопериодического движения для выбранных режимов представлены в таблице ПЗ.3:

Таблица ПЗ.3

$N_{\text{реж}}$	c_1	c_2	c_3	c_4	c_5	c_6	c_9
1	0,21	0,67	0,38	0,46	0,059	2,78	0,17
2	0,19	0,77	0,38	0,5	0,063	3,53	0,14
3	0,2	0,87	0,45	0,58	0,069	3,43	0,14
4	0,15	0,97	0,35	0,59	0,051	4,31	0,12
5	0,13	0,95	0,35	0,66	0,045	4,57	0,11
6	0,14	0,87	0,45	0,58	0,069	3,43	0,14

Коэффициенты уравнений бокового короткопериодического движения для выбранных режимов представлены в таблицах ПЗ.4-ПЗ.5:

Таблица ПЗ.4

$N_{\text{реж}}$	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	a_7	a_8	a_9	a_{10}
1	0,35	1,8	1,5	0,21	2,4	0,77	0,05	0,98	0,01	1
2	0,22	0,9	0,83	0,14	1,4	0,55	0,04	0,99	0,04	1
3	0,21	1,17	1,06	0,15	1,7	0,5	0,04	0,97	0,03	1
4	0,18	0,61	0,61	0,11	1,1	0,48	0,03	0,89	0,07	1
5	0,1	0,36	0,35	0,07	0,8	0,39	0,02	0,96	0,14	1
6	0,12	0,25	0,34	0,1	0,79	0,53	0,02	0,95	0,13	1

Таблица ПЗ.5

$N_{\text{реж}}$	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	b_7	b_8	b_9
1	2,4	9,15	3,03	0,05	0,01	0,05	0,07	0	0
2	1,66	5,1	1,67	0,05	-0,01	-0,01	0,1	0	0
3	1,7	6,6	2,15	0,05	-0,005	0,003	0,09	0	0
4	1,3	3,8	1,2	0,06	-0,02	-0,003	0,11	0	0
5	0,47	2,3	0,63	0,05	-0,02	-0,05	0,2	0	0
6	0,87	2,25	0,68	0,07	-0,03	-0,07	0,23	0	0

ПРИЛОЖЕНИЕ 4 АКТЫ О ВНЕДРЕНИИ РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ

ПАО «Корпорация «Иркут»
Ленинградский проспект, д. 68
Москва, 125315, Россия
Телефон: +7 (495) 777-21-01
Факс: +7 (495) 221-36-39



ОГРН 1023801428111
ИНН 3807002509, КПП 997450001
ОКПО 07504910
office@irkut.com
www.irkut.com

Публичное акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Иркут»

№ _____
На № _____ от _____

В Диссертационный совет
24.2.327.03

125993, Москва, А-80, ГСП-3,
Волоколамское шоссе, д. 4

Акт

о внедрении результатов диссертационной работы Митрофанова С.Ю.

Мы, нижеподписавшиеся, комиссия в составе председателя комиссии – начальник Отделения разработки систем обучения КБ Инженерного центра Алымов В.Н., членов комиссии: начальник Отдела технических средств обучения КБ Инженерного центра Яковышенко О.В., начальник Отдела сопровождения разработки и эксплуатации АТ и ТСО КБ Инженерного центра Артемов А.Д. составили настоящий акт о том, что материалы диссертационной работы инженера-конструктора 3-ей категории Отдела авиационных тренажеров КБ Инженерного центра ПАО «Научно-производственная корпорация «Иркут» Митрофанова Сергея Юрьевича на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.3.1 «Системный анализ, управление и обработка информации, статистика» (технические науки) представленные:

- системно обоснованным комплексом требований к тренажным устройствам имитации полета (ТУИП);
- базовой аппаратной структурой ТУИП;
- единым алгоритмическим и программно-математическим обеспечением (ПМО) ТУИП на основе методов распределенного моделирования с модифицированными алгоритмами обмена и распределения данных между ПМО ТУИП;

внедрены в составную часть опытно-конструкторской работы «Разработка, изготовление и поставка комплекса технических средств обучения для подготовки авиационного персонала, эксплуатирующего самолеты семейства МС-21».

Председатель комиссии:

Начальник Отделения разработки систем обучения КБ ИЦ
к.т.н., доцент

В.Н. Алымов

Члены комиссии:

Начальник Отдела технических средств обучения КБ ИЦ
к.т.н., доцент

О.В. Яковышенко

Начальник Отдела сопровождения разработки и
эксплуатации АТ и ТСО КБ ИЦ к.т.н., доцент

А.Д. Артемов

Подписи Алымова В.Н., Яковышенко О.В., Артемова А.Д.
заверяю.

Директор по персоналу и организационному развитию



М.С. Драгунов



АО «РАА «Спецтехника»

ул. 1-я Ямского Поля, д. 17, корп. 12
г. Москва, 125124, тел.: 7 (495) 645-10-11
ОКПО 18033135, ОГРН 1025001418749,
ИНН/КПП 5010008907/501001001
www.raa-st.com

14.09.2022 № 964

на № _____ от _____

В Диссертационный совет
24.2.327.03
125993, Москва, А-80, ГСП-3,
Волоколамское шоссе, д. 4

Акт

**внедрения результатов диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук
Митрофанова Сергея Юрьевича, выполненной на тему: «Алгоритмы обработки информации и управления в тренажерном устройстве имитации полета среднемагистрального самолета»**

Результаты диссертационной работы Митрофанова Сергея Юрьевича «Алгоритмы обработки информации и управления в тренажерном устройстве имитации полета среднемагистрального самолета» по специальности 2.3.1 «Системный анализ, управление и обработка информации (технические науки)», представленные алгоритмическим и программно-математическим обеспечением для тренажерного устройства имитации полета среднемагистрального самолета внедрены и используются для разработки программного обеспечения авиационных тренажеров в АО «РАА «Спецтехника».

Исполнительный директор



С.В.Хонин



ООО «НПФ Системы Комплексных Тренажеров»

125363 г. Москва, ул. Лодочная, д.5, корп.1
тел. (495) 968-90-33, факс.(495) 495-45-93

www.ckt.aero
info@ckt.aero

В Диссертационный совет
24.2.327.03

125993, Москва, А-80, ГСП-3,
Волоколамское шоссе, д. 4

Справка о внедрении

Настоящим подтверждаем, что результаты диссертационной работы Митрофанова Сергея Юрьевича на тему: «Алгоритмы обработки информации и управления в тренажерном устройстве имитации полета среднемагистрального самолета» актуальны, представляют большой научно-практический интерес при разработке программных средств учебного назначения и реализованы в разработанных нашим предприятием тренажерных устройствах имитации полета (ТУИП) для подготовки авиационного персонала, эксплуатирующего перспективные воздушные суда МС-21. В частности, алгоритмическое и программно-математическое обеспечение на основе методов распределенного моделирования с модифицированным методом событийно ориентированной синхронизации обмена данными между компонентами моделирования, включая модифицированный алгоритм контроля распределения данных использованы в программных средствах комплекса ТУИП ВС МС-21.

Главный конструктор

Ефимов О.Е.

Главный специалист отдела математического моделирования и программирования, кандидат технических наук

Дасов А.Н.

Подписи Ефимова О.Е., Дасова А.Н. заверяю

Заместитель генерального директора
ООО «НПФ Системы Комплексных Тренажеров»



Трубецкой А.Б.