

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

На правах рукописи



Терехов Роман Игоревич

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К УПРАВЛЯЕМОСТИ ПАССАЖИРСКИХ
САМОЛЁТОВ ПРИ ОТКАЗАХ В СИЛОВОЙ ЧАСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Специальность 2.5.16.
Динамика, баллистика, управление движением летательных
аппаратов

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель –
кандидат технических наук, доцент
Ю.Ф. Шелюхин

г. Жуковский
2025 г.

Оглавление

Введение.....	5
1 Формирование требований к структурному построению силовой системы управления перспективных пассажирских самолётов	16
1.1 Системный подход к порядку проектирования систем управления самолётов для обеспечения сертификационных требований безопасности.....	16
1.2 Требования отечественных и зарубежных норм лётной годности к системам управления в части обеспечения безопасности полётов.....	18
1.3 Требования к характеристикам управляемости самолёта в отказных ситуациях	23
1.4 Анализ технических решений структурного построения систем управления современных отечественных и зарубежных самолётов	27
1.4.1 Общий подход к структурному построению силовой части системы управления	29
1.4.2 Последствия отказа одного энергоканала	34
1.4.3 Последствия отказа двух энергоканалов	34
1.4.4 Последствия отказа всех двигателей.....	35
1.4.5 Влияние отказа энергоканалов на посадочную дистанцию	37
Выводы к Главе 1	40
2 Разработка математических моделей для исследования последствий отказных ситуаций в силовой системе управления.....	42
2.1 Математическая модель аэродинамических характеристик самолёта	43
2.2 Математическая модель силовой установки.....	49
2.3 Математическая модель шасси.....	52
2.4 Математическая модель шарнирных моментов органов управления	55
2.5 Математическая модель электрогидравлического рулевого привода	56
2.6 Математическая модель элементов гидросистемы	61
Выводы к Главе 2	64
3 Методика формирования структурного построения силовой системы управления для обеспечения требований безопасности полёта	65
3.1 Определение концепции построения силовой системы управления перспективного магистрального самолёта	65
3.2 Требования к управляемости и маневренности при отказе одной ГС	68
3.3 Требования к безопасному завершению полёта при отказе двух ГС	73
3.3.1 Продольное управление при отказе двух ГС	73

3.3.2 Поперечное управление при отказе двух ГС	75
3.3.3 Путевое управление при отказе двух ГС	77
3.4 Обеспечение максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей	78
3.5 Посадочные характеристики самолёта при отказе двух ГС	81
3.6 Описание методики формирования структурного построения силовой системы управления для обеспечения требований безопасности полёта	90
3.6.1 Критерии оценки управляемости и посадочных характеристик самолёта	90
3.6.2 Формирование матриц отказных ситуаций	97
3.6.3 Постановка задачи оптимизации	100
3.6.4 Метод суррогатной оптимизации	102
3.6.5 Расчёт критериальных параметров для матриц отказных состояний и выбор оптимального распределения гидропитания по потребителям	107
Выводы к Главе 3	111
4 Формирование требований и разработка структуры силовой системы управления самолёта транспортной категории с аварийным дистанционным сервоуправлением	112
4.1 Понятие сервоуправления	112
4.2 Структура ЭДСУ с аварийным сервоуправлением	115
4.3 Задача инвариантности законов управления при последовательном соединении органов управления	117
4.4 Математическая модель движения рулевой поверхности	122
4.4.1 Расчёт шарнирных моментов	124
4.4.2 Расчёт сил трения и демпфирования от ЭГРП	125
4.4.3 Расчёт сил аэродинамического демпфирования	126
4.4.4 Реализация модели движения рулевой поверхности и сервопривода в среде MATLAB/Simulink	128
4.5 Обеспечение безопасного перехода с основного управления на аварийное сервоуправление	130
4.6 Расчётные исследования особенностей управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления	133
4.6.1 Продольный канал	133
4.6.2 Путевой канал	149
4.6.3 Поперечный канал	154
4.7 Стендовые исследования особенностей аварийного сервоуправления	158

4.7.1 Описание пилотажного стенда ПСПК-102 ЦАГИ.....	158
4.7.2 Реализация математической модели регионального самолёта на стенде ПСПК-102.....	160
4.7.3 Стендовое моделирование захода на посадку в режиме аварийного сервоуправления.....	161
Выводы к Главе 4	166
Заключение	167
Список сокращений и условных обозначений.....	169
Список литературы	171

Введение

Актуальность темы исследования

Обеспечение безопасности полёта является важнейшей задачей при создании и эксплуатации авиационной техники. Требования безопасности становятся всё более актуальными в настоящее время, с ростом объемов производства летательных аппаратов различного назначения и увеличением интенсивности воздушного движения.

Одной из основных проблем повышения безопасности полётов является вопрос надёжности и отказобезопасности бортовых систем самолёта, что, в свою очередь, определяется их архитектурным построением, уровнем резервирования и надёжности элементов [1]. Отказы в системе управления и взаимодействующих с ней системах (например, гидравлической системы или силовой установки) могут привести к возникновению особых (нештатных) ситуаций в процессе полёта.

При создании современных сложных высокоинтегрированных бортовых систем, к которым относятся, в том числе, системы управления полётом, важную роль играет нормирование процессов их разработки, изготовления и сертификации. По определению из документа Р-4754 [2], сложная система – это система, безопасность работы которой не может быть доказана только путём испытаний. Это объясняется резким увеличением количества функций, выполняемых современными цифровыми системами управления, усложнением их алгоритмов и расширением набора используемой входной информации.

В ситуации, когда невозможно доказать безопасность конечного продукта разработки с помощью только тестирования, акцент деятельности по сертификации переносится на этапы разработки, изготовления и испытаний с целью подтверждения правильности действий на каждом этапе. Данные мероприятия направлены на доказательство обеспечения требований безопасности, содержащихся в действующих нормах лётной годности [3-5].

Как известно, внесение изменений в конструкцию самолёта (а структура ССУ непосредственно связана с конструкцией) значительно усложняется на поздних

стадиях проектирования и сопровождается увеличением финансовых затрат. Исходя из этого, **актуальной темой** становится разработка методики формирования структурного построения системы управления для применения на ранних этапах проектирования, которая позволит обеспечить выполнение нормативных требований к характеристикам управляемости самолёта в отказных ситуациях.

Отказы в силовой системе управления самолёта могут привести к ухудшению посадочных характеристик, включая управляемость самолёта на этапе захода на посадку и увеличение посадочной дистанции [6]. Снижение возможностей торможения самолёта, вызванное отказами воздушных тормозов, систем торможения, реверса двигателей, может привести к выкатыванию самолёта за пределы взлётно-посадочной полосы (ВПП). Для обеспечения безопасного завершения полёта необходимо продемонстрировать, что в ожидаемых условиях эксплуатации при всех отказных ситуациях, за исключением относящихся к категории практически невероятных, самолёт после приземления способен остановиться в пределах ВПП. Данное соответствие должно обеспечиваться достаточным уровнем резервирования систем самолёта, обеспечивающих возможности торможения. Это, в свою очередь, обуславливает необходимость формирования требований к посадочным характеристикам самолёта в отказных ситуациях, соответствие которым должно быть обеспечено на этапе структурного построения бортовых систем самолёта.

Перспективной тенденцией развития ССУ является переход к концепции «более электрического самолёта», предполагающий уменьшение числа гидравлических систем и более широкое использование электрических источников энергии. Так, при построении системы управления самолёта A380 компания-разработчик Airbus осуществила переход от трёх централизованных гидросистем (структура 3Н) на структуру с двумя гидравлическими и двумя электрическими системами (структура 2Н2Е) [7]. Такой подход служит иллюстрацией принципа разнородного резервирования систем, целью которого является повышение безопасности полёта.

Одним из вариантов перспективной структуры системы управления может являться переход на две централизованные гидравлические системы с обеспечением аварийного управления при отказе двух гидросистем за счёт серворулей, установленных на рулевых поверхностях. Отклонение серворуля может обеспечиваться электромеханическим приводом малой размерности и потребной мощности. Предлагаемый вариант силовой части системы управления прорабатывается с учётом методики формирования структурного построения системы управления и обеспечивает требуемый уровень характеристик устойчивости и управляемости самолёта [8].

Степень разработанности темы

Вопросы рационального построения систем управления для обеспечения требуемого уровня безопасности рассматривались в частности:

- в работах ЦАГИ, где под руководством академика Г.С. Бюшгенса была создана научная школа по исследованиям и разработкам в области динамики полёта и систем управления, в том числе по вопросам обеспечения надёжности и отказобезопасности систем управления [9] (Борис Ю.А.), а также по современным концепциям построения силовой части систем управления [10] (Кувшинов В.М.);
- в работах Московского Авиационного Института [11, 12] (А.М. Матвеенко, В.Г. Долгушев),
- в МГТУ им. Баумана [13] (И.С. Шумилов),
- в ряде зарубежных исследований, проводимых в том числе в Мюнхенском техническом институте (Thomas Lampl [14]), Университете Тулузы (Christian Bes [15]) и других.

Целью исследования является разработка подходов к повышению безопасности полётов и сокращению затрат при проектировании систем управления перспективных пассажирских самолётов.

В работе решаются следующие **основные задачи**:

- формирование и обоснование требований к посадочным характеристикам самолёта при отказах в силовой системе управления, разработка вариантов

структурного построения силовой системы управления, обеспечивающих требуемые посадочные характеристики в отказных ситуациях;

- разработка методики формирования структуры силовой системы управления на ранних этапах проектирования, обеспечивающей выполнение требований к характеристикам управляемости и посадочным характеристикам самолёта в отказных ситуациях;

- разработка структуры системы управления в концепции «более электрический самолёт» с аварийным электродистанционным сервоуправлением, проведение расчётных и стендовых исследований особенностей аварийного дистанционного сервоуправления для подтверждения соответствия характеристик управляемости самолёта предъявляемым требованиям.

Объектом исследования является высокоавтоматизированный неманевренный самолёт с ЭДСУ.

В качестве **предмета исследования** в работе рассматриваются характеристики управляемости неманевренного самолёта в отказных ситуациях.

Научная новизна результатов исследований:

- разработана математическая модель самолёта с аварийным электродистанционным контуром управления сервоприводами, учитывающая одновременно особенности динамики сервопривода с учётом нелинейных эффектов трения и демпфирования, и особенности реализации электродистанционного управления сервоприводом;

- разработана методика формирования структурного построения системы управления для обеспечения требуемых характеристик управляемости самолёта при отказах в силовой системе управления;

- разработана структура системы управления перспективного самолёта транспортной категории с двумя гидросистемами и аварийным электродистанционным управлением через сервоприводы на рулевых поверхностях, обоснованы требования к алгоритмической части предлагаемой системы управления.

Теоретическая значимость работы состоит в создании подхода к разработке структурного построения силовой части системы управления самолёта, позволяющего учесть требования к характеристикам управляемости и посадочным характеристикам самолёта в отказных ситуациях на ранних этапах проектирования.

Практическая значимость работы заключается в том, что применение разработанной методики формирования структурного построения системы управления позволит снизить вероятность внесения изменений в конструкцию системы управления самолёта на поздних стадиях проектирования и связанных с этим дополнительных затрат, а также обеспечить выполнение заданных требований к характеристикам самолёта при отказах в силовой системе управления, что в конечном итоге приводит к повышению безопасности полёта. Предлагаемая структура силовой системы управления с двумя гидросистемами и электрическим резервом может быть реализована при разработке перспективного самолёта транспортной категории в соответствии с концепцией «более электрического самолёта».

Методология и методы исследования базируются на компьютерном математическом моделировании как инструменте имитации поведения самолёта и как средство проведения эксперимента в отказных ситуациях, так как экспериментирование на реальном объекте сопряжено со значительной степенью риска и требует больших материальных затрат. Компьютерное математическое моделирование проводилось с использованием языка технических вычислений MATLAB и его сопутствующей системы Simulink для моделирования нелинейных динамических систем. Стендовые исследования проводились на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ. Базисом для исследования являлись такие научные дисциплины как динамика полёта, теория автоматического управления, теоретическая механика, методы целочисленного программирования, методы оптимизации на дискретных множествах.

Положения, выносимые на защиту:

1. Подход к формированию структурного построения системы управления для обеспечения требуемых характеристик управляемости самолёта при отказах в силовой системе управления.

2. Структура силовой части системы управления перспективного самолёта транспортной категории с двумя гидросистемами и аварийным электродистанционным управлением через сервоприводы на рулевых поверхностях.

3. Рекомендации по разработке структуры и выбору параметров алгоритмической части системы управления с аварийным электродистанционным управлением через сервоприводы на рулевых поверхностях.

Достоверность работы подтверждается результатами расчётных и стеновых исследований, вошедших в отчёты по теме отработки комплексной системы управления самолёта МС-21-300 в отказных ситуациях. Математическая модель аварийного контура управления через сервоприводы на рулевых поверхностях перспективного самолёта транспортной категории внедрена в программный комплекс пилотажного стенда ПСПК-102 ЦАГИ и получила положительную оценку лётного состава.

Внедрение результатов работы

Материалы диссертационной работы внедрены в ПАО «Ил», что позволило сократить сроки расчётных исследований по подтверждению соответствия характеристик управляемости самолёта нормативным требованиям при возможных отказах.

Материалы диссертационной работы используются в учебном процессе в Филиале «Стрела» МАИ в качестве составной части курса кафедры С-12.

Апробация результатов работы

Основные результаты диссертации прошли апробацию путём обсуждения на 3 международных и 6 отраслевых конференциях:

1. XIII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (21-25 августа 2023 г., г. Санкт-Петербург, Россия).

2. XIV Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2021) (27 сентября – 02 октября 2021 г., с. Дивноморское, Геленджик, Россия).
3. 15-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика» (14-18 ноября 2016 г., г. Москва, Россия).
4. 17-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика» (19-23 ноября 2018 г., г. Москва, Россия).
5. 15-ая российско-китайская конференция по фундаментальным проблемам аэrodинамики, динамики полёта, прочности и безопасности полёта (17-18 июля 2017 г., г. Жуковский, Россия).
6. XXIV Научно-техническая конференция по аэrodинамике (28 февраля - 1 марта 2013г., пос. Володарского, Россия).
7. XXV Научно-техническая конференция по аэrodинамике (27-28 февраля 2014г., пос. Володарского, Россия).
8. XXIX Научно-техническая конференция по аэrodинамике (1-2 марта 2018г., д. Богданыха, Россия).
9. XXXII Научно-техническая конференция по аэrodинамике (28-29 октября 2021г., Парк-отель «Яхонты», Россия).

Публикации

Результаты по теме диссертации опубликованы в 13 научных изданиях, из которых 4 – опубликованы в рецензируемых научных изданиях Перечня ВАК РФ.

1. Терехов Р.И. Оценка параметров аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом с учётом нелинейных особенностей динамики органов управления. Вестник Московского авиационного института. Т. 29. № 1. 2022.
2. Терехов Р.И. Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом в продольном канале. Журнал «Труды МАИ». №96. 2017 г.
3. Баженов С.Г., Дементьев А.А., Диценко Ю.И., Лазурин Г.А., Терехов Р.И. Обеспечение инвариантности и расширение набора функций комплексной системы

управления самолетом транспортной категории в случае многомерного управления // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. LV №3. 2024. С. 59–75.

4. Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Синтез алгоритмов системы дистанционного управления самолетом с аварийным сервоуправлением // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. LV №4. 2024. С. 35–48.

5. Терехов Р.И. Оценка необходимой степени автоматизации аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом. Материалы XIV Всероссийской мультиконференции по проблемам управления (МКПУ-2021). 2021. С. 156–157.

6. Брагазин В.Ф., Терехов Р.И. Оценка влияния отказов гидросистем перспективного магистрального самолёта на посадочную дистанцию. 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Сборник тезисов. Типография «Люксор». 2016. С. 78–79.

7. Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом. Тезисы 17-й Международной конференции «Авиация и космонавтика». Типография «Люксор». 2018. С. 52–53.

8. Терехов Р.И. Построение структуры силовой части системы управления магистрального самолёта для обеспечения максимальной дальности планирования при отказе двигателей. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 182.

9. Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Особенности аварийного дистанционного сервоуправления самолётом транспортной категории. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 183.

10. Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Оценка параметров форсирующих префильтров на управляющие сигналы лётчика при аварийном дистанционном сервоуправлении. Материалы XXXII Научно-технической конференции по

аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2021. С. 93.

11. Брагазин В.Ф., Козяйчев А.Н., Терехов Р.И. Исследование особенностей движения самолёта МС-21 по скользкой ВПП. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 69.

12. Ольдаев Е.В., Терехов Р.И. Расчётные исследования устойчивости и управляемости перспективного магистрального самолёта с КСУ при отказе всех двигателей. XXIV Научно-техническая конференция по аэродинамике. Материалы конференции. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2013. С. 193.

13. Борисов М.В., Грибовский Д.Н., Ольдаев Е.В., Терехов Р.И. Стендовые исследования устойчивости и управляемости перспективного магистрального самолёта с КСУ при отказах гидросистем. Материалы XXV Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2014. С. 69.

По теме диссертации получен **патент на изобретение**:

1. Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф., Диденко Ю.И., Глубокая М.Г., Козяйчев А.Н. Система дистанционного управления региональным самолётом. Патент на изобретение №2795074. 28 апреля 2023 г.

Личный вклад

Все результаты, представленные в диссертации, получены автором лично или при его непосредственном участии. При непосредственном участии автора проведены экспериментальные исследования характеристик управляемости перспективного пассажирского самолета при отказах в силовой части системы управления, на основании которых автором лично разработана методика формирования структурного построения силовой части системы управления, обеспечивающая выполнение требований безопасности полета. Автором разработана инновационная структура силовой системы управления регионального самолёта транспортной категории в концепции «более электрического самолёта» с

двумя централизованными гидросистемами и использованием аварийного дистанционного сервоуправления. Автором выполнен широкий спектр расчетных исследований по обоснованию структуры и выбору параметров алгоритмической части контура аварийного сервоуправления для обеспечения возможности безопасного завершения полета. При непосредственном участии автора и в соответствии с разработанной автором методикой проведены экспериментальные исследования на пилотажном стенде с участием летного состава по подтверждению правильности результатов расчетных исследований.

Область исследования соответствует следующим пунктам паспорта специальности 2.5.16 «Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов»:

- пункт 1 «Разработка и совершенствование математических моделей, используемых для описания движения и управления летательным аппаратом на различных режимах полета»;
- пункт 3 «Определение требований к характеристикам устойчивости и управляемости жестких и упругих ЛА. Разработка методов их обеспечения»;
- пункт 9 «Разработка алгоритмов управления высокоавтоматизированных ЛА, повышающих безопасность полета, точность управления различных летательных аппаратов, а также обеспечивающих улучшение летно-технических характеристик средствами автоматизации»;
- пункт 10 «Исследование и разработка методов синтеза законов управления движением ЛА в условиях разнообразных неопределенностей, порожденных неполным и неточным знанием свойств объекта управления и условий, в которых он функционирует, а также возможными отказами оборудования и повреждениями конструкции ЛА».

Структура и содержание исследований

Диссертация состоит из введения, четырёх глав, и заключения. Объём работы составляет 178 страниц, в том числе 68 рисунков. Список литературы содержит 74 наименования.

В первой главе проведен анализ действующих нормативных документов и рекомендательных циркуляров по определению характеристик управляемости самолёта в отказных ситуациях. Выделены проблемы определения требований к характеристикам самолёта в отказных ситуациях. Проведен анализ структурного построения силовой системы управления современных пассажирских самолётов, показаны сходства и различия технических решений, применяемых отечественными и зарубежными разработчиками авиационной техники для обеспечения соответствия требованиям норм лётной годности.

Во второй главе описаны математические модели самолёта, силовой установки, шасси, рулевых приводов и элементов гидравлических систем, разработанные для исследований последствий отказов в силовой части системы управления. Перечислены необходимые доработки математической модели самолёта с системой управления для проведения расчётных и стендовых исследований отказных ситуаций.

В третьей главе сформирована методика структурного построения силовой части системы управления, позволяющая обеспечить выполнение требований к характеристикам управляемости самолёта в отказных ситуациях на ранних этапах проектирования. Приведены результаты расчётных исследований, иллюстрирующих применение разработанной методики на примере перспективного магистрального самолёта.

В четвёртой главе приведено описание структуры силовой части системы управления, разработанной в соответствии с концепцией «более электрического самолёта», с двумя гидравлическими системами и аварийным дистанционным управлением через сервоприводы на рулевых поверхностях. Сформированы требования к исполнительной части системы управления для реализации предлагаемой структуры. Приведены результаты расчётных и стендовых исследований характеристик управляемости самолёта с предлагаемой структурой при аварийном управлении. Приведена лётная оценка пилотажных характеристик самолёта при аварийном управлении, подтверждающая соответствие заданным требованиям.

1 Формирование требований к структурному построению силовой системы управления перспективных пассажирских самолётов

1.1 Системный подход к порядку проектирования систем управления самолётов для обеспечения сертификационных требований безопасности

При создании современных сложных высокointегрированных бортовых систем, к которым относятся, в том числе, системы управления полётом, важную роль играет нормирование процессов их разработки, изготовления и сертификации. Порядок проектирования системы, обеспечивающий основу для выполнения сертификационных требований, подробно излагается в следующих материалах:

– разработанном в SAE (Society of Automotive Engineers) руководстве Aerospace Recommended Practice «Certification Considerations For Highly-Integrated Or Complex Aircraft Systems» – SAE ARP4754 [16] и его обновленной редакции SAE ARP4754A [17];

– российском аналоге руководства SAE ARP4754, разработанным рабочей группой Авиационного регистра МАК «Руководство по процессам сертификации высокointегрированных сложных бортовых систем воздушных судов гражданской авиации» Р4754 [2].

На рисунке 1.1 показана V-модель разработки самолётных систем в соответствии с требованиями ARP4754A [17]. Процесс разработки начинается с идентификации функций ВС и требований к ВС, связанных с этими функциями. Требования к ВС затем должны быть отнесены к системам ВС. Следующим этапом на уровне систем является разработка архитектуры системы и отнесение системных требований к изделиям.

На каждом этапе проектирования принимаются решения по обеспечению соответствия определённым требованиям. Эти решения приводят к возникновению новых требований для последующих этапов проектирования. Требования, возникающие в процессе разработки, которые нельзя однозначно соотнести с требованиями верхнего уровня, определяются как производные требования.

Производные требования должны быть проанализированы с целью привязки к тем функциям ВС, которые они поддерживают, таким образом, чтобы была возможность классифицировать отказные состояния и провести оценку полноты и корректности этих требований (валидацию).

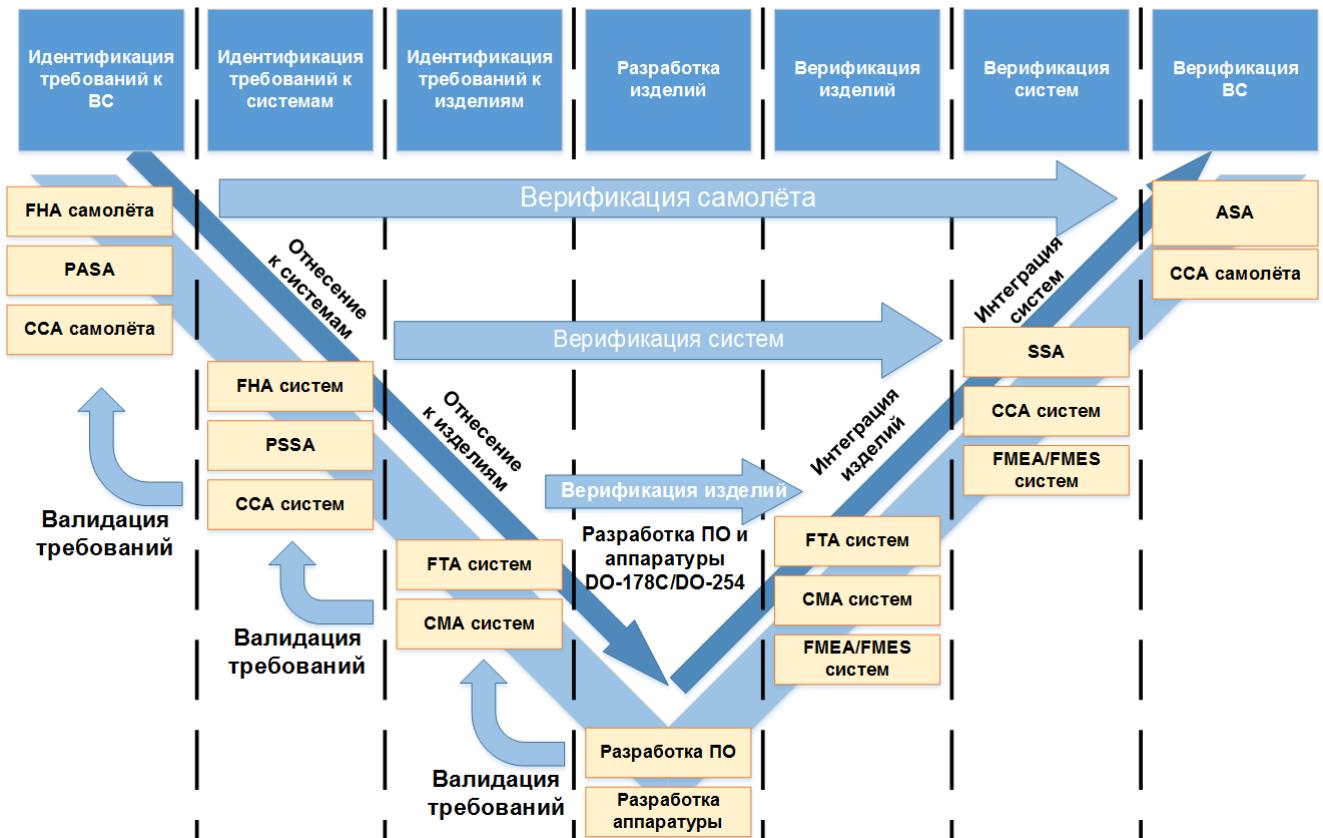


Рисунок 1.1 – V-модель разработки и верификации самолётных систем

На практике проектирование архитектуры системы и распределение требований к изделию между его аппаратной частью и программным обеспечением являются тесно связанными итеративными процессами. С каждым циклом итерации растёт понимание производных требований, а распределение системных требований между аппаратной частью и программным обеспечением изделий становится все более обоснованным. Процесс завершается, когда все требования распределены в рамках выбранной архитектуры.

На рисунке 1.1 видно, что каждый этап разработки и внедрения на любом уровне должен сопровождаться соответствующими процессами анализа отказобезопасности. Процессы оценки безопасности подробно описываются в руководстве SAE ARP4761 [18] и его российском варианте Р4761 [19].

На каждом этапе разработки требуется проведение валидации требований, отнесённых к текущему уровню разработки. Валидацией называется определение того, что требования к продукту являются достаточно правильными и корректными [2]. Иными словами, процесс валидации подтверждает, что в процессе разработки создается правильный продукт (самолёт/система/изделие).

1.2 Требования отечественных и зарубежных норм лётной годности к системам управления в части обеспечения безопасности полётов

К современным пассажирским самолётам предъявляются очень высокие требования в части обеспечения безопасности полётов. Применительно к самолётам транспортной категории, данные требования содержатся в отечественных и зарубежных нормативных документах:

- Часть 25 Авиационных правил АП-25 [3] в России;
- Federal Aviation Regulations Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category [4] в США;
- EASA Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25 [5] в Европе.

Требования норм лётной годности к системам управления в части сохранения управляемости самолёта и обеспечения безопасности полёта главным образом содержатся в пунктах 25.671, 25.672 и 25.1309 АП-25 [3]. Аналогичные требования приведены и в зарубежных нормах лётной годности FAR-25 и CS-25.

Взаимосвязь между требованиями раздела В «Полёт» к устойчивости и управляемости самолёта и требованиями к системе управления отдельно отмечается в пункте 25.21(е) АП-25:

«Если соответствие требованиям к летным характеристикам самолета зависит от системы улучшения устойчивости самолета или от любого другого автоматического устройства или устройства с силовым приводом, должно быть доказано соответствие параграфам 25.671 и 25.672» [3].

В пункте 25.671(с) АП-25 устанавливается требование к сохранению управляемости самолёта при отказах в системе управления или взаимодействующих с ней системах. Пункт 25.671(д) АП-25 отдельно предписывает необходимость сохранения управляемости самолёта в случае отказа всех двигателей.

В соответствии с пунктом 25.671(с), расчётные исследования являются приемлемым методом подтверждения соответствия вышеуказанным требованиям. В пункте 25.671(д) АП-25 также прямо указывается, что расчётные исследования могут быть использованы для подтверждения соответствия. Однако в рассматриваемых требованиях отсутствуют какие-либо численные критерии, определяющие понятие безопасного продолжения и завершения полёта и степень допустимого ухудшения характеристик управляемости после отказа.

Оценка возможности безопасного продолжения и завершения полёта может быть получена в ходе стендовых исследований с участием лётного состава. При этом нужно учитывать, что многообразие требуемых к рассмотрению отказных ситуаций в сочетании со всеми возможными режимами полёта и конфигурациями самолёта обуславливает очень обширный перечень расчётных случаев, который затруднительно полностью проверить в стендовых испытаниях.

Важно отметить, что в последней редакции пункта 25.671(д) CS-25 появилось требование к возможности остановки самолёта при пробеге. Ранее требования сводились лишь к сохранению управляемости самолёта в воздухе.

Пункт 25.672(с) АП-25 содержит следующее требование к характеристикам устойчивости и управляемости после единичного отказа:

«Если функционирование систем улучшения устойчивости или других автоматических систем и бустерного управления необходимо для показа

соответствия требованиям к летным характеристикам настоящих Норм, то такие системы должны удовлетворять требованиям 25.671 и следующим:

...

(c) Следует показать, что после любого единичного отказа системы улучшения устойчивости или любой другой автоматической или в бустерной системе:

(1) Самолет безопасно управляемся, если отказ или неисправность происходит на любой скорости или высоте в пределах установленных эксплуатационных ограничений, которые являются критичными для рассматриваемого отказа.

(2) Требования к управляемости и маневренности удовлетворяются в пределах эксплуатационных режимов (например, скорости, высоты, нормальных перегрузок и конфигураций самолета), которые оговорены в ЛР самолета; и

(3) Характеристики балансировки, устойчивости и сваливания не ухудшаются более тех пределов, которые гарантируют безопасное продолжение полета и посадку».

В данном пункте более четко указывается, какие именно требования должны быть проверены в отказной ситуации, поскольку одноименные подразделы «Управляемость и маневренность», «Балансировка», «Устойчивость» и «Сваливание» входят в состав раздела В «Полёт» АП-25. Однако так же отсутствуют какие-либо численные критерии, позволяющие определить допустимую степень ухудшения характеристик устойчивости и управляемости для безопасного продолжения и завершения полёта.

Система управления полётом самолёта должна также удовлетворять требованиям п. 25.1309 АП-25. В данном пункте, кроме прочего, устанавливается связь между требованиями к системе управления и требованиями к характеристикам устойчивости и управляемости раздела В «Полёт» АП-25 для случаев, когда соответствие данным требованиям зависит от работоспособности системы управления.

В АП-25 также содержится раздел А-0 «Общие требования летной годности самолёта при отказах функциональных систем», который дополняет требования пункта 25.1309(b) и относится ко всем функциональным системам самолёта, в том числе к системам управления полётом. Данный раздел содержит требования к вероятностям возникновения особых ситуаций и описание приемлемых методов подтверждения соответствия требованиям раздела А-0 и пункта 25.1309(b). В частности, указывается, что оценка влияния отказов на безопасность полёта должна проводиться для каждой системы и во взаимосвязи с другими системами и, при необходимости, подкрепляться наземными и/или лётными испытаниями, испытаниями на пилотажном стенде, расчётами или моделированием.

Проведение расчётных исследований и моделирования позволяет обеспечить подтверждение соответствия рассмотренным выше требованиям в широком диапазоне режимов полёта и конфигураций самолёта, однако затрудняется отсутствием численных критериев, позволяющих определить степень допустимого ухудшения управляемости самолёта.

Предложения по определению уровней допустимого ухудшения характеристик самолёта в отказных ситуациях встречаются в отечественных научных работах, выполненных, к примеру, в Московском Авиационном Институте [11]. Основным затруднением при этом является необходимость предварительной валидации предлагаемых численных критериев для использования в качестве подтверждения соответствия нормативным требованиям при сертификации.

В России для определения соответствия характеристик самолёта требованиям норм лётной годности существует практика составления МОС – методик определения соответствия. В настоящее время такие методики составляются для каждого конкретного самолёта и обычно являются материалом для служебного пользования. Требования соответствия при этом должны быть согласованы с сертифицирующими органами для последующего использования в качестве зачётных материалов.

На официальном сайте Авиационного регистра МАК [20] присутствует перечень руководств и рекомендательных циркуляров по подтверждению соответствия некоторым пунктам требований АП-25. В частности, выпущен рекомендательный циркуляр РЦ-25.1309 [21], содержащий ряд пояснений по применяемым методам анализа отказобезопасности систем.

Федеральными авиационными властями США (FAA) выпущен рекомендательный циркуляр AC25-7D “Flight Test Guide For Certification Of Transport Category Airplanes” [22], который содержит рекомендации к подтверждению соответствия характеристик самолёта транспортной категории требованиям норм лётной годности FAR-25 в ходе лётных испытаний. Хотя, как указывается, данные рекомендации не являются обязательными, они являются приемлемым методом определения соответствия требованиям FAR-25, будучи основанными на опыте FAA и производителей авиатехники.

Циркуляр AC 25-7D содержит Приложение Е “FAA Handling Qualities Rating Method (HQRM)”, в котором описывается систематический подход определения требований к минимальному уровню управляемости с учётом особенностей современных ЭДСУ, а также внешних атмосферных воздействий, области режимов полёта, задач пилотирования и вероятности отказной ситуации.

Европейское агентство авиационной безопасности одновременно с регулярным обновлением своей версии норм лётной годности CS-25 выпускает и руководство по определению соответствия данным нормам AMC CS-25 [5]. В данном руководстве содержатся в том числе и численные требования к характеристикам управляемости самолёта, при которых обеспечивается безопасное продолжение и завершение полёта.

Большой набор рекомендаций и численных требований к характеристикам устойчивости и управляемости самолётов содержится в стандартах MIL-F-8785C [23] и более новой версии MIL-STD-1797A [24], выпущенных Министерством обороны США. Стоит сразу отметить, что многие из приведенных требований относятся к маневренным самолётам, и их применимость для самолётов транспортной категории должна быть предварительно обоснована.

Таким образом, на основании упомянутых выше положений отечественных и зарубежных норм лётной годности, рекомендательных циркуляров и методов определения соответствия могут быть сформированы требования к допустимому уровню ухудшения характеристик управляемости самолёта в отказных ситуациях для применения в ходе расчётных исследований по подтверждению соответствия положениям норм лётной годности. Данные требования, в соответствии с определениями ARP4754/P4754, могут быть отнесены к производным требованиям, возникающим в процессе определения архитектуры системы управления.

1.3 Требования к характеристикам управляемости самолёта в отказных ситуациях

В руководстве АМС CS-25 [5] в разделе по определению соответствия требованиям пункта 25.671(с) приводятся численные критерии, определяющие допустимый уровень ухудшения характеристик управляемости для сохранения возможности безопасного завершения полёта:

«Маневренные возможности для безопасного продолжения и завершения полёта:

Если, при использовании рекомендованных Изготовителем процедур после отказа могут быть выполнены следующие маневры, в общем случае будет считаться, что продолженный безопасный полет и посадка показаны.

- (A) Установившийся разворот с креном 30° влево или вправо,
- (B) Перекладка из установившегося разворота с креном 30° на величину 60° с тем, чтобы изменить направление разворота, за время не более чем 11 секунд (в этом маневре, руль направления может использоваться в степени, необходимой для минимизации скольжения, и маневр может не заканчиваться установлением),
- (C) Маневр на пикирование до $0,8g$, и маневр на кабрирование до $1,3g$,

(D) Посадочное выравнивание без крена в условиях бокового ветра под 90° величиной до 18,5 км/ч (10 узлов) (ветер, измеренный на высоте 10 метров над поверхностью земли),

(E) Самолёт остается в пределах ВПП на этапе послепосадочного пробега вплоть до полной остановки».

Данные требования совпадают (за исключением требования Е) с содержащимися в рекомендательном циркуляре AC/AMJ 25.671 “Control Systems – General” [25], выпущенном Федеральными авиационными властями США (FAA) и содержащем рекомендации к подтверждению соответствия самолёта с системой управления требованиям пункта FAR-25.671.

Использование данных численных критериев позволяет автоматизировать проведение расчётных исследований и моделирования в широком диапазоне режимов полёта и конфигураций самолёта для подтверждения соответствия требованиям норм лётной годности.

Очевидно, что для безопасного продолжения и завершения полёта, а также демонстрации соответствия маневренных возможностей самолёта рассмотренным выше требованиям, необходимо обеспечить возможность продольной, поперечной и путевой балансировки самолёта во всей основной области режимов полёта на режимах:

- установившегося горизонтального полёта;
- установившегося разворота с креном 30° влево или вправо.

В соответствии с требованиями раздела А-0 АП-25, «*при анализе последствий отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов системы), оценка должна учитывать критичные (определяющие) внешние воздействия (явления) и их вероятность*». В циркуляре AC 25-7D приводятся следующие вероятности возникновения атмосферных возмущений (таблица 1.1):

Таблица 1.1 – Вероятности возникновения атмосферных возмущений [22]

Уровень атмосферных возмущений	Вероятность возникновения (в пределах области режимов полёта) $P_{\text{атм}}$
Слабый – слабая турбулентность; – боковой ветер до 10 узлов (5,2 м/с)	1
Умеренный – умеренная турбулентность; – боковой ветер до 25 узлов (13 м/с)	10^{-3}
Сильный – сильная турбулентность; – боковой ветер значительно превышает минимально необходимые значения, демонстрируемые для безопасного взлёта и посадки	10^{-5}

Данные вероятности могут быть использованы при определении суммарной вероятности возникновения отказной ситуации в условиях атмосферной турбулентности следующим образом:

$$P_{\Sigma} = P_{\text{отк}} * P_{\text{атм.}}$$

В соответствии с требованиями норм лётной годности, если суммарная вероятность возникновения отказной ситуации составляет $P_{\Sigma} < 10^{-9}$, то данное сочетание отказной ситуации и уровня атмосферных возмущений представляет собой практически невероятное событие и исключается из дальнейшего рассмотрения.

В настоящей работе далее будут рассматриваться последствия отказов энергетических каналов системы управления, в частности – гидросистем. Наиболее критичным типом отказа гидросистемы является разгерметизация, поскольку это

приводит к потере гидропитания всех потребителей данной гидросистемы, за исключением тех случаев, когда на определённых участках гидросистемы устанавливаются обратные клапаны и гидроаккумуляторы (например, таким образом может быть обеспечено резервирование системы торможения колёс).

Вероятность отказа гидросистемы для каждого конкретного самолёта устанавливается в ходе анализа отказобезопасности. В настоящей работе в качестве среднего значения на основании опыта исследований отказных ситуаций в ЦАГИ вероятность отказа типа разгерметизация одной гидросистемы на час полёта принимается равным:

$$P_{\text{отк } 1\Gamma C} = 10^{-4}.$$

Вероятность отказа двух независимых гидросистем в таком случае составляет:

$$P_{\text{отк } 2\Gamma C} = 10^{-8}.$$

Численные критерии, определяющие допустимый уровень ухудшения характеристик управляемости для сохранения управляемости при отказе двух двигателей, приводятся в руководстве AMC CS-25 [5] и в рекомендательном циркуляре AC/AMJ 25.671 “Control Systems – General” [25] в разделе по определению соответствия требованиям пункта 25.671(d). Они аналогичны рассмотренным выше требованиям по соответствию пункту 25.671(c). Помимо эксплуатационного диапазона весов и центровок, необходимо рассмотреть минимальный вес самолёта, поскольку отказ двух двигателей может быть вызван закончившимся топливом. Для подтверждения соответствия рассмотренным требованиям может быть использован анализ, моделирование или их сочетание.

Для самолётов с ЭДСУ отдельно отмечается необходимость наличия источников резервного энергопитания (таких как генераторы с питанием от набегающего потока воздуха, аккумуляторы или другие источники), обеспечивающих бесперебойное питание необходимого набора потребителей системы управления. Требуется продемонстрировать способность системы управления сохранять необходимый уровень гидравлического и/или электрического питания в процессе между отказом двигателей и активацией

резервных источников питания. Если резервный источник питания использует энергию набегающего потока воздуха, его эффективность должна быть подтверждена в лётных испытаниях, на скоростях вплоть до минимальной эксплуатационной воздушной скорости, необходимой для захода на посадку и выравнивания.

Допуская, что самолёт способен долететь до подходящей ВПП, должна сохраняться возможность управления и торможения самолёта при пробеге. Под подходящей ВПП подразумевается ВПП, ширина, длина и допустимая нагрузка на которую соответствуют указанным в РЛЭ требованиям для соответствующей аварийной процедуры. При этом не требуется рассматривать сложные метеоусловия (такие, как мокрая или загрязненная ВПП, или попутный ветер) для подтверждения соответствия требованиям к послепосадочному пробегу.

Отдельно отмечается, что, хотя достижение ВПП может оказаться невозможным, самолёт всё равно должен быть способен к выполнению предпосадочного выравнивания. При этом никаких требований к дистанции планирования самолёта в руководящих документах и циркулярах не содержится.

1.4 Анализ технических решений структурного построения систем управления современных отечественных и зарубежных самолётов

Для улучшения характеристик устойчивости и управляемости современных пассажирских самолётов используются системы электродистанционного управления (ЭДСУ). В данных системах отсутствует механическая связь между рычагом управления в кабине пилотов и органами управления (на некоторых самолётах сохранён минимальный механический резерв в качестве аварийного контура управления). Отклонение органов управления осуществляется рулевыми приводами по командам, сформированным в вычислительных блоках системы управления. Принципиальная схема ЭДСУ показана на рисунке 1.2.



Рисунок 1.2 – Принципиальная схема ЭДСУ

Для управления современным пассажирским самолётом с ЭДСУ необходимо на протяжении всего полёта обеспечивать бесперебойную подачу энергии к вычислительной и исполнительной частям системы управления, в том числе в отказных ситуациях.

В качестве рулевых приводов используются следующие технические решения [26]:

- 1) Гидромеханический рулевой привод (ГМРП), в котором управляющим сигналом, определяющим перемещение золотника, является механическое перемещение входного звена (проводки управления), а источником силового питания – гидравлическая система. На современных самолётах ГМРП используются только в системах аварийного механического резерва.
- 2) Электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП), в котором управляющим сигналом является электрический командный сигнал, определяющий положение золотника, а источником силового питания – гидравлическая система. Данный тип привода является наиболее распространённым в СДУ современных самолётов.

- 3) Электрогидростатический рулевой привод (ЭГСП), в котором управляющим сигналом является электрический командный сигнал, а источником силового питания – электрическая система переменного тока, приводящая в действие электромотор. Привод содержит собственный (автономный) резервуар гидравлической жидкости и гидронасос, вращение которого регулируется электромотором. Создаваемое при этом давление гидравлической жидкости из автономного резервуара используется для перемещения выходного звена привода.
- 4) Двухрежимный рулевой привод (ДГРП), в котором управляющим сигналом является электрический командный сигнал и имеются два источника силового питания – гидравлическая система и электрическая система переменного тока. ДГРП представляет собой гибрид ЭГРП и ЭГСП, выполненный в одном корпусе. В основном режиме работы ДГРП функционирует как ЭГРП, используя энергию от самолётной гидросистемы. При отказе данной гидросистемы, ДГРП переключается на силовое электрическое питание и функционирует как ЭГСП.
- 5) Электромеханический рулевой привод (ЭМП), в котором управляющим сигналом является электрический командный сигнал, а источником питания – электрическая система переменного тока. В состав ЭМП входят электромотор и редуктор, обеспечивающие перемещение выходного звена привода за счёт электрической энергии.

1.4.1 Общий подход к структурному построению силовой части системы управления

Подавляющее большинство современных пассажирских самолётов, за исключением Airbus A380 и A350, имеют три централизованные независимые гидросистемы (3Н – Triple Hydraulic). Такой подход в настоящее время принято называть классическим.

Три независимые гидросистемы призваны обеспечить:

– соответствие требованиям норм лётной годности по безопасности, а также к управляемости и маневренности при отказе одной гидросистемы;

– сохранение управляемости и возможность безопасного завершения полёта при отказе двух гидросистем.

На большинстве самолётов с тремя гидросистемами также применяется силовое электропитание для перемещения стабилизатора и/или механизации крыла.

Распределение потребителей системы управления по трём гидросистемам для ряда современных пассажирских самолётов (Airbus A330, SSJ-100, Bombardier CS100/300, Boeing 777) показано на рисунке 1.3.

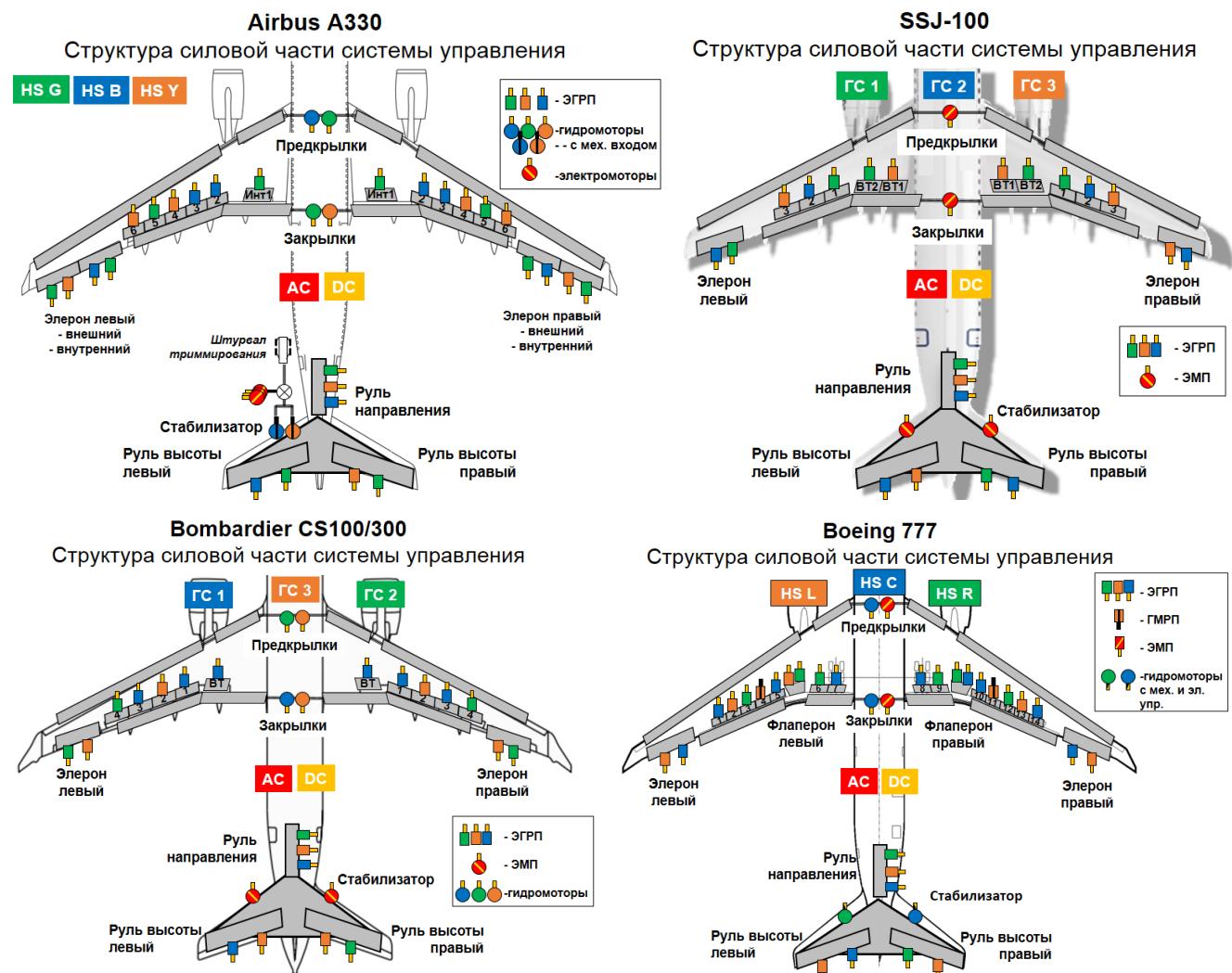


Рисунок 1.3 – Распределение потребителей системы управления по трём гидросистемам на современных пассажирских самолётах

Самолёты Airbus A380 и A350 (рисунки 1.4–1.5) построены по концепции «более электрического самолёта» и имеют две централизованные гидросистемы. Третья гидросистема заменена на две электросистемы переменного тока, обеспечивающие силовое электропитание соответствующих рулевых приводов (ЭГСП и ДГРП). Такая концепция (2H2E – Two hydraulic, two electric) позволяет обеспечить выполнение вышеуказанных требований, а также реализует разнородное резервирование силовой части системы управления. В штатной эксплуатации (без отказов) силовое питание системы управления самолётом обеспечивается двумя гидросистемами. При полном отказе обеих гидросистем управляемость сохраняется за счёт электрической системы.



Рисунок 1.4 – Распределение потребителей системы управления по энергосистемам самолёта Airbus A380

Airbus A350 Структура силовой части системы управления

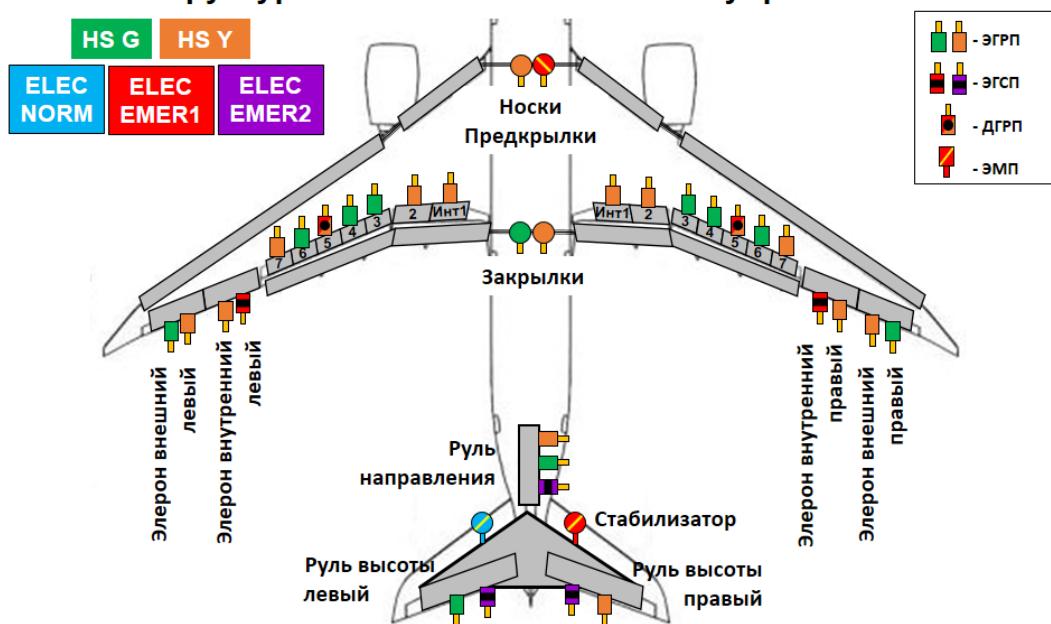


Рисунок 1.5 – Распределение потребителей системы управления по энергосистемам самолёта Airbus A350

Правильное распределение потребителей системы управления (и взаимодействующих подсистем) по энергоканалам призвано обеспечить выполнение требований норм лётной годности. Для этого сперва необходимо определить количество рулевых приводов на поверхностях управления. Здесь можно отметить ряд сходных технических решений:

- 1) на каждой секции интерцепторов и воздушных тормозов устанавливается по одному рулевому приводу, при этом сохраняется симметричность распределения энергопитания на соответствующих секциях левого и правого полукрыла;
- 2) на каждой секции руля высоты устанавливается по два рулевых привода, запитываемые от разных энергоканалов, при этом на двух секциях используется как минимум три разных энергоканала. Таким образом, отказ одного энергоканала не приводит к отказу секции руля высоты, а

отказ двух любых энергоканалов не приводит к отказу двух секций руля высоты;

- 3) на каждом элероне устанавливается по два рулевых привода, запитываемые от разных энергоканалов, при этом симметричный элерон может подключаться к аналогичным (Airbus A320, A330, A380, A350, Boeing 777, Bombardier CS300, Embraer E190) или к другим энергоканалам (Boeing 787, SSJ-100, MC-21-300). При наличии флаперонов (Boeing 777, Boeing 787), на них также устанавливается по два рулевых привода, запитываемых от разных энергоканалов;
- 4) если на самолёте установлен односекционный руль направления, на нём устанавливаются три рулевых привода, запитываемые от разных энергоканалов, чтобы сохранить управление рулём направления после отказа двух любых энергоканалов (исключение составляет лишь Embraer 190);
- 5) если на самолёте установлен двухсекционный руль направления, на каждой секции устанавливается по два рулевых привода, запитываемые от разных энергоканалов (Airbus A380);
- 6) для перемещения горизонтального стабилизатора используются либо два гидромотора (запитываемые от разных гидросистем; Airbus A320, A330, Boeing 777), либо два электромотора (Airbus A350, Boeing 787, Bombardier CS300, Embraer 190, SSJ-100, MC-21-300), либо комбинация гидромоторов и электромотора (Airbus A380);
- 7) для перемещения предкрылоков и закрылоков используются либо два гидромотора (запитываемые от разных гидросистем; Airbus A320, A330, Bombardier CS300, MC-21-300), либо два электромотора (Embraer 190, SSJ-100), либо комбинация гидромотора и электромотора (Boeing 777, 787).

1.4.2 Последствия отказа одного энергоканала

На современных пассажирских самолётах отказ одной любой ГС приводит к отказу одной или нескольких пар интерцепторов (и воздушных тормозов, если они выделяются в конструкции отдельно). Остальные поверхности управления сохраняют работоспособность.

Отказ отдельных секций интерцепторов после отказа одной ГС может привести к:

- ухудшению управляемости самолёта в поперечном канале, если отказавшие секции используются для управления по крену;
- снижению эффективности торможения самолёта в воздухе;
- снижению эффективности торможения самолёта на земле и увеличению посадочной дистанции.

В соответствии с рассмотренными выше требованиями пункта 25.672(с), эффективность сохраняющих работоспособность органов поперечного управления при отказе одной любой ГС должна обеспечивать выполнение норм по боковой управляемости и маневренности. Соответствие данным требованиям должно быть проверено на раннем этапе проектирования, чтобы избежать необходимости внесения изменений в конструкцию самолёта на более поздних этапах.

1.4.3 Последствия отказа двух энергоканалов

При отказе двух любых гидросистем, должно сохраняться управление достаточным количеством поверхностей для обеспечения возможности безопасного завершения полёта самолёта. Иными словами, набор потребителей одной любой ГС (либо электросистемы для 2H2E-архитектуры) должен обеспечивать характеристики управляемости, достаточные для безопасного завершения полёта.

Анализ последствий отказов двух ГС на современных пассажирских самолётах показывает, что в рассмотренных вариантах структур обеспечиваются следующие минимальные наборы управляемых поверхностей:

1. В продольном канале сохраняется управление горизонтальным стабилизатором и хотя бы одним рулём высоты (при наличии двух рулей высоты на самолёте). При потере управления стабилизатором управление рулём высоты сохраняется полностью (Airbus A320, A330; Boeing 777). Переход на электрическое управление стабилизатором позволяет сохранить его при любых отказах ГС (Airbus A380, A350, Boeing 787, Bombardier CS300, Embraer 190, SSJ-100, MC-21-300).
2. В поперечном канале сохраняется:
 - либо управление двумя элеронами при полном отказе интерцепторов (Embraer 190, MC-21-300),
 - либо управление двумя и более парами секций интерцепторов при полном отказе элеронов (Airbus A320, Bombardier CS100, Embraer 190);
 - либо управление одним элероном и одной и более парами интерцепторов (MC-21-300, SSJ-100).
3. В путевом канале сохраняется управление рулём направления (за исключением Embraer 190), возможно уменьшение эффективности вследствие работы только одного рулевого привода.
4. При отказе двух ГС не происходит полного отказа механизации крыла, сохраняется управление либо предкрылками, либо закрылками.

Таким образом, ещё на ранних этапах проектирования самолёта целесообразно определить необходимый набор рулевых поверхностей для обеспечения возможности безопасного завершения полёта. В противном случае придётся вносить изменения в конструкцию самолёта на более поздних этапах проектирования.

1.4.4 Последствия отказа всех двигателей

Основными источниками гидравлической энергии на всех рассмотренных самолётах являются гидронасосы с приводом от маршевых двигателей. Кроме того, в качестве источников гидравлической энергии используются электрические

насосные станции, которые питаются от сети переменного тока. В свою очередь, электроэнергия в сети также вырабатывается главным образом за счёт генераторов на маршевых двигателях.

Отказ всех двигателей приводит к значительному снижению гидравлической и электрической энергии, вырабатываемой на борту. При этом происходит отказ двух гидросистем, сохраняется работоспособность одной гидросистемы либо аварийных шин электросистемы (Airbus A380, A350). В качестве аварийных источников энергии используются:

- турбонасосная установка (ТНУ или RAT), выпускаемая в поток при отказе двигателей, вращение которой приводит в действие либо гидромотор, либо электрогенератор, либо и гидромотор, и электрогенератор;
- гидроаккумуляторы, которые поддерживают давление в рабочей ГС в процессе выпуска и раскрутки ТНУ;
- аккумуляторные батареи, которые обеспечивают сохранение электропитания постоянного тока (а, при наличии преобразователей, ещё и переменного тока).

Выпуск и раскрутка ТНУ обычно занимает 6–10 секунд с момента формирования соответствующей команды (что происходит автоматически при отказе двух двигателей либо вручную по команде лётчика). Наличие гидроаккумуляторов или батарей, обеспечивающих бесперебойное питание потребителей системы управления, предусматривается в соответствии с рассмотренными в разделе 1.3 настоящей работы рекомендациями к подтверждению соответствующих положений норм лётной годности.

Ограниченные возможности аварийного энергопитания от ТНУ могут приводить к уменьшению скорости перемещения некоторых поверхностей управления и даже к потере возможности управления некоторыми из них, несмотря на сохранение соответствующих каналов энергопитания (внешние элероны на Airbus A330, стабилизатор и механизация крыла на Boeing 787).

Таким образом, возникает задача определения минимального необходимого набора поверхностей управления для обеспечения характеристик управляемости, достаточных для безопасного завершения полёта.

1.4.5 Влияние отказа энергоканалов на посадочную дистанцию

Помимо возможности отказа предкрылков или закрылков, приводящего к необходимости захода на посадку в нештатной конфигурации, на большинстве современных пассажирских самолётов отказы гидросистем приводят также к отказам системы выпуска/уборки шасси, системы управления носовым колесом (СУНК), системы торможения колёс (СТК), реверса двигателя. Такие отказы могут значительно снизить эффективность торможения самолёта на этапе послепосадочного пробега.

Степень ухудшения эффективности торможения самолёта определяется в форме поправочных коэффициентов к величине посадочной дистанции и указывается в РЛЭ или QRH самолёта. Наиболее неблагоприятными являются случаи отказа двух гидросистем. Для ряда пассажирских самолётов поправочные коэффициенты приведены в таблице 1.2 [27-40].

Таблица 1.2 – Увеличение посадочной дистанции при отказах двух ГС на современных самолётах

Самолёт	Отказы	Коэффициент увеличения посадочной дистанции (сухая ВПП)
Airbus A320	HS G и HS Y	2.80
	HS G и HS B	1.80
	HS B и HS Y	1.70
Airbus A330	HS G и HS B	2.40
	HS G и HS Y	1.70
	HS B и HS Y	1.30
Bombardier CS300	HS 1 и HS 2	1.85
	HS 1 и HS 3	1.85
	HS 2 и HS 3	1.45
Embraer 190	HS 1 и HS 2	2.46
	HS 1 и HS 3	2.11
	HS 2 и HS 3	1.96
Boeing 777	HS R и HS C	1.95
	HS L и HS R	1.64
	HS L и HS C	1.60
Boeing 787	HS R и HS C	1.35
	HS L и HS R	1.24
	HS L и HS C	1.33
SSJ-100	ГС 1 и ГС 3	2.04
	ГС 1 и ГС 2	1.85
	ГС 2 и ГС 3	1.85

В соответствии с требованиями АП-25 п. 25.125А, потребная длина ВПП аэропорта назначения (и запасных аэропортов) должна составлять не менее величины посадочной дистанции для предполагаемой посадочной массы самолёта, умноженной на коэффициент 1.67. Таким образом, в случае отказа двух гидросистем и увеличения посадочной дистанции самолёта более чем в 1.67 раза, возникает риск, что длина ВПП аэропорта назначения (и запасных аэропортов) может оказаться недостаточной для остановки самолёта в отказной ситуации. Это

может привести к выкатыванию самолёта за пределы ВПП и возникновению аварийной или катастрофической ситуации.

Как видно из таблицы 1.4, отказ зелёной и жёлтой ГС на самолёте Airbus A320 приводит к увеличению посадочной дистанции на сухой ВПП в 2.8 раза. Это объясняется тем, что данный отказ приводит к:

- отказу закрылков и необходимости захода на посадку в нештатной конфигурации на повышенной скорости;
- отказу четырёх из пяти пар секций интерцепторов, что снижает эффективность их применения для гашения подъёмной силы и торможения самолёта на этапе послепосадочного пробега;
- отказу основной системы торможения колёс и антизововой автоматики, при котором торможение осуществляется за счёт гидроаккумулятора резервной системы;
- отказу реверсов обоих двигателей.

На самолёте Boeing 787 отказ двух любых ГС приводит к увеличению посадочной дистанции не более чем в 1.35 раза, за счёт:

- электрического резервирования системы выпуска/уборки механизации, позволяющего осуществлять посадку в штатной конфигурации;
- сохранения работоспособности как минимум трёх из семи пар интерцепторов;
- сохранения работоспособности основной системы торможения и антизововой автоматики, поскольку они питаются от электрической системы.

Таким образом, для повышения безопасности полёта в отказной ситуации за счёт снижения величины посадочной дистанции целесообразно минимизировать негативные последствия отказов энергоканалов на посадочные характеристики самолёта.

Выводы к Главе 1

Рассмотрен системный подход к порядку проектирования систем управления самолётов для обеспечения сертификационных требований безопасности в соответствии с руководствами ARP4754A/P4754. Проведен анализ отечественных и зарубежных норм лётной годности самолётов транспортной категории в целях определения требований безопасности к системам управления в отказных ситуациях.

На основании нормативных документов и рекомендательных циркуляров определены численные критерии к характеристикам управляемости самолёта для обеспечения безопасного продолжения и завершения полёта, а также отдельные требования к компонентам системы управления при отказе всех двигателей. Данные критерии позволяют использовать расчётные исследования и моделирование для подтверждения соответствия требованиям безопасности в широком диапазоне режимов полёта и конфигураций самолёта. Проведение таких исследований обуславливает дополнительные требования к построению математических моделей в части аэродинамических характеристик самолёта, характеристик двигательной установки и шасси, характеристик элементов исполнительной части системы управления, которые будут рассмотрены в Главе 2.

В ходе проведённого анализа выявлено, что в нормативных документах и рекомендательных циркулярах отсутствуют требования к дальности планирования при отказе всех двигателей, а также требования к допустимой степени увеличения посадочной дистанции в отказных ситуациях. Необходимость рассмотрения данных вопросов с точки зрения формирования производных требований к архитектуре систем управления будет рассмотрена в Главе 3.

Проведённый анализ вариантов структурного построения силовой части систем управления, применяемых ведущими отечественными и зарубежными производителями авиационной техники, позволяет выявить ряд сходных и различных технических решений, обеспечивающих выполнение требований норм лётной годности. Для этого в силовой части систем управления используется не

менее трёх независимых энергоканалов, при этом важную роль играет распределение потребителей системы управления по энергоканалам.

Внесение изменений в конструкцию самолёта (а именно, структуру силовой части системы управления и взаимосвязанные системы энергоснабжения) значительно усложняется на поздних стадиях проектирования и сопровождается дополнительным увеличением финансовых затрат. Становится очевидной необходимость разработки методики формирования структурного построения системы управления для применения в том числе на ранних этапах проектирования, обеспечивающей выполнение нормативных требований к управлению при отказах. Основные положения такой методики будут сформулированы в Главе 3.

2 Разработка математических моделей для исследования последствий отказных ситуаций в силовой системе управления

Для проведения исследований последствий отказных ситуаций в силовой системе управления необходимо разработать математические модели самолёта, пригодные для моделирования исследуемых отказных ситуаций.

Схема полной математической модели самолёта, необходимой для проведения расчётных и стендовых исследований по оценке последствий отказных ситуаций в силовой системе управления, приведена на рисунке 2.1.

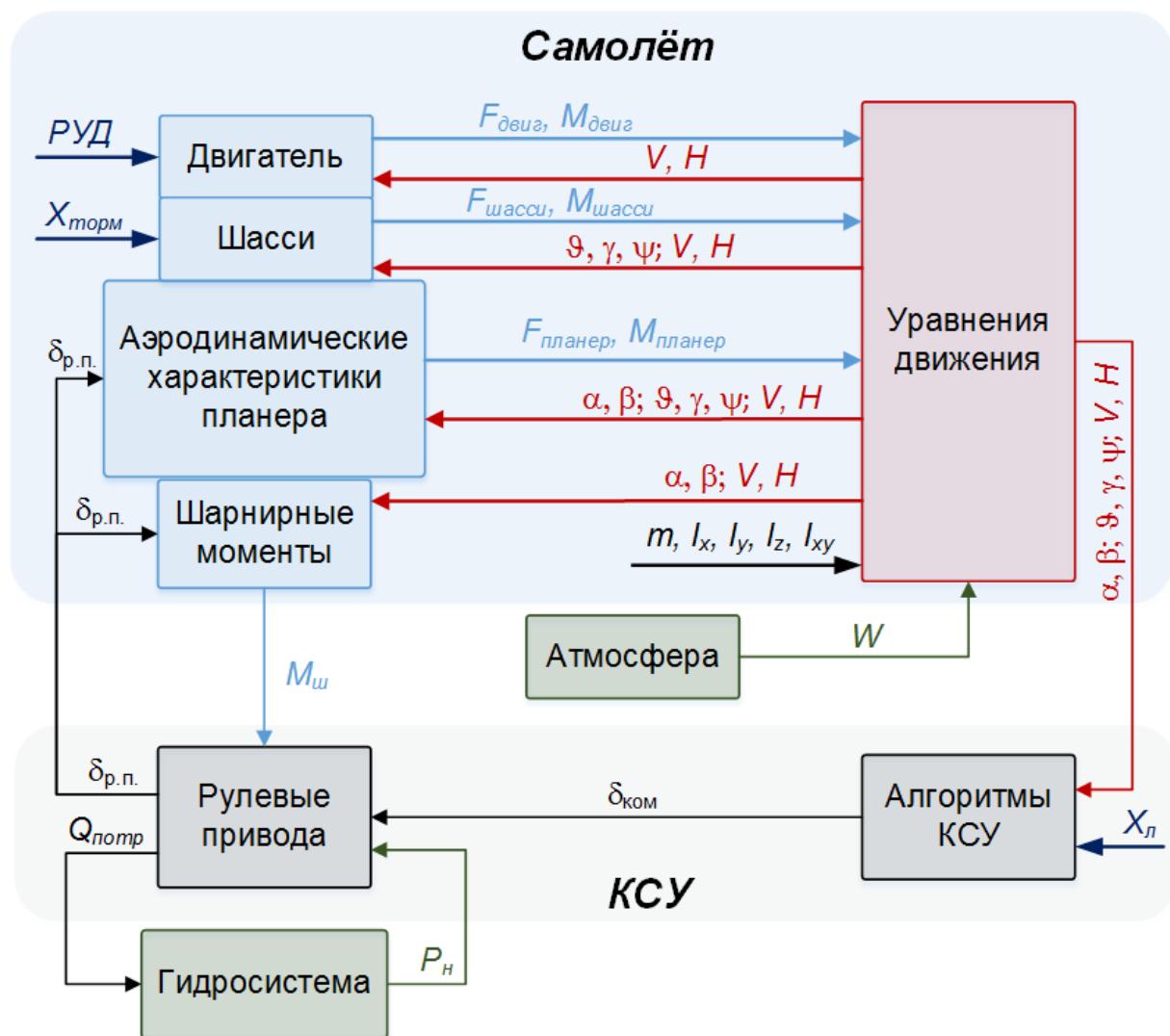


Рисунок 2.1 – Схема математической модели самолёта для исследования последствий отказных ситуаций

В состав полной математической модели входят:

1) «Самолёт» - модель самолёта как объекта управления, включающая в себя следующие подсистемы:

- подсистема вычисления аэродинамических сил и моментов от планера самолёта;

- подсистема вычисления сил и моментов от силовой установки;

- подсистема вычисления сил и моментов от шасси;

- подсистема вычисления шарнирных моментов органов управления;

- подсистема уравнений пространственного движения самолёта.

2) «Атмосфера» - блок вычисления внешних ветровых возмущений.

3) «КСУ» - модель комплексной системы управления, включающая в себя следующие подсистемы:

- подсистема алгоритмов управления;

- подсистема математических моделей рулевых приводов;

4) «Гидросистема» - блок математических моделей элементов гидросистемы.

Далее подробно рассматриваются подсистемы, которые были разработаны или доработаны для моделирования отказных ситуаций в силовой части системы управления.

2.1 Математическая модель аэродинамических характеристик самолёта

В настоящей работе для исследований используется модель перспективного пассажирского самолёта, близкого по размерам и характеристикам к самолёту Airbus A320. Аэродинамические характеристики самолёта, характеристики двигателя и шарнирные моменты получены путём пересчёта с прототипов.

Максимальный взлётный вес самолёта составляет: $G_{\text{мвзл}}=73500$ кг.

Максимальный посадочный вес самолёта составляет: $G_{\text{мпос}}=64500$ кг.

Минимальный вес для расчётных исследований составляет: $G_{\text{мин}}=45000$ кг.

Диапазон эксплуатационных центровок самолёта составляет $\bar{x}_r=0,17-0,42$.

При разработке банка аэродинамических характеристик самолёта в ЦАГИ традиционно используется форма представления продольных c_{ya} , m_{za} и c_{xa} аэродинамических коэффициентов и боковых c_z , m_x и m_y аэродинамических коэффициентов в приращениях, как показано в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Форма представления аэродинамических коэффициентов

	Исходная конфигурация планера	Стабилизатор	Руль высоты	Элероны	Руль направления	Интерцепторы и ВТ	Шасси	Влияние близости земли	Производные демпфирования	Смещение центровки
$c_{xa} =$	$c_{x0} + \Delta c_{x\varphi} + \Delta c_{x_{pb}} + \Delta c_{x_{el}} + \Delta c_{x_{ph}} + \Delta c_{x_{int}} + \Delta c_{x_{sh}} + \Delta c_{x_{ekp}}$									
$c_{ya} =$	$c_{y0} + \Delta c_{y\varphi} + \Delta c_{y_{pb}} + \Delta c_{y_{el}} + \Delta c_{y_{ph}} + \Delta c_{y_{int}} + \Delta c_{y_{sh}} + \Delta c_{y_{ekp}} + \Delta c_{y_{dempl}}$									
$m_{za} =$	$m_{z0} + \Delta m_{z\varphi} + \Delta m_{z_{pb}} + \Delta m_{z_{el}} + \Delta m_{z_{ph}} + \Delta m_{z_{int}} + \Delta m_{z_{sh}} + \Delta m_{z_{ekp}} + \Delta m_{z_{dempl}} + \Delta m_{z_T}$									
$c_z =$	$c_{z0} + \Delta c_{z_{pb}} + \Delta c_{z_{el}} + \Delta c_{z_{ph}} + \Delta c_{z_{int}}$									
$m_x =$	$m_{x0} + \Delta m_{x_{pb}} + \Delta m_{x_{el}} + \Delta m_{x_{ph}} + \Delta m_{x_{int}} + \Delta m_{x_{dempl}} + \Delta m_{x_T}$									
$m_y =$	$m_{y0} + \Delta m_{y_{pb}} + \Delta m_{y_{el}} + \Delta m_{y_{ph}} + \Delta m_{y_{int}} + \Delta m_{y_{dempl}} + \Delta m_{y_T}$									

Традиционный подход к вычислению приращений коэффициентов аэродинамических сил и моментов самолёта не в полной мере обеспечивает возможность проведения расчётных и стендовых исследований по оценке последствий отказных ситуаций в силовой части системы управления. Необходимо учесть следующие особенности формы представления банка аэродинамических характеристик:

1. Для оценки характеристик устойчивости и управляемости самолёта в боковом канале необходимо посекционное представление приращений коэффициентов сил и моментов самолёта при отклонении интерцепторов,

чтобы учитывать любые возможные комбинации отклонений секций интерцепторов при отказах. Также должна учитываться разница в эффективности, определяемая в зависимости от того, отклоняются ли соседние секции интерцепторов (например, совместно 3-я и 4-я секции, расположенные рядом) или нет (например, отклоняются 2-я и 4-я секции, а 3-я остается в убранном положении).

Исходная и доработанная форма представления коэффициентов сил и моментов от интерцепторов представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Форма представления коэффициентов сил и моментов от интерцепторов

	Исходная форма	Доработанная форма
$\Delta c_{x\text{инт}}$	$\Delta c_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234пр}}, \alpha, \dots) + \Delta c_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234лев}}, \alpha, \dots)$	$[K_{Cx}(\delta_{\text{инт1пр}}, \delta_{\text{инт2пр}}, \delta_{\text{инт3пр}}, \delta_{\text{инт4пр}}) \cdot \sum_{i=1}^4 \Delta c_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{пр}}, \alpha, \dots)] + [K_{Cx}(\delta_{\text{инт1лев}}, \delta_{\text{инт2лев}}, \delta_{\text{инт3лев}}, \delta_{\text{инт4лев}}) \cdot \sum_{i=1}^4 \Delta c_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{лев}}, \alpha, \dots)]$
$\Delta c_{y\text{инт}}$	$\Delta c_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234пр}}, \alpha, \dots) + \Delta c_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234лев}}, \alpha, \dots)$	$[K_{Cy}(\delta_{\text{инт1пр}}, \delta_{\text{инт2пр}}, \delta_{\text{инт3пр}}, \delta_{\text{инт4пр}}) \cdot \sum_{i=1}^4 \Delta c_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{пр}}, \alpha, \dots)] + [K_{Cy}(\delta_{\text{инт1лев}}, \delta_{\text{инт2лев}}, \delta_{\text{инт3лев}}, \delta_{\text{инт4лев}}) \cdot \sum_{i=1}^4 \Delta c_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{лев}}, \alpha, \dots)]$
$\Delta m_{z\text{инт}}$	$\Delta m_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234пр}}, \alpha, \dots) + \Delta m_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234лев}}, \alpha, \dots)$	$[K_{mz}(\delta_{\text{инт1пр}}, \delta_{\text{инт2пр}}, \delta_{\text{инт3пр}}, \delta_{\text{инт4пр}}) \cdot \sum_{i=1}^4 \Delta m_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{пр}}, \alpha, \dots)] + [K_{mz}(\delta_{\text{инт1лев}}, \delta_{\text{инт2лев}}, \delta_{\text{инт3лев}}, \delta_{\text{инт4лев}}) \cdot \sum_{i=1}^4 \Delta m_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{лев}}, \alpha, \dots)]$

$\Delta c_{z\text{инт}}$	$\Delta c_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234пр}}, \alpha, \dots) -$ $- \Delta c_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234лев}}, \alpha, \dots)$	$[K_{Cz}(\delta_{\text{инт1пр}}, \delta_{\text{инт2пр}}, \delta_{\text{инт3пр}}, \delta_{\text{инт4пр}}) \cdot$ $\cdot \sum_{i=1}^4 \Delta c_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{пр}}, \alpha, \dots)] -$ $- [K_{Cz}(\delta_{\text{инт1лев}}, \delta_{\text{инт2лев}}, \delta_{\text{инт3лев}}, \delta_{\text{инт4лев}}) \cdot$ $\cdot \sum_{i=1}^4 \Delta c_{z\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{лев}}, \alpha, \dots)]$
$\Delta m_{x\text{инт}}$	$\Delta m_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234пр}}, \alpha, \dots) -$ $- \Delta m_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234лев}}, \alpha, \dots)$	$[K_{mx}(\delta_{\text{инт1пр}}, \delta_{\text{инт2пр}}, \delta_{\text{инт3пр}}, \delta_{\text{инт4пр}}) \cdot$ $\cdot \sum_{i=1}^4 \Delta m_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{пр}}, \alpha, \dots)] -$ $- [K_{mx}(\delta_{\text{инт1лев}}, \delta_{\text{инт2лев}}, \delta_{\text{инт3лев}}, \delta_{\text{инт4лев}}) \cdot$ $\cdot \sum_{i=1}^4 \Delta m_{x\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{лев}}, \alpha, \dots)]$
$\Delta m_{y\text{инт}}$	$\Delta m_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234пр}}, \alpha, \dots) -$ $- \Delta m_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт1234лев}}, \alpha, \dots)$	$[K_{my}(\delta_{\text{инт1пр}}, \delta_{\text{инт2пр}}, \delta_{\text{инт3пр}}, \delta_{\text{инт4пр}}) \cdot$ $\cdot \sum_{i=1}^4 \Delta m_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{пр}}, \alpha, \dots)] -$ $- [K_{my}(\delta_{\text{инт1лев}}, \delta_{\text{инт2лев}}, \delta_{\text{инт3лев}}, \delta_{\text{инт4лев}}) \cdot$ $\cdot \sum_{i=1}^4 \Delta m_{y\text{инт}}(\delta_{\text{инт}i\text{лев}}, \alpha, \dots)]$

2. Для оценки характеристик устойчивости и управляемости самолёта при отказе одной секции руля высоты необходимо:
- 1) определять приращения коэффициентов продольных сил и моментов при посекционном отклонении руля высоты;
 - 2) учитывать приращения коэффициентов боковых сил и моментов при отклонениях двух секций руля высоты на разные углы.

Исходная и доработанная форма представления коэффициентов сил и моментов от руля высоты представлены в таблице 2.3.

Таблица 2.3 – Форма представления коэффициентов сил и моментов от руля высоты

	Исходная форма	Доработанная форма
$\Delta c_{x_{\text{рв}}}$	$\Delta c_{x_{\text{рв}}}(\delta_{\text{в}}, \alpha, \dots)$	$\Delta c_{x_{\text{рв}}}(\delta_{\text{впр}}, \alpha, \dots) + \Delta c_{x_{\text{рв}}}(\delta_{\text{влев}}, \alpha, \dots)$
$\Delta c_{y_{\text{рв}}}$	$\Delta c_{y_{\text{рв}}}(\delta_{\text{в}}, \alpha, \dots)$	$\Delta c_{y_{\text{рв}}}(\delta_{\text{впр}}, \alpha, \dots) + \Delta c_{y_{\text{рв}}}(\delta_{\text{влев}}, \alpha, \dots)$
$\Delta m_{z_{\text{рв}}}$	$\Delta m_{z_{\text{рв}}}(\delta_{\text{в}}, \alpha, \dots)$	$\Delta m_{z_{\text{рв}}}(\delta_{\text{впр}}, \alpha, \dots) + \Delta m_{z_{\text{рв}}}(\delta_{\text{влев}}, \alpha, \dots)$
$\Delta c_{z_{\text{рв}}}$	0	$\Delta c_{z_{\text{рв}}}(\delta_{\text{впр}}, \alpha, \dots) - \Delta c_{z_{\text{рв}}}(\delta_{\text{влев}}, \alpha, \dots)$
$\Delta m_{x_{\text{рв}}}$	0	$\Delta m_{x_{\text{рв}}}(\delta_{\text{впр}}, \alpha, \dots) - \Delta m_{x_{\text{рв}}}(\delta_{\text{влев}}, \alpha, \dots)$
$\Delta m_{y_{\text{рв}}}$	0	$\Delta m_{y_{\text{рв}}}(\delta_{\text{впр}}, \alpha, \dots) - \Delta m_{y_{\text{рв}}}(\delta_{\text{влев}}, \alpha, \dots)$

3. Для оценки характеристик устойчивости и управляемости самолёта при отказах механизации, которые приводят к необходимости продолжения и завершения полёта в нештатных конфигурациях крыла, при вычислении коэффициентов сил и моментов самолёта необходимо отдельно учитывать влияние предкрылок и закрылок.

Предлагаемая доработанная форма представления коэффициентов сил и моментов при различных положениях механизации крыла представлена в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Форма представления коэффициентов сил и моментов при различных положениях механизации крыла

	Исходная форма	Доработанная форма
c_{x0}	$c_{x0}(\alpha, M, \delta_{\text{пр}}/\delta_{\text{закр}})$	$c_{x0}(\alpha, M, 0/0) + \Delta c_x(\alpha, M, \delta_{\text{пр}}) + \Delta c_x(\alpha, M, \delta_{\text{закр}})$
c_{y0}	$c_{y0}(\alpha, M, \delta_{\text{пр}}/\delta_{\text{закр}})$	$c_{y0}(\alpha, M, 0/0) + \Delta c_y(\alpha, M, \delta_{\text{пр}}) + \Delta c_y(\alpha, M, \delta_{\text{закр}})$
m_{z0}	$m_{z0}(\alpha, M, \delta_{\text{пр}}/\delta_{\text{закр}})$	$m_{z0}(\alpha, M, 0/0) + \Delta m_z(\alpha, M, \delta_{\text{пр}}) + \Delta m_z(\alpha, M, \delta_{\text{закр}})$
c_{z0}	$c_{z0}(\beta, M, \delta_{\text{пр}}/\delta_{\text{закр}})$	$c_{z0}(\beta, M, 0/0) + \Delta c_z(\beta, M, \delta_{\text{пр}}) + \Delta c_z(\beta, M, \delta_{\text{закр}})$
m_{x0}	$m_{x0}(\beta, M, \delta_{\text{пр}}/\delta_{\text{закр}})$	$m_{x0}(\beta, M, 0/0) + \Delta m_x(\beta, M, \delta_{\text{пр}}) + \Delta m_x(\beta, M, \delta_{\text{закр}})$

m_{y0}	$m_{y0}(\beta, M, \delta_{\text{пр}}/\delta_{\text{закр}})$	$m_{y0}(\beta, M, 0/0) + \Delta m_y(\beta, M, \delta_{\text{пр}}) + \Delta m_y(\beta, M, \delta_{\text{закр}})$
----------	---	---

Для представления коэффициентов сил и моментов в доработанных формах необходимы соответствующие исходные аэродинамические данные, которые должны быть определены по результатам продувок в трубных испытаниях либо получены в ходе расчётных исследований с использованием соответствующих методик пересчёта. В случае, если проводится определение в трубных испытаниях, рекомендуется закладывать возможность проведения таких испытаний на этапах изготовления модели самолёта для продувок в АДТ (включая реализацию раздельных секций рулевых поверхностей, интерцепторов и механизации крыла, и возможность отклонения и фиксации отдельных секций в ходе продувок), а также на этапах составления программ трубных испытаний на ранних стадиях проектирования самолёта.

Для проведения расчётных и стендовых исследований доработанная форма банка АДХ реализована в среде Matlab/Simulink с использованием разработанного в ЦАГИ НИО-15 программного комплекса FlightSim [69, 70]. Модель вычисления аэродинамических характеристик планера реализована в виде сложной иерархичной структуры. Внешний вид верхнего уровня модели приведен на рисунке 2.2.

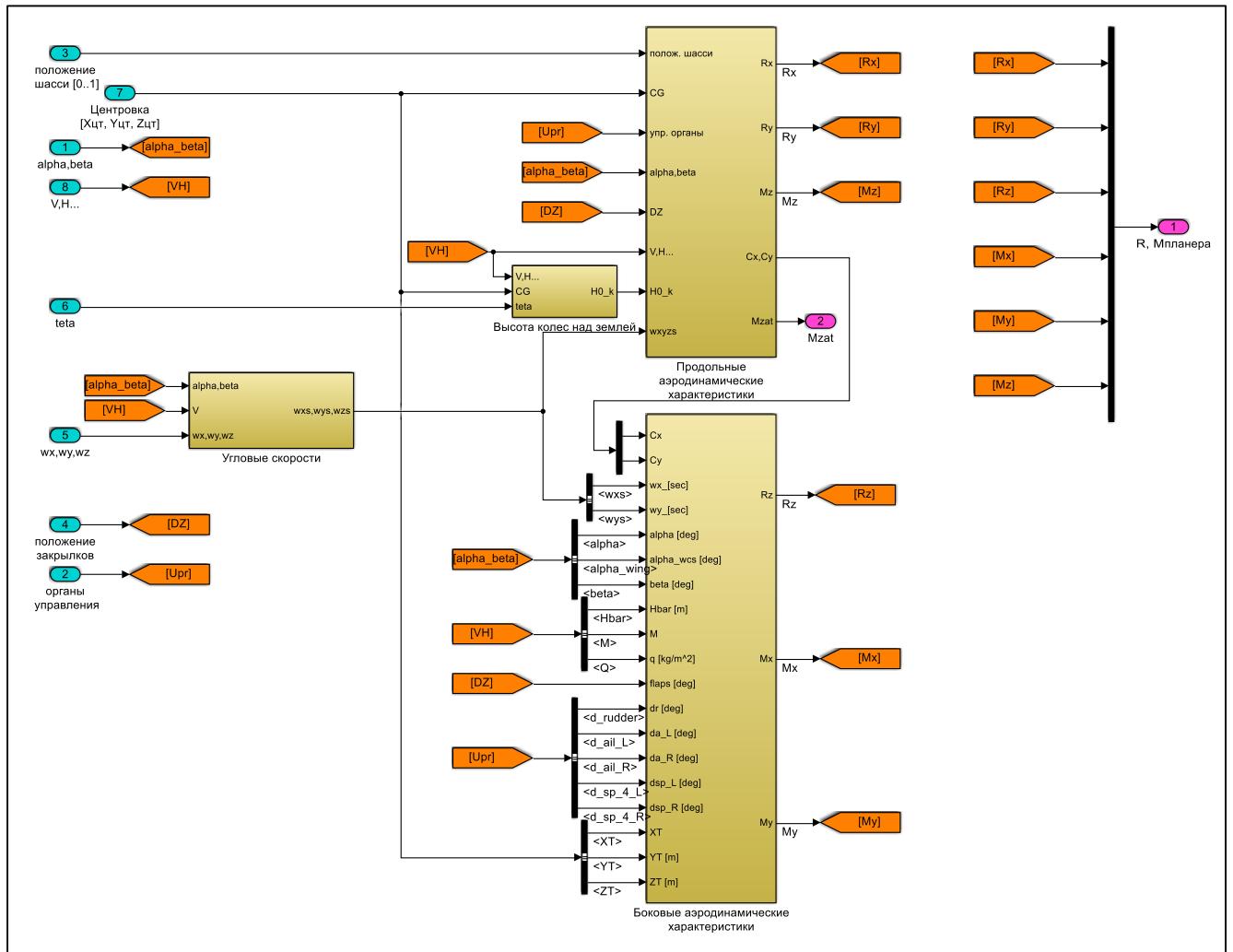


Рисунок 2.2 – Модель вычисления аэродинамических характеристик

планера

2.2 Математическая модель силовой установки

Маршевая двигательная установка пассажирского самолета состоит из двух двухконтурных турбореактивных двигателей, расположенных на пилонах под крылом.

Режим работы двигателя определяется углом отклонения рычага управления двигателя $\alpha_{руд}$. Характеристики двигателя, включающие зависимости тяги $P(\alpha_{руд}, M, H)$ и оборотов роторов высокого и низкого давления $n(\alpha_{руд}, M, H)$ от положения рычага управления двигателем, высоты и скорости полёта получены путём пересчёта с прототипов.

Динамические характеристики двигателя при отказе типа «прекращение подачи топлива» моделируются в виде зависимостей изменения тяги и оборотов роторов высокого и низкого давления двигателя по времени с момента отказа $t_{\text{отк}}$ при переходе двигателя на режим авторотации. Процесс замещения силы тяги силой сопротивления авторотации при отказе двигателя описывается выражением:

$$P(\Delta t) = P(t_{\text{отк}}) \bar{P}_{\text{отк}}(\Delta t) + Q_{\text{WM}}[1 - \bar{P}_{\text{отк}}(\Delta t)],$$

где:

$\Delta t = t - t_{\text{отк}}$ - приращение времени с момента отказа двигателя $t_{\text{отк}}$,

$P(t_{\text{отк}})$ - тяга двигателя в момент отказа,

$Q_{\text{WM}}(M, H)$ - установившееся сопротивление авторотации двигателя,

$\bar{P}_{\text{отк}}(\Delta t)$ - зависимость относительного изменения силы тяги по времени с момента отказа.

Изменение оборотов роторов высокого и низкого давления двигателя после отказа описывается аналогичным выражением:

$$n(\Delta t) = n(t_{\text{отк}}) \bar{n}_{\text{отк}}(\Delta t) + n_{\text{WM}}[1 - \bar{n}_{\text{отк}}(\Delta t)],$$

где:

$\Delta t = t - t_{\text{отк}}$ - текущее время с момента отказа двигателя $t_{\text{отк}}$,

$n(t_{\text{отк}})$ - обороты двигателя в момент отказа,

$n_{\text{WM}}(M, H)$ - установившиеся обороты авторотации двигателя,

$\bar{n}_{\text{отк}}(\Delta t)$ - зависимость относительного изменения оборотов по времени с момента отказа.

Зависимости сопротивления авторотации двигателя $Q_{\text{WM}}(M, H)$ и оборотов авторотации $n_{\text{WM}}(M, H)$, а также зависимости относительного изменения силы

тяги $\bar{P}(\Delta t) = \frac{P(\Delta t) - Q_{\text{WM}}}{P(0) - Q_{\text{WM}}}$ и оборотов $\bar{n}(\Delta t) = \frac{n(\Delta t) - n_{\text{WM}}}{n(0) - n_{\text{WM}}}$ по времени с момента

отказа получены пересчётом с прототипов.

Для моделирования изменения тяги и оборотов силовой установки на переходных режимах, включая отказ двигателя, в ЦАГИ традиционно используется

математическая модель динамики двигателя, структурная схема которой приведена на рисунке 2.3.

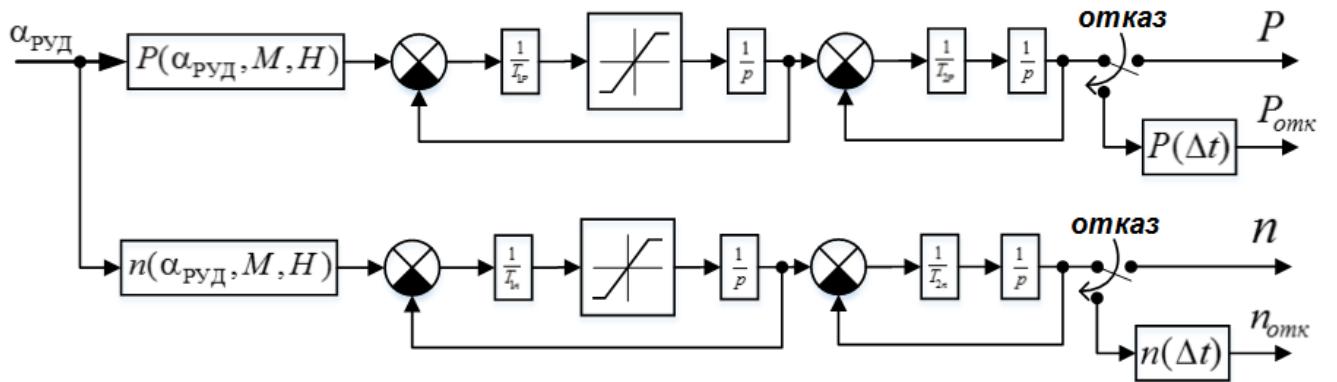


Рисунок 2.3 – Схема математической модели динамики двигателя

Параметры математической модели, включая постоянные времени T_{1P} , T_{2P} , T_{1n} , T_{2n} , подбираются из условий наиболее близкого соответствия динамики изменения тяги и оборотов двигателя в математической модели исходным данным. Пример такого соответствия для случая перехода с режима малого газа на режим максимальной взлётной тяги показан на рисунке 2.4 для тяги двигателя и оборотов ротора низкого давления соответственно.

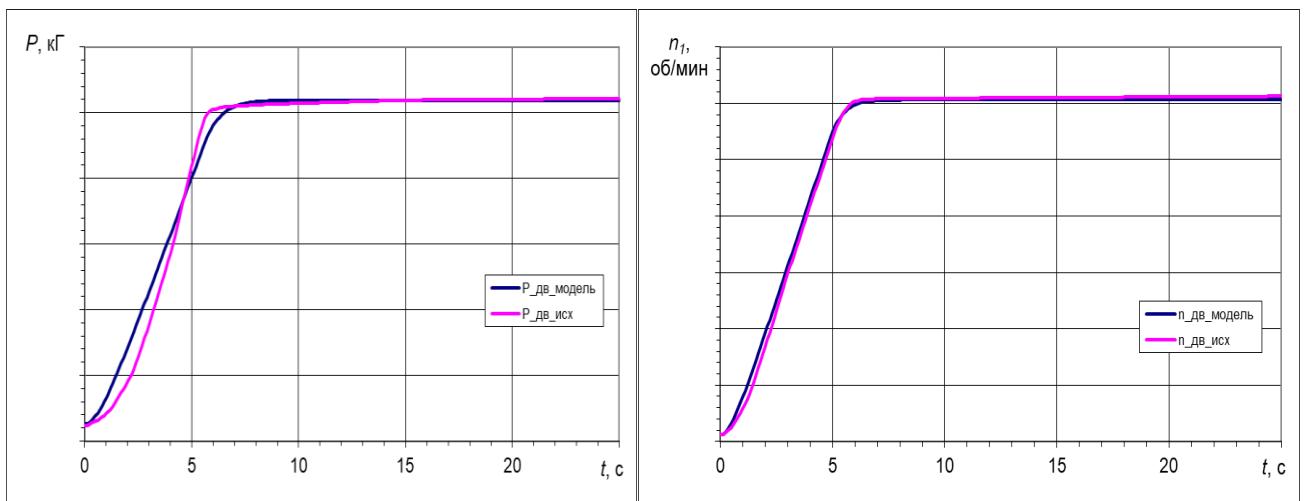


Рисунок 2.4 – Соответствие динамики изменения тяги и оборотов двигателя в математической модели исходным данным

Важным моментом для оценки посадочных дистанций самолёта является учёт реверса двигателя. Статические характеристики тяги и оборотов двигателя на режимах реверса могут быть включены в зависимости $P(\alpha_{РУД}, M, H)$ и $n(\alpha_{РУД}, M, H)$ либо заданы в виде отдельных зависимостей. На рисунке 2.5 показан пример изменения тяги двигателя при переходе с режима малого газа (прямая тяга) на режим максимального реверса (обратная тяга).

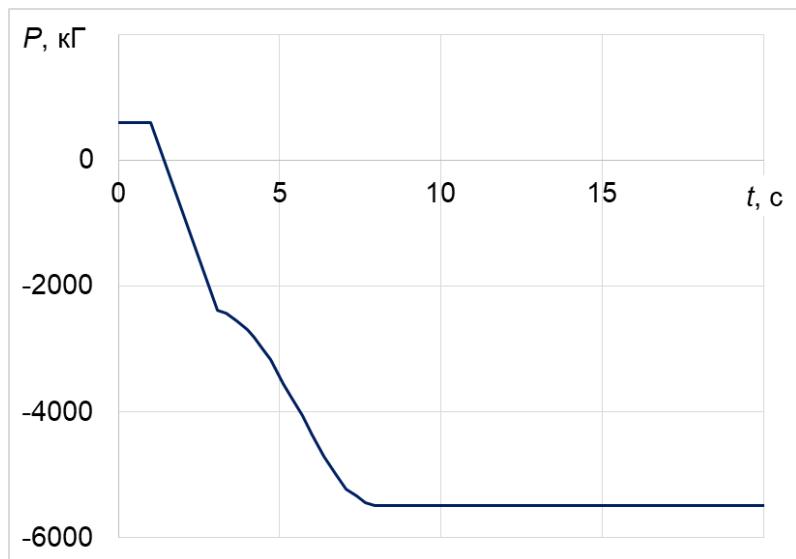


Рисунок 2.5 – Изменение тяги двигателя при переходе с режима малого газа (прямая тяга) на режим максимального реверса

2.3 Математическая модель шасси

Для моделирования движения самолёта по ВПП на этапе послепосадочного пробега и оценки степени ухудшения посадочных характеристик самолёта при отказах в силовой части системы управления математическая модель шасси должна в числе прочего учитывать особенности работы тормозной системы на различных поверхностях ВПП.

В настоящей работе рассматриваются два состояния поверхности ВПП:

- сухая ВПП (Dry): поверхность ВПП не содержит осадков;

- мокрая ВПП (Wet): поверхность ВПП, покрытая слоем воды толщиной не

более 3 мм.

Силы трения торможения для таких ВПП регламентируются п.109(с)(д) Авиационных правил АП-25 [3].

Предельные сцепные свойства пневматика с поверхностью полосы в зависимости от состояния поверхности ВПП характеризуются коэффициентом сцепления μ_s , значения которого в зависимости от скорости движения по ВПП для различных состояний полосы приведены на рисунке 2.6 [41].

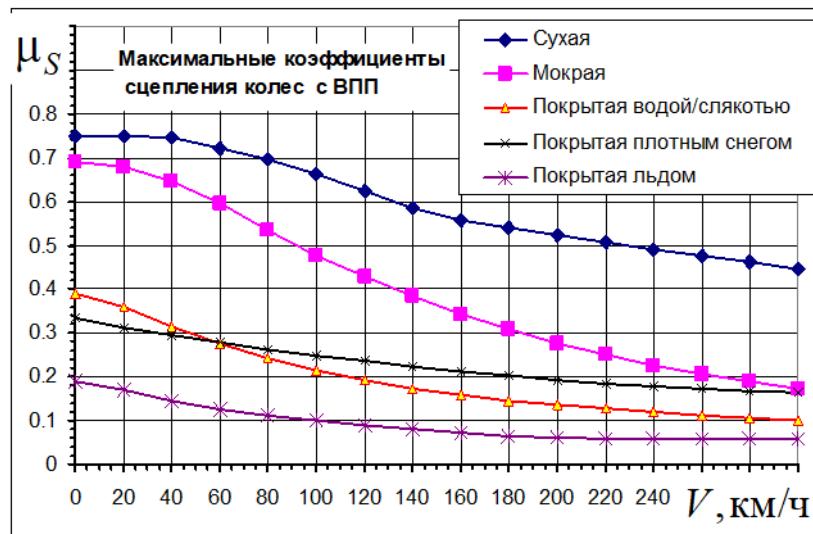


Рисунок 2.6 – Зависимости коэффициента сцепления μ_s от скорости движения по ВПП для различных состояний поверхности полосы

Для сухой полосы величина силы трения торможения F_{br1} одного колеса определяется [42] по формуле:

$$F_{br1} = (\mu_{roll} + \mu_{br}) T_y,$$

где μ_{roll} - коэффициент трения качения ($\mu_{roll} \approx 0,02$),

μ_{br} - коэффициент трения торможения, обусловленный работой тормозов колеса при приложении тормозного момента M_{br} ,

T_y - вертикальная нагрузка на колесо.

Величина тормозного момента M_{br} , приложенного к колесу, зависит от давления в тормозе, который регулируется перемещением тормозной педали и

работой антиюзовой автоматики, предотвращающей блокировку вращения колеса. В том случае, когда колесо не блокируется, величина коэффициента трения торможения может быть подсчитана по формуле:

$$\mu_{br1} = \frac{M_{br}}{T_y R},$$

где R – радиус колеса на основной опоре.

Из формулы следует, что коэффициент трения торможения увеличивается с ростом тормозного момента и уменьшением нагрузки на колесо. При этом коэффициент трения торможения μ_{br1} может превысить максимальное располагаемое значение коэффициента $\mu_{br\max}$, обусловленное сцеплением шин с поверхностью ВПП. Во избежание блокировки колеса антиюзовая автоматика будет регулировать давление в тормозе и соответственно тормозной момент, и обеспечивать благоприятный режим торможения. В результате работы автоматики средний коэффициент трения торможения может составлять $\mu_{br} = \mu_{br\max} \eta_{ABS}$, где η_{ABS} – коэффициент, учитывающий эффективность работы антиюзовой автоматики (принимается $\eta_{ABS} = 0.85$). Таким образом, коэффициент трения торможения колеса с учетом работы антиюзовой автоматики может быть оценен по формуле [43]:

$$\mu_{br} = \begin{cases} \mu_{br1} & \text{при } \mu_{br1} < \mu_{br\max} \\ \mu_{br\max} \eta_{ABS} & \text{при } \mu_{br1} \geq \mu_{br\max} \end{cases}.$$

Суммарная сила сопротивления движению самолета от торможения колес может быть вычислена по формуле

$$F_{br} = \mu_{roll} R_{nose} + (\mu_{roll} + \mu_{br}) R_{main},$$

где:

R_{nose} - нагрузка на носовую опору шасси,

R_{main} - нагрузка на две основные опоры шасси.

Зависимости $\mu_{br\max}$ от путевой скорости качения для сухой и мокрой ВПП, рассчитанные в соответствии с требованиями п.25.109 АП-25 [3], приведены на рисунке 2.7.

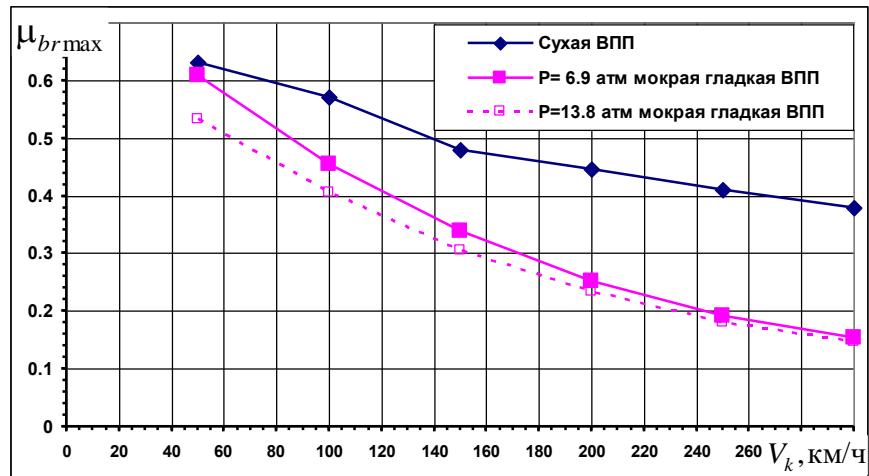


Рисунок 2.7 – Зависимости $\mu_{br\max}$ от путевой скорости качения для сухой и мокрой ВПП

Математическая модель шасси с учётом работы системы торможения реализована в среде Matlab/Simulink в виде S-функции.

2.4 Математическая модель шарнирных моментов органов управления

В задачах формирования требований к силовой части системы управления учёт шарнирных моментов органов управления необходим для:

- 1) определения требований к рулевым приводам по максимальному развиваемому усилию;
- 2) моделирования движения органа управления при отказе всех рулевых приводов под действием внешних аэродинамических сил (флюгирование рулевой поверхности).

Шарнирный момент секции органа управления в общем виде определяется следующим образом:

$$M_{шо.у.} = m_{шо.у.} (\alpha_m, \delta_{o.y.}, \dots) q S_{o.y.} b_{a.o.y.},$$

где:

$m_{шо.y.}(\alpha_m, \delta_{o.y.}, \dots)$ – коэффициент шарнирного момента, зависящий от местного угла атаки на органе управления α_m , угла отклонения органа управления $\delta_{o.y.}$ и других параметров;

q – скоростной напор;

$S_{\text{о.у.}}$ – площадь органа управления;

$b_{ao.y.}$ – средняя аэродинамическая хорда органа управления.

Коэффициенты шарнирных моментов секций органов управления должны определяться на ранних стадиях проектирования путём расчётных исследований и подтверждаться в ходе продувок специальных моделей в АДТ. В настоящей работе коэффициенты шарнирных моментов определены путём пересчёта с прототипов.

2.5 Математическая модель электрогидравлического рулевого привода

Для проведения исследований характеристик устойчивости и управляемости самолёта традиционно используются упрощённые модели рулевых приводов. Пример такой модели, реализованной в среде Matlab/Simulink, представлен на рисунке 2.8. Упрощённая математическая модель рулевого привода представляет собой апериодическое звено второго порядка и учитывает наличие зоны нечувствительности, а также ограничение максимальной скорости перекладки привода.

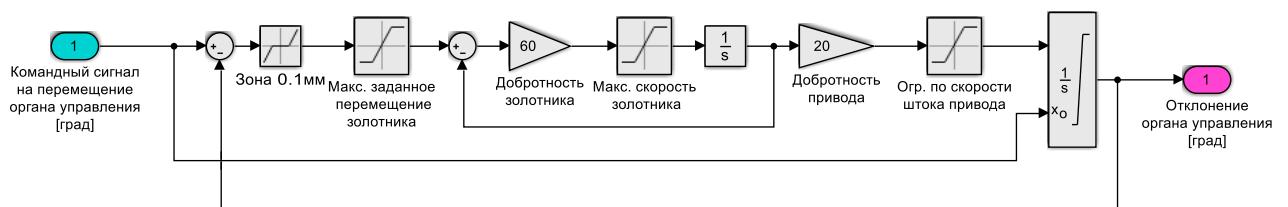


Рисунок 2.8 – Упрощённая математическая модель рулевого привода

Упрощённая математическая модель рулевого привода не в полной мере обеспечивает возможность проведения расчётных и стендовых исследований по

оценке последствий отказных ситуаций в силовой части системы управления по следующим причинам:

- 1) не учитывается влияние шарнирного момента органа управления, что особенно важно при рассмотрении отказов типа флюгирование рулевой поверхности;
- 2) не учитывается влияние давления подачи в гидросистеме, величина которого влияет на скорость перемещения рулевой поверхности;
- 3) не учитывается влияние второго рулевого привода, установленного на той же поверхности управления и работающего в режиме демпфирования.

Таким образом, для проведения расчётных и стендовых исследований по оценке последствий отказных ситуаций в силовой части системы управления необходимо разработать более подробную математическую модель рулевого привода.

При разработке математических моделей рулевых приводов в качестве основы использовались описания, приведенные в ряде работ отечественной технической литературы [11, 13, 44].

Из уравнения механической характеристики исполнительного механизма $V_{\text{пп}}(F_{\text{н}}, x_3)$ имеем следующее выражение для установившейся скорости поршня как функции открытия рабочего окна x_3 и величины внешней нагрузки $F_{\text{н}}$:

$$V_{\text{пп}} = \frac{1}{A_{\text{пп}}} \mu \sqrt{\frac{2}{\rho}} b_3 x_3 \sqrt{\frac{1}{2} (P_{\text{пп}} - P_{\text{сл}} - \frac{F_{\text{н}}}{A_{\text{пп}}})},$$

где:

$A_{\text{пп}}$ – эффективная площадь поршня;

μ – коэффициент расхода дросселирующего прямоугольного окна с острыми кромками;

b_3 – суммарная ширина окна гидрораспределителя;

ρ – плотность жидкости;

$P_{\text{пп}}$ – давление подачи;

$P_{\text{сл}}$ – давление слива;

$\frac{F_h}{A_n} = P_h - P_n$ – перепад давления на поршне, который также называют давлением нагрузки.

Для того, чтобы сделать это выражение справедливым для идеального золотника при действии помогающей и противодействующей нагрузок и при смещении золотника в обе стороны от нейтрального положения, можно умножить давление нагрузки P_h на функцию $\text{sign}(x_3)$. В этом случае выражение для механической характеристики $V_n(F_h, x_3)$ примет вид:

$$V_n(x_3, F_h) = \frac{1}{A_n} \mu \sqrt{\frac{2}{\rho}} b_3 x_3 \sqrt{\frac{1}{2} (P_n - P_{\text{сл}} - \frac{F_h}{A_n} \text{sign}(x_3))} \quad (2.1)$$

Следует отметить, что приведенное выражение справедливо только при условии $|P_h| < P_n - P_{\text{сл}}$.

Давление нагрузки определяется величиной шарнирного момента на рассматриваемой рулевой поверхности с учетом силы сухого трения, а также демпфирования от второго привода на секции.

Составляющая давления нагрузки от шарнирного момента определяется следующим образом:

$$P_{M_{\text{ш}}} = \frac{1}{A_n} \frac{M_{\text{ш}}}{a_b} \text{sign}(x_3), \quad (2.2)$$

где $M_{\text{ш}}$ – величина шарнирного момента на одной секции рулевой поверхности ($\text{Н}\cdot\text{м}$),

a_b – плечо вращения рулевой поверхности.

Произведение знаков шарнирного момента и перемещения золотника определяет знак давления нагрузки.

В разработанной модели сила сухого трения, действующего в рулевом приводе, учитывается как составляющая давления нагрузки. Поскольку сила трения всегда направлена против перемещения поршня, при пересчете в составляющую давления нагрузки ее знак принимается отрицательным:

$$\Delta P_{\text{tp}} = -\frac{F_{\text{tp}}}{A_{\text{n}}}, \quad (2.3)$$

Если на каждой секции рулевой поверхности установлено два ЭГРП, в каждый момент времени один из них работает в активном режиме, а второй в режиме демпфирования. Демпфирование от второго привода рассчитывается следующим образом:

$$F_{\text{демпф}} = K_{\text{демпф}} V_{\text{n}}^2,$$

где $K_{\text{демпф}}$ – коэффициент демпфирования.

Поскольку демпфирование всегда препятствует перемещению рулевой поверхности, при пересчете в составляющую давления нагрузки знак принимается отрицательным:

$$\Delta P_{\text{демпф}} = -\frac{F_{\text{демпф}}}{A_{\text{n}}} \quad (2.4)$$

С учетом рассмотренного правила знаков для определения давления нагрузки, исходных данных, принятых для моделирования, а также уравнений (2.1)–(2.4), выражение для вычисления скорости поршня ЭГРП рулевой поверхности (и скорости перемещения рулевой поверхности) принимает следующий вид:

$$V_{\text{n}} = \frac{1}{A_{\text{n}}} \mu \sqrt{\frac{2}{\rho} b_3 x_3} \sqrt{\frac{1}{2} (P_{\text{n}} + \frac{1}{A_{\text{n}}} \frac{M_{\text{ш}}}{a_{\text{в}}} \text{sign}(x_3) - \frac{F_{\text{tp}}}{A_{\text{n}}} - \frac{F_{\text{демпф}}}{A_{\text{n}}})}$$

Разработанная математическая модель рулевого привода реализована в среде моделирования Simulink. Схема модели в Simulink приведена на рисунке 2.9.

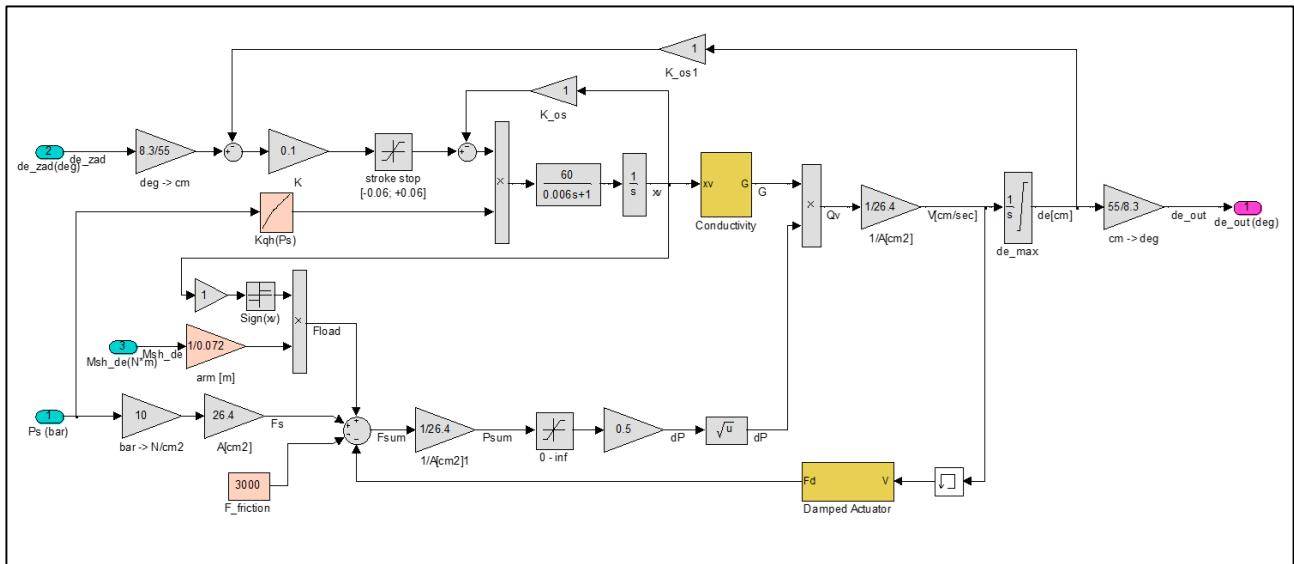


Рисунок 2.9 – Математическая модель рулевого привода с учётом давления в гидросистеме, сил трения и демпфирования

В модели реализован обратный клапан. Когда давление нагрузки с учетом трения и демпфирования превышает давление подачи, клапан закрывается, препятствуя обратному току жидкости. Таким образом, выполняется условие $P_{\text{н}} - P_{\text{н}} \geq 0$.

Уменьшение коэффициента усиления в контуре золотника при падении давления подачи учитывается через коэффициент K_{qh} , значения которого приведены на рисунке 2.10.

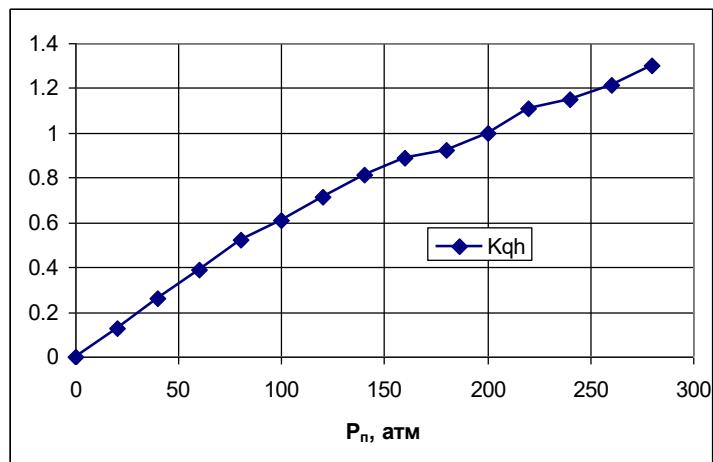


Рисунок 2.10 – Зависимость уменьшения коэффициента усиления в контуре золотника при падении давления подачи

Разработанная модель рулевого привода может использоваться для проведения расчётных и стендовых исследований по оценке динамики самолёта в отказных ситуациях.

2.6 Математическая модель элементов гидросистемы

Для проведения исследований по оценке последствий отказов гидросистем самолёта необходимо учитывать ограничения по располагаемым возможностям гидропитания, которые могут приводить к отключению либо ухудшению рабочих характеристик потребителей.

В качестве источников гидропитания на перспективном магистральном самолёте используются:

- 1) гидронасосы с приводом от маршевых двигателей;
- 2) электронасосные станции с приводом от электрической системы;
- 3) турбонасосная установка, приводимая в действие за счёт набегающего потока воздуха;
- 4) гидроаккумуляторы.

Характеристика гидронасоса с приводом от маршевых двигателей задаётся в виде диаграммы зависимости подачи насоса от давления в гидросистеме и оборотов ротора высокого давления двигателя (рисунок 2.11).

Характеристики электронасосной станции и турбонасосной установки задаются в виде диаграммы зависимости подачи насоса от давления нагнетания (рисунок 2.12).

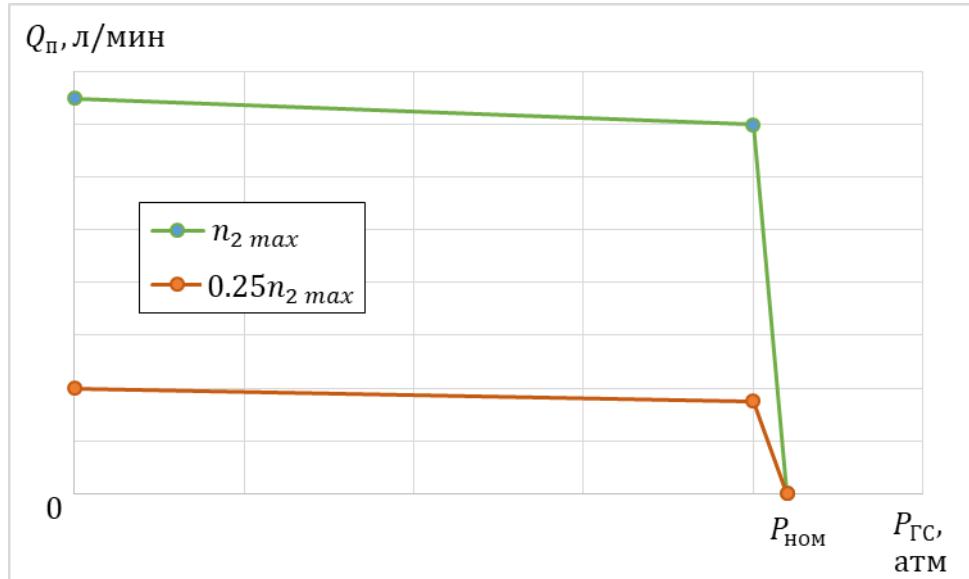


Рисунок 2.11 – Пример диаграммы зависимости подачи насоса от давления в гидросистеме и оборотов ротора высокого давления двигателя

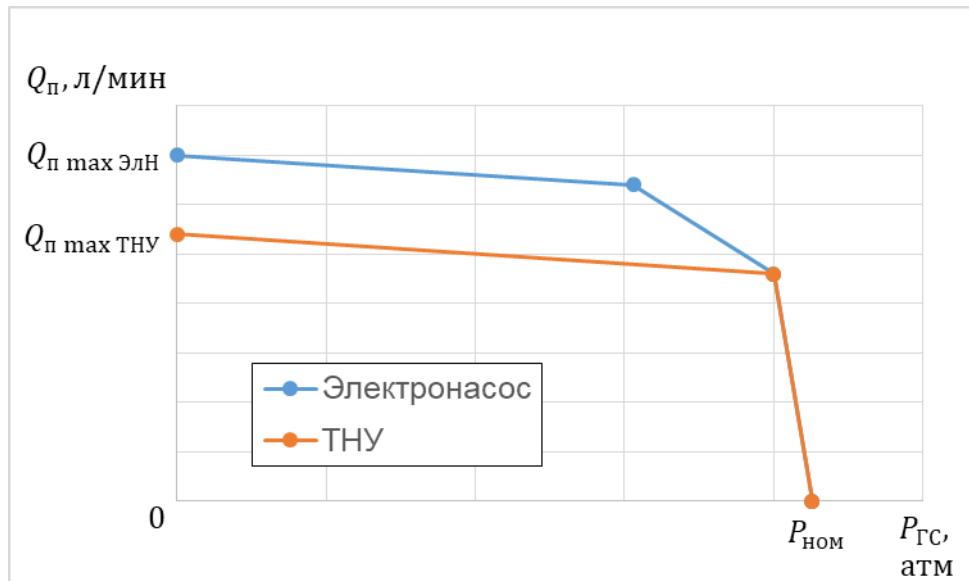


Рисунок 2.12 – Пример диаграммы зависимости подачи электронасоса и ТНУ от давления в гидросистеме

Расходная характеристика гидроаккумулятора в виде зависимости изменения давления от номинального значения до давления предварительной зарядки при изменении объема жидкости в гидроаккумуляторе [13] приведена на рисунке 2.13.

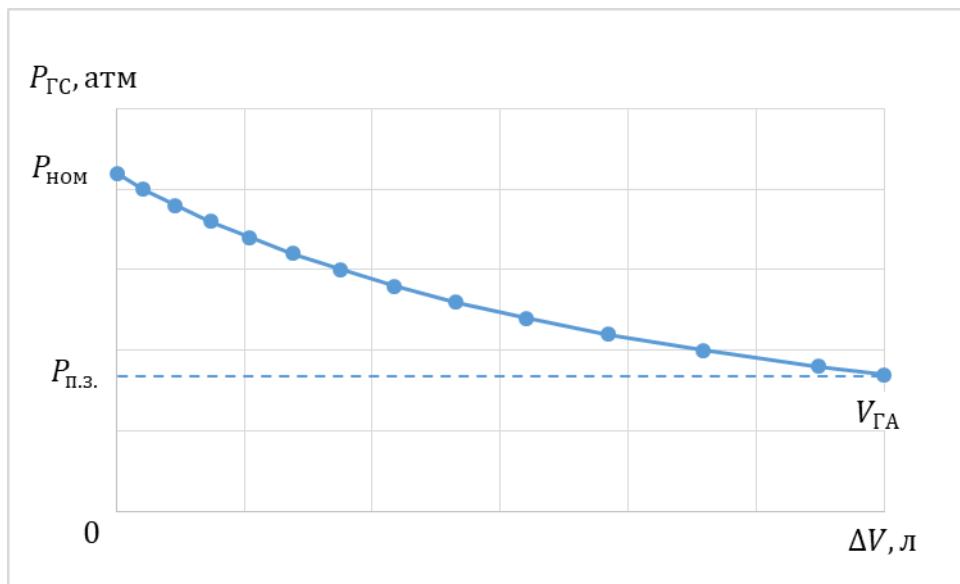


Рисунок 2.13 – Расходная характеристика гидроаккумулятора

Выводы к Главе 2

Представлена структура разработанной полной математической модели самолёта с системой управления, необходимой для проведения расчётных и стендовых исследований по оценке влияния отказов в силовой части системы управления на характеристики устойчивости и управляемости самолёта на всех режимах и этапах полёта. Основными особенностями данной модели являются:

- представление коэффициентов аэродинамических сил и моментов от планера самолёта с учётом посекционного отклонения всех органов управления и механизации крыла;
- учёт динамики двигательной установки (изменения тяги и оборотов двигателей) при отказах двигателя, а также при переходе с режима прямой тяги на режим реверса;
- учёт влияния состояния поверхности ВПП на характеристики торможения самолёта на этапе послепосадочного пробега;
- математические модели рулевых приводов, разработанные с учётом влияния шарнирного момента, давления подачи в гидросистеме, сухого трения и демпфирования пассивного рулевого привода на динамику отклонения рулевых поверхностей;
- математические модели элементов гидросистемы, учитывающие ограничение по располагаемым значениям расходов в гидросистеме для используемых источников питания.

Данная модель используется для расчётных и стендовых исследований динамики самолёта с системой управления в отказных ситуациях, результаты которых описываются в Главе 3 настоящей работы.

3 Методика формирования структурного построения силовой системы управления для обеспечения требований безопасности полёта

3.1 Определение концепции построения силовой системы управления перспективного магистрального самолёта

Методика формирования структурного построения силовой системы управления рассматривается на примере перспективного магистрального самолёта, описанного в Главе 2 настоящей работы.

Разработанная методика подходит для любой концепции энергопитания силовой части системы управления, как классической (3Н), так и «более электрического самолёта» (2Н2Е). В настоящей Главе в качестве примера рассматривается именно классическое построение силовой части системы управления с тремя независимыми гидросистемами (ГС1, ГС2, ГС3) и применением ЭГРП и гидромоторов для перемещения основных рулевых поверхностей.

На основании анализа структурного построения силовой части современных пассажирских самолётов, проведенного в Главе 1, предполагается следующая организация источников энергопитания ГС:

- 1) В качестве основных источников питания ГС1 и ГС2 используются гидронасосы с приводом от маршевых двигателей;
- 2) Резервными источниками питания ГС1 и ГС2, а также основным источником питания ГС3 являются электронасосные станции, питающиеся от бортовой электросети. Генераторы бортовой электросети установлены на маршевых двигателях, а также на ВСУ.
- 3) Для сохранения управляемости самолёта при отказе всех двигателей, в соответствии с требованиями пункта 25.671(d) АП-25, в качестве аварийного источника электрического и гидравлического питания используется турбонасосная установка (ТНУ), выпускаемая в поток при отказе всех двигателей. Кроме того, для выполнения требований АМС CS-

25 [5] по определению соответствия пункту 25.671(d), необходима установка батарей и гидроаккумуляторов для обеспечения бесперебойного питания в процессе выпуска и раскрутки ТНУ.

Для управления самолётом используются следующие органы управления:

- 1) один горизонтальный переставной стабилизатор для балансировки в продольном канале;
- 2) две секции руля высоты для балансировки и управления в продольном канале;
- 3) два элерона (по одному на левой и правой консолях крыла) для балансировки и управления в поперечном канале;
- 4) один руль направления для балансировки и управления в путевом канале (опционально рассматривается вариант применения двухсекционного руля направления);
- 5) пять пар многофункциональных интерцепторов, которые могут использоваться для управления в поперечном канале (секции 2-5) и торможения самолёта в воздухе (секции 2-5) и на земле (все секции);
- 6) предкрылки и закрылки в составе системы механизации крыла.

Следующим этапом является формирование требований к минимально необходимому количеству приводов на каждой секции органов управления.

На основании предварительного анализа отказобезопасности можно сделать следующие выводы:

- потеря управления стабилизатором в неблагоприятном положении приведёт к значительному усложнению балансировки самолёта и ухудшению маневренных возможностей в продольном канале за счёт необходимости отклонения руля высоты в ненулевое положение для поддержания балансировки.
- потеря управления одной секцией руля высоты приведёт к значительному ухудшению продольной управляемости самолёта;
- потеря управления одним элероном приведёт к заметному ухудшению поперечной управляемости самолёта;

- потеря управления рулём направления приведёт к потере путевого управления;
- потеря управления механизацией крыла (предкрылками и/или закрылками) приведёт к невозможности реализации штатных взлётно-посадочных конфигураций в процессе полёта;
- потеря управления интерцепторами приведёт к ухудшению поперечной управляемости самолёта и посадочных характеристик, степень которого зависит от количества отказавших секций интерцепторов.

На основании предварительного анализа последствий отказов, а также с учётом опыта построения силовой части современных пассажирских самолётов [1] формируются требования к необходимому количеству приводов на каждой секции органов управления, как показано в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Количество рулевых приводов на органах управления

Орган управления	Потребное количество приводов	Выданное количество приводов
Стабилизатор	Два и более	Два
Секция руля высоты	Два и более	Два
Элерон	Два и более	Два
Руль направления	Два и более	Три
Интерцептор	Один и более	Один
Воздушный тормоз	Один и более	Один
Закрылки	Два и более	Два
Предкрылки	Два и более	Два

Для каждой рулевой поверхности выбрано минимальное потребное количество рулевых приводов, за исключением односекционного руля направления. Требование к установке трёх рулевых приводов на руль направления:

- основано на сходстве с конструкцией практически всех современных магистральных самолётов, как показано в Главе 1;
 - обеспечивает сохранение управления рулём направления при любом сочетании отказов гидросистем, что повышает безопасность полёта.

При установке на органе управления двух и более рулевых приводов, они должны быть питаны от различных энергоканалов.

На рисунке 3.1 представлена схема рулевых поверхностей рассматриваемого перспективного пассажирского самолёта с выбранным количеством рулевых приводов.



Рисунок 3.1 – Схема распределения приводов рулевых поверхностей рассматриваемого перспективного пассажирского самолёта

3.2 Требования к управляемости и маневренности при отказе одной ГС

Как показано в Главе 1 настоящей работы, в соответствии с пунктом 25.672(с) АП-25 требуется, чтобы после отказа одной ГС требования к управляемости и маневренности выполнялись в пределах эксплуатационных режимов (скорости, высоты, нормальных перегрузок и конфигураций самолета), которые оговорены в ЛР самолета.

Применительно к структуре перспективного пассажирского самолёта, представленной на рисунке 3.1, отказ одной ГС может привести к отказу одной или нескольких секций интерцепторов, поскольку на каждой секции интерцепторов установлено по одному рулевому приводу. Остальные органы управления сохраняют работоспособность при отказе одной любой ГС.

Отказ секций интерцепторов приводит к ухудшению эффективности поперечного управления самолёта, что может привести к несоответствию требованиям к поперечной и путевой управляемости пункта 25.147 АП-25 [3], особенно в части требований к запасу поперечного управления при скольжении, а также к времени перекладки самолёта по крену.

Для подтверждения соответствия данным требований необходимо проведение расчётных исследований в части определения:

- 1) балансировочных характеристик при неработающем критическом двигателе;
- 2) балансировочных характеристик при установившемся скольжении;
- 3) переходных процессов по углу крена при перекладках из установившегося разворота с креном 30° в разворот противоположного направления с креном 30° .

На рисунке 3.2 представлены зависимости коэффициента момента крена от числа М полёта для каждой секции интерцепторов при отклонении на $\delta_{\text{инт}} = 50^\circ$. Видно, что эффективность управления по крену возрастает для интерцепторов по мере удаления от корневой части крыла, что объясняется увеличением плеча приложения аэродинамической силы.

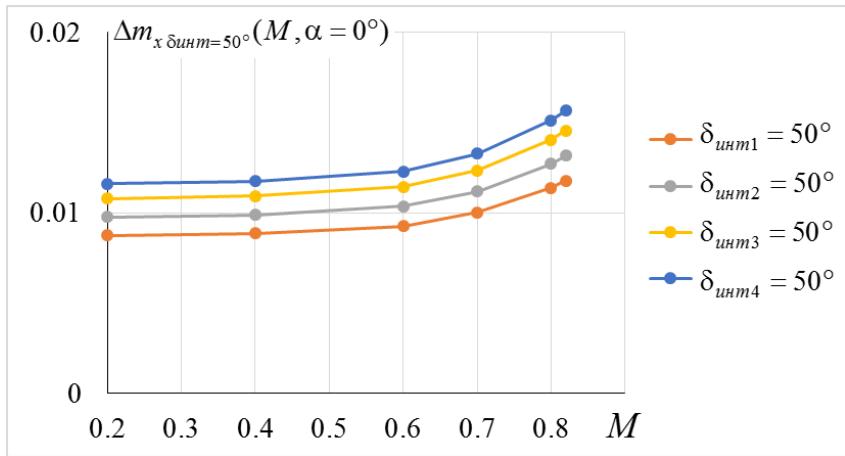


Рисунок 3.2 – Зависимости коэффициента момента крена от числа М полёта для каждой секции интерцепторов

Величины углов скольжения, которые могут потребоваться в обычных эксплуатационных условиях, определяются главным образом величинами скоростей захода на посадку и максимально допустимым боковым ветром. Определим предельные значения углов скольжения в соответствии с методикой АМС 25.177 [5] по формуле:

$$\beta = \arcsin\left(\frac{30}{V_{ист} [\text{уз}]}\right) = \arcsin\left(\frac{15,4}{V_{ист} [\text{м/c}]}\right) \quad (3.1)$$

Наиболее характерными расчётными случаями являются режимы полёта с выпущенной механизацией и минимальным весом на минимальных скоростях. На рисунке 3.3 приведены балансировочные значения углов крена, положения руля направления, правого элерона и интерцепторов в зависимости от угла скольжения для минимального веса во взлётной конфигурации на скорости $V_{пр}=210$ км/ч для случаев отклонения двух элеронов и:

- а) всех секций интерцепторов;
- б) 2-й и 3-й пар секций интерцепторов;
- в) 5-й пары секций интерцепторов.

Предельное значение угла скольжения для скорости $V_{пр}=210$ км/ч рассчитывается по формуле (3.1) и составляет: $\beta_{пред}=15.3^\circ$.

Видно, что эффективности элеронов и одной 5-й пары интерцепторов недостаточно для балансировки на максимальном угле скольжения. Таким образом, для обеспечения требований пункта 25.147(f) в дополнение к двум элеронам необходимо сохранение работоспособности как минимум двух пар секций интерцепторов.

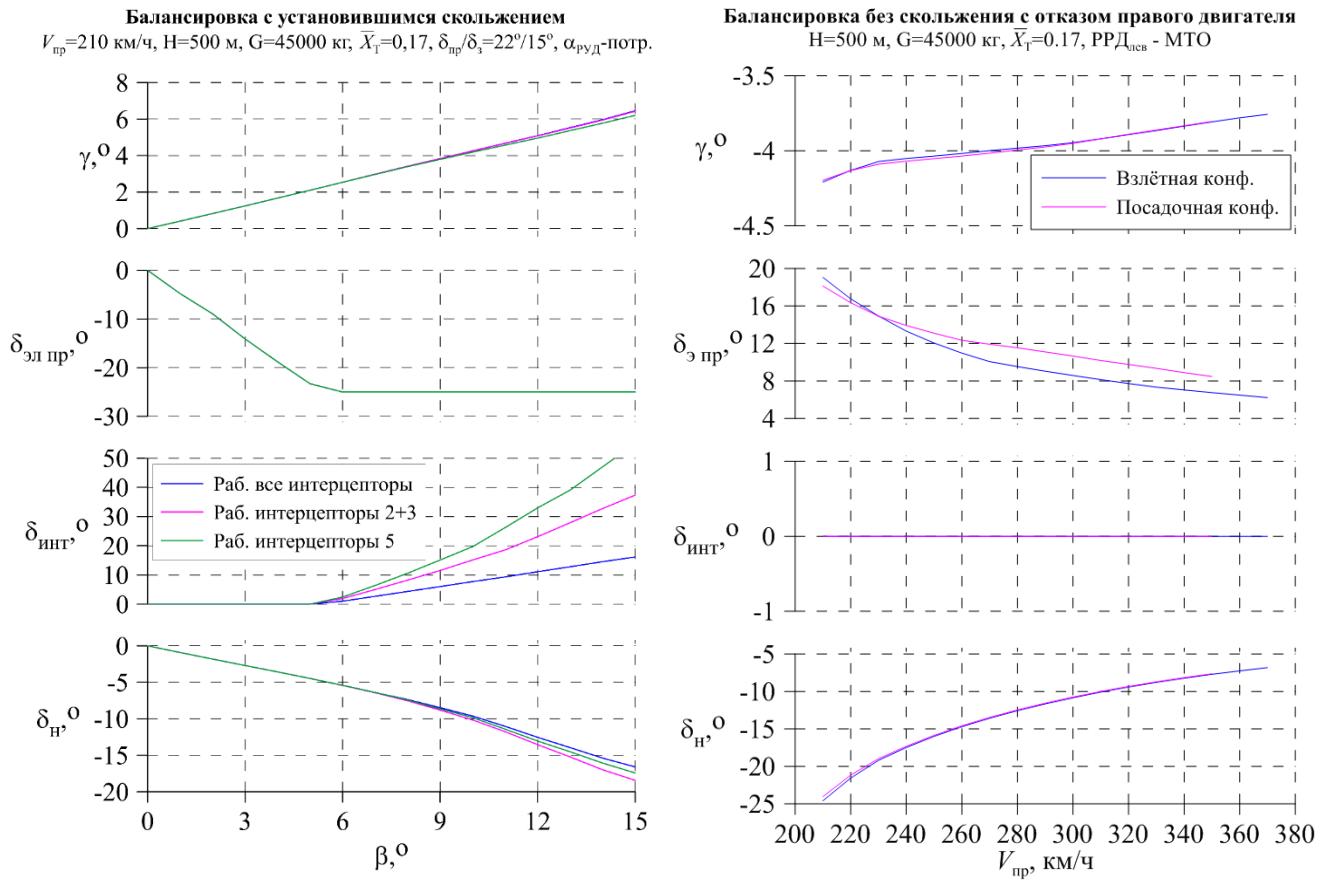


Рисунок 3.3 – Результаты балансировки с установившимся скольжением и с отказом двигателя

На рисунке 3.3 также приведены балансировочные значения углов крена, положения руля направления, правого элерона и интерцепторов в зависимости от скорости полёта при неработающем правом двигателе (левый двигатель при этом работает на режиме максимальной взлётной тяги) и нулевом угле скольжения для основных взлётной и посадочной конфигураций. Видно, что для компенсации возмущающих моментов при несимметричной тяге двигателей достаточно

эффективности двух элеронов, интерцепторы при этом остаются в убранном положении.

На рисунке 3.4 приведены значения времени перекладки самолёта из установившегося разворота с креном 30° в разворот противоположного направления с креном 30° при работе двух элеронов и 2-й и 3-й пар секций интерцепторов. Видно, что время перекладки составляет не более 4 с, что удовлетворяет требованиям пункта 25.177(а*).

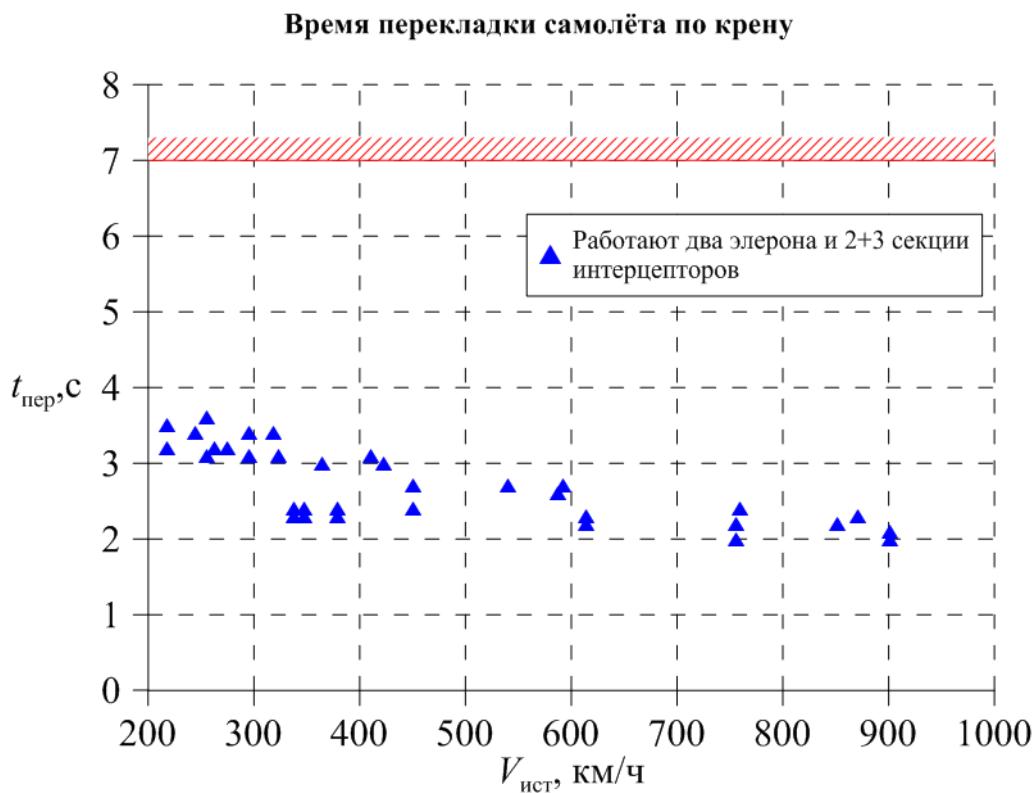


Рисунок 3.4 – Результаты расчёта времени перекладки самолёта из установившегося разворота с креном 30° в разворот противоположного направления с креном 30°

Таким образом, в результате расчётных исследований показано, что для рассматриваемого самолёта, имеющего четыре пары секций интерцепторов для управления по крену, при отказе одной ГС должна сохраняться возможность управления как минимум двумя парами секций интерцепторов.

3.3 Требования к безопасному завершению полёта при отказе двух ГС

При отказе двух гидросистем управление самолётом осуществляется за счёт ограниченного набора рулевых поверхностей, ЭГРП которых запитаны от единственной работоспособной гидросистемы.

Для выработки рекомендаций по распределению потребителей по энергоканалам, необходимо определить минимальный набор органов управления, необходимый для обеспечения требований к безопасному завершению полёта, рассмотренных в разделе 1.3 настоящей работы. Данная задача решается на основании анализа, а также расчётных исследований. В дальнейшем для подтверждения правильности результатов расчётов проводятся стендовые исследования с участием лётного состава [45].

Стоит сразу отметить, что отказ всех двигателей также приводит к отказу двух ГС (ГС1 и ГС2). Как показано в разделе 1.3 настоящей работы, требования к характеристикам управляемости самолёта при отказе всех двигателей совпадают с требованиями к безопасному завершению полёта при отказе двух ГС и работающих двигателях. Однако отказ всех двигателей приводит к переходу на аварийный источник энергопитания. Таким образом, при распределении потребителей между гидросистемами целесообразно по возможности ограничить набор потребителей ГС3 минимально необходимым для выполнения требований к управляемости самолёта.

3.3.1 Продольное управление при отказе двух ГС

Для управления и балансировки самолёта в продольном канале используется переставной стабилизатор и две секции руля высоты. При балансировке самолёта переставным стабилизатором руль высоты сохраняет положение, близкое к нейтральному, обеспечивая максимальные маневренные возможности самолёта. В случае отказа стабилизатора, дальнейшая перебалансировка при изменении режима полёта осуществляется рулём высоты.

Для перемещения стабилизатора могут использоваться два типа механизмов: электромоторы или гидромоторы. Выбор между данными вариантами чаще определяется в зависимости от доступных конструкторских решений, наличия пригодных агрегатов в промышленном производстве и других факторов. В настоящей работе варианты рассматриваются только с точки зрения влияния на управляемость самолёта.

Использование электромоторов позволяет сохранить работоспособность стабилизатора при отказе двух любых ГС и повысить тем самым разнородность резервирования и безопасность полёта. Поэтому данный вариант является наиболее предпочтительным.

В случае, если конструкторские или иные ограничения диктуют необходимость применения гидромоторов для перемещения стабилизатора, это обуславливает следующее требование к распределению приводов стабилизатора и рулей высоты между энергоканалами: отказ двух любых ГС должен приводить к потере управления либо стабилизатором, либо одной секцией руля высоты.

Для подтверждения соответствия требованиям к продольной управляемости при отказе двух ГС, приводящем к отказу одной секции руля высоты, необходимо определить располагаемые маневренные возможности самолёта. Наиболее критичными режимами при этом являются режимы полёта с малыми скоростями на предельно передней центровке.

На рисунке 3.5 представлены результаты продольной балансировки самолёта с установившимся значением нормальной перегрузки $n_{yg}=0.8\dots1.3$ при отказе одной секции руля высоты в посадочной и крейсерской конфигурациях. Видно, что эффективности одной работоспособной секции руля высоты достаточно для выполнения требований к маневренным возможностям самолёта по перегрузке в основном диапазоне скоростей полёта.

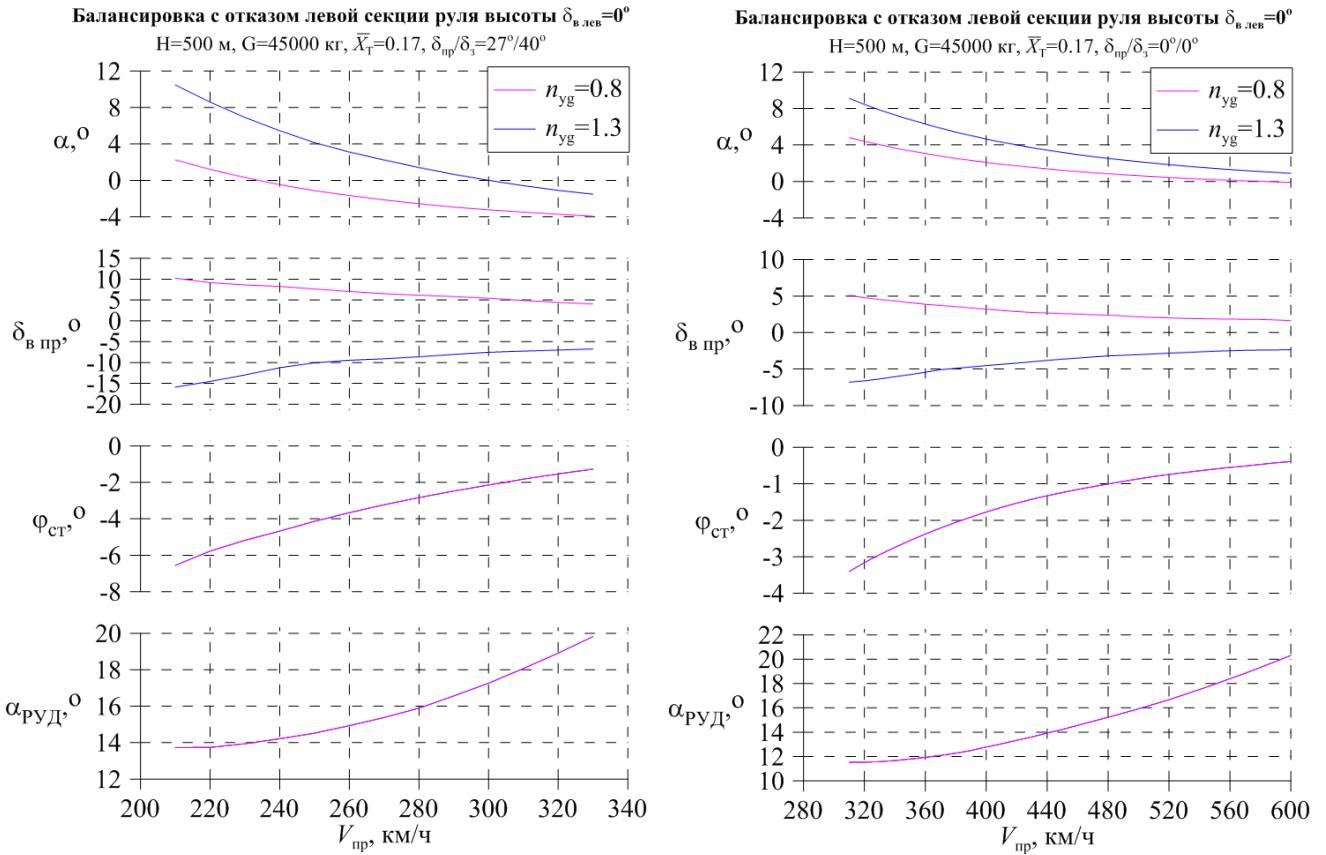


Рисунок 3.5 – Результаты продольной балансировки самолёта по перегрузке при отказе одной секции руля высоты в посадочной и крейсерской конфигурации

3.3.2 Поперечное управление при отказе двух ГС

Для управления и балансировки самолёта в поперечном канале используются два элерона (по одному на левой и правой консолях крыла) и четыре пары секций интерцепторов (2-я, 3-я, 4-я и 5-я). Необходимо определить минимальный набор органов поперечного управления для обеспечения требований к безопасному завершению полёта, рассмотренных в разделе 1.3 настоящей работы, а именно: время перекладки из установленвшегося разворота с креном 30° на величину 60° с тем, чтобы изменить направление разворота, должно составлять не более 11 секунд.

На рисунке 3.6 приведены значения времени перекладки по крену на всех основных режимах полёта для следующих расчётных случаев:

- 1) работает один элерон (положение второго элерона соответствует нулевому шарнирному моменту);

- 2) работают два элерона;
- 3) работает одна пара интерцепторов.

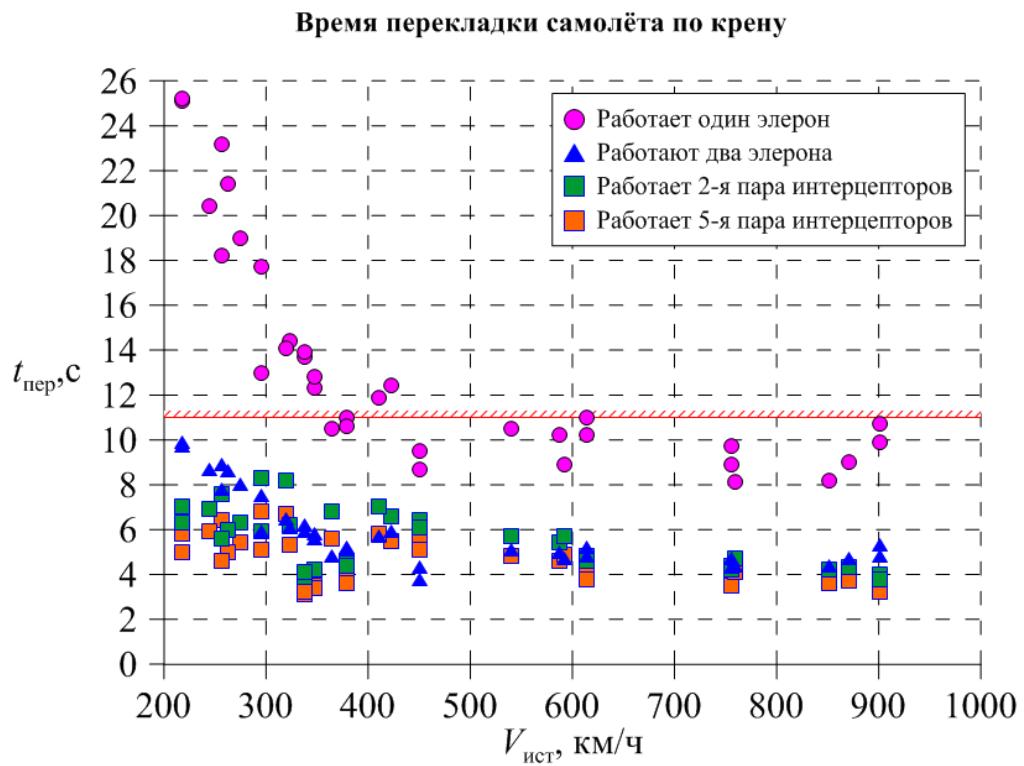


Рисунок 3.6 – Результаты расчёта времени перекладки по крену на всех основных режимах полёта

При потере управления одним элероном, он отклоняется в положение, соответствующее нулевому шарнирному моменту. Для компенсации возникающей при этом асимметрии, необходимо отклонить работающий элерон симметрично отказавшему (например, с помощью триммера). В результате, самолёт приобретает несимметричную реакцию на управление в поперечном канале. На рисунке 3.6 приведены результаты расчётов для наиболее неблагоприятного направления перекладки по крену при отказе одного элерона. Видно, что на скоростях полёта $V_{\text{ист}} < 450$ км/ч эффективности одного элерона недостаточно для выполнения требования к времени перекладки самолёта по крену.

Таким образом, минимальный набор органов поперечного управления для обеспечения требований к безопасному завершению полёта должен включать в себя либо два элерона, либо одну пару интерцепторов.

Ещё одним вопросом является выбор симметричного либо несимметричного варианта энергопитания элеронов.

В случае, если правый и левый элерон питаются от одинаковых двух ГС, управление обоими элеронами сохраняется при двух из трёх возможных сочетаниях отказов ГС. При одном из трёх возможных сочетаний отказов ГС происходит потеря управления обоими элеронами. Дальнейшее управление самолёта по крену осуществляется только за счёт интерцепторов. Данный вариант может быть рекомендован к применению на самолётах с интегральным законом управления в поперечном канале. При традиционном статическом законе управления может потребоваться перенастройка параметров системы управления при потере управления элеронами, поскольку подключение интерцепторов обычно реализуется лишь при значительных отклонениях рычага управления по крену, что может затруднить пилотирование.

В случае несимметричного распределения гидропитания элеронов, при двух из трёх возможных сочетаниях отказов ГС происходит потеря управления одним элероном. Данный отказ приводит к возмущению в поперечном канале вследствие отклонения отказавшего элерона под действием шарнирного момента и необходимости устранения возникшей асимметрии за счёт триммера элеронов.

3.3.3 Путевое управление при отказе двух ГС

Для управления самолётом в путевом канале используется односекционный руль направления, на котором устанавливается три ЭГРП. Очевидно, что для сохранения управления рулём направления при отказе двух любых ГС каждый из трёх ЭГРП должен быть запитан от отдельной ГС.

Рассмотрим в качестве optionalного варианта двухсекционный руль направления с двумя ЭГРП на каждой секции. Целесообразно распределить ЭГРП

по ГС таким образом, чтобы при отказе двух ГС, не приводящем к потере управления одной секцией руля направления, сохранялась максимально возможная эффективность поперечного управления для обеспечения балансировки самолёта на предельных значениях угла скольжения, определяемых по формуле (3.1).

3.4 Обеспечение максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей

Как было показано в Главе 1, в руководящих документах и циркулярах отсутствуют требования к дистанции планирования самолёта при отказе всех двигателей. Тем не менее, возможность достижения подходящей ВПП в данной аварийной ситуации может оказаться определяющим фактором успешного завершения полёта либо катастрофы.

Дистанция планирования самолёта зависит в том числе и от конфигурации самолёта после отказа двух двигателей, которая, в свою очередь, определяется структурным построением системы управления. В целях повышения безопасности полёта целесообразно реализовать такое структурное построение силовой части системы управления, которое позволяет обеспечить максимально возможную дальность планирования (с учётом выполнения всех остальных требований к маневренным возможностям самолёта). Иными словами, рекомендуется сформировать следующее требование к системе управления самолёта:

«Структурное построение системы управления самолёта должно обеспечивать по возможности наибольшую дальность планирования в случае отказа всех двигателей.»

Дальность планирования определяется аэродинамическим качеством и рассчитывается по следующей формуле [46]:

$$L_{\text{пл}} = - \int_{H_{\text{з нач}}}^{H_{\text{з кон}}} K(H_{\text{з}}) dH_{\text{з}}$$

Кроме того, при отказе двух двигателей необходимо учитывать дополнительное сопротивление от авторотации, величина которого зависит от режима полёта (раздел 2.2 настоящей работы).

Для обеспечения максимальной дальности планирования необходимо реализовать максимальное аэродинамическое качество самолёта.

С точки зрения конфигурации самолёта после отказа, основное влияние на аэродинамическое качество оказывает положение элеронов [47, 48]. В случае, если отказ всех двигателей и двух соответствующих ГС приводит к потере управления хотя бы одним элероном, он автоматически отклоняется под действием шарнирного момента. Для компенсации возникающей асимметрии, второй элерон необходимо отклонить в такое же положение.

Зависимость коэффициента шарнирного момента элерона от угла отклонения элерона при разных углах атаки для крейсерской конфигурации самолёта приведена на рисунке 3.7. На режиме планирования с оптимальной скоростью при отказе всех двигателей V_{GREEN} угол отклонения элеронов будет составлять $\delta_{\text{эл}} \approx -11^\circ$, что приведёт к уменьшению аэродинамического качества самолёта и, как следствие, дистанции планирования.

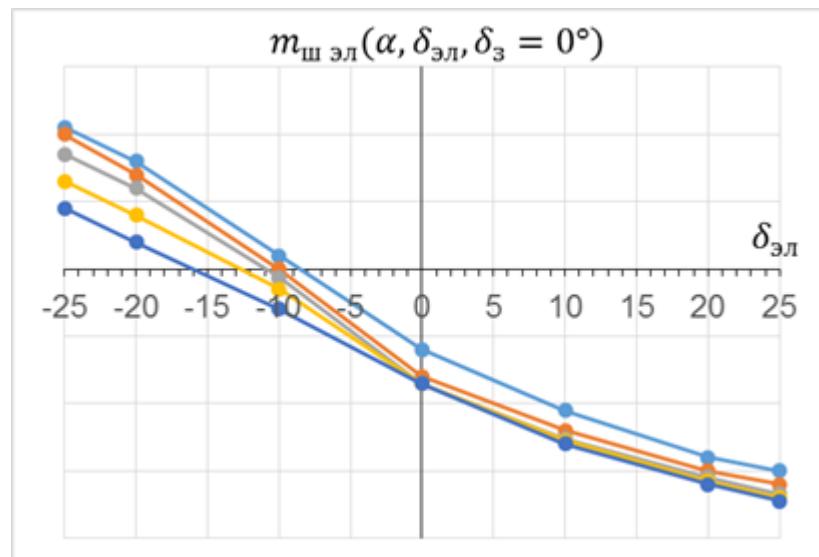


Рисунок 3.7 – Зависимость коэффициента шарнирного момента элерона от угла атаки и угла отклонения элерона для крейсерской конфигурации самолёта

Расчётные оценки аэродинамического качества самолёта в крейсерской конфигурации на оптимальной скорости планирования при отказе всех двигателей $V_{\text{GREEN DOT}}$ в зависимости от высоты полёта приведены на рисунке 3.8 для различных значений массы и центровки самолёта. По результатам расчётов видно, что отклонение двух элеронов на угол, соответствующий нулевому шарнирному моменту ($\delta_{\text{эл}} \approx -11^\circ$), приводит к уменьшению аэродинамического качества самолёта на 0.3–0.8, и, как следствие, сокращению дальности планирования. Расчётные значения дальности планирования с высоты 11 км до высоты 1 км приведены в таблице 3.2.

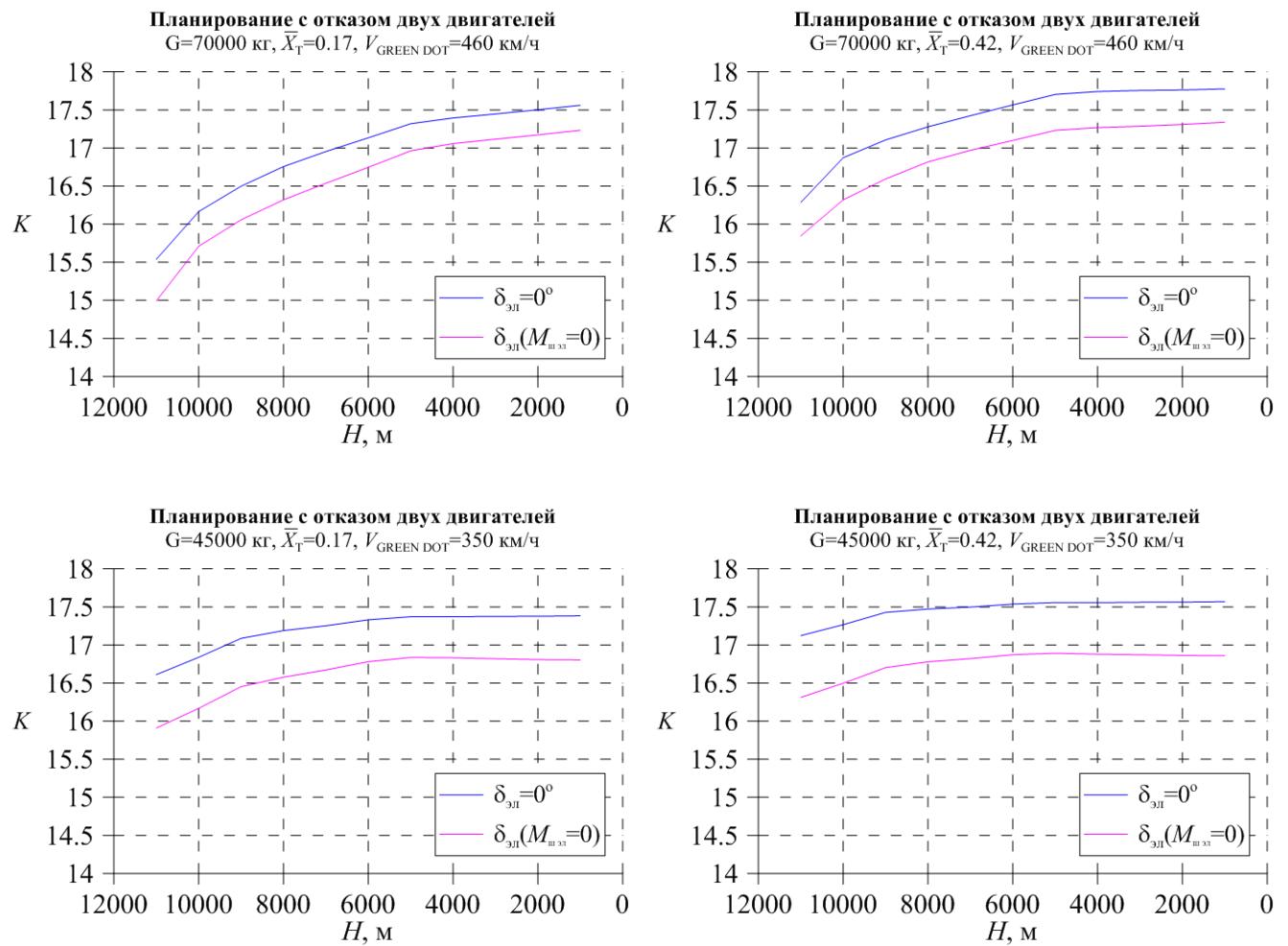


Рисунок 3.8 – Расчётные оценки аэродинамического качества самолёта в крейсерской конфигурации на скорости $V_{\text{GREEN DOT}}$ в зависимости от высоты полёта

Таблица 3.2 – Расчётные значения дальности планирования с высоты 11 км до высоты 1 км при отказе двигателей

Режим	$L_{\text{пл}}$, км (оба элерона работают)	$L_{\text{пл}}$, км (оба элерона отклоняются по шарнирному моменту)	Сокращение дальности планирования при отказе элеронов $\Delta L_{\text{пл}}$, км
$G=70 \text{ т}, x_T=0.17$	169.7	165.7	4
$G=70 \text{ т}, x_T=0.42$	174.2	169.5	4.7
$G=45 \text{ т}, x_T=0.17$	172.2	166.3	5.9
$G=45 \text{ т}, x_T=0.42$	174.8	167.8	7

Как видно из результатов, сохранение управления двумя элеронами позволяет увеличить дальность планирования с высоты 11 км до высоты 1 км на 4–7 км (в зависимости от веса и центровки самолёта). Такая разница может являться определяющей с точки зрения возможности достижения пригодной для посадки ВПП и обеспечения безопасности завершения полёта.

Таким образом, для обеспечения максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей рекомендуется обеспечить возможность управления двумя элеронами от ГСЗ.

3.5 Посадочные характеристики самолёта при отказе двух ГС

Отказ двух гидросистем негативно влияет на посадочные характеристики самолёта, поскольку может привести к отказам механизации крыла, воздушных тормозов, реверса двигателей и, как следствие, к увеличению посадочной дистанции.

Как было показано в разделе 1.3 настоящей работы, в руководстве АМС CS-25 [5] в разделе по определению соответствия пункту 25.671(с) содержится

требование, согласно которому самолёт должен оставаться в пределах ВПП на этапе послепосадочного пробега вплоть до полной остановки. Однако в нормативных документах и циркулярах отсутствуют требования к допустимой степени увеличения посадочной дистанции в отказных ситуациях.

В отечественных нормах лётной годности самолётов транспортной категории АП-25 [3] содержатся определения и требования к посадочным дистанциям в безотказных ситуациях. В соответствии с пунктом 25.125 АП-25, посадочная дистанция определяется как *«расстояние по горизонтали, необходимое для выполнения посадки и полной остановки самолёта от точки на высоте 15 м над посадочной поверхностью»*.

Определение потребной посадочной дистанции содержится в п. 25.125А АП-25. В соответствии с требованиями данного пункта, величина потребной посадочной дистанции для сухих ВПП должна составлять не менее величины располагаемой посадочной дистанции при выполнении посадки со всеми работающими двигателями, умноженной на коэффициент 1.67 для основных аэродромов назначения:

$$L_{\text{потр.сух.}} = 1.67 \cdot L_{\text{расп.сух.}}$$

Потребная посадочная дистанция для влажных ВПП, в случае отсутствия результатов лётных испытаний по определению посадочных дистанций на влажных ВПП, должна представлять собой потребную посадочную дистанцию для сухих ВПП, умноженную на коэффициент 1.15. Таким образом, потребную посадочную дистанцию для влажных ВПП можно определить следующим образом:

$$L_{\text{потр.влаж.}} = 1.92 \cdot L_{\text{расп.сух.}}$$

Определения располагаемой и потребной посадочных дистанций проиллюстрированы на рисунке 3.9.

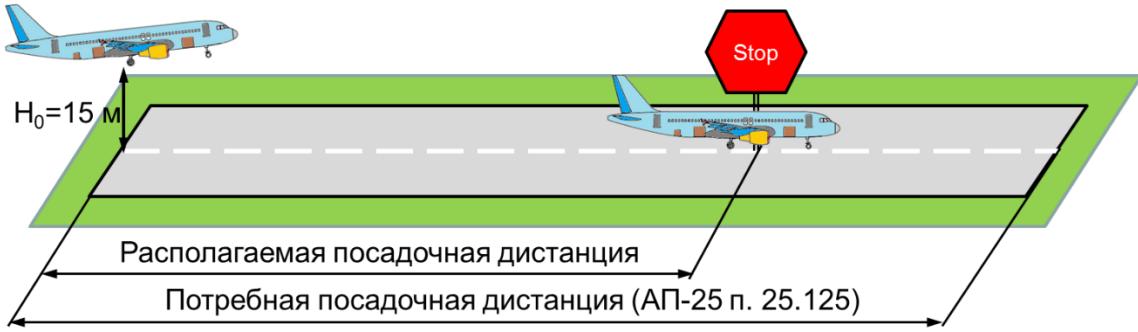


Рисунок 3.9 – Определение располагаемой и потребной посадочных дистанций

Как было показано в Главе 2, отказы двух гидросистем могут привести к значительному увеличению посадочной дистанции. Так, на самолёте Airbus A320 отказ двух гидросистем (HS G и HS Y) приводит к увеличению посадочной дистанции в 2.8 раза на сухой ВПП и в 2.5 раза на влажной ВПП. При таком отказе располагаемой длины ВПП аэропорта назначения, определённой в соответствии с требованиями п. 25.125А АП-25, может оказаться недостаточно для остановки самолёта. Это может создать предпосылки к аварийной ситуации вследствие выкатывания самолёта за пределы ВПП.

Для определения величины посадочной дистанции перспективного пассажирского самолёта проведено расчётное моделирование захода на посадку и посадки самолёта. Процедура захода на посадку приведена на рисунке 3.10.

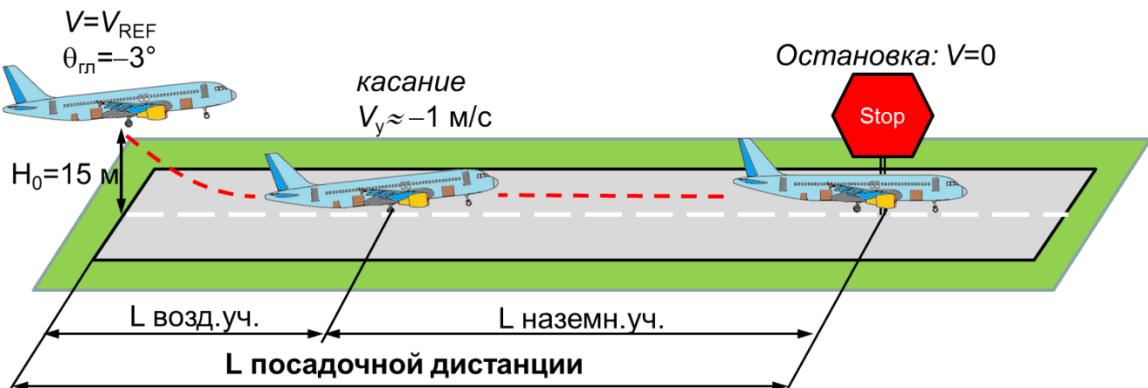


Рисунок 3.10 – Процедура расчёта захода на посадку

Как показано на рисунке 3.10, величина посадочной дистанции определяется суммой длины воздушного участка, начиная с высоты $H=15$ м над поверхностью ВПП, и наземного участка после касания ВПП и до полной остановки самолёта. Основной вклад в величину посадочной дистанции вносит длина наземного участка, которая определяется эффективностью средств торможения самолёта.

Для определения величины располагаемой посадочной дистанции на сухой ВПП моделировался заход на посадку самолёта с максимальным посадочным весом $G_{\max,\text{пос.}} = 64.5$ т в штатной посадочной конфигурации на заданной скорости захода на посадку $V_{\text{REF}} = 255$ км/ч при штатном функционировании бортовых систем (без отказов). Выпуск интерцепторов производился автоматически по сигналу обжатия основных стоек шасси, в соответствии с алгоритмами системы управления. Колёсные тормоза действовали через 1 с после обжатия основных стоек шасси. Реверс двигателей не использовался. Величина посадочной дистанции, определённая в ходе расчётных исследований для сухой ВПП, составила:

$$L_{\text{посад.дист.}} = 1045 \text{ м.}$$

Таким образом, в соответствии с требованиями пункта 25.125 АП-25, величины потребной посадочной дистанции составляют:

- для сухой ВПП: $L_{\text{потр.сух.}} = 1.67 \cdot L_{\text{расп.сух.}} = 1745$ м.
- для влажной ВПП: $L_{\text{потр.влаж.}} = 1.92 \cdot L_{\text{расп.сух.}} = 2007$ м.

Теперь рассмотрим случай отказа двух гидросистем ГС1 и ГС2 для варианта структурного построения силовой части системы управления, представленного на рисунке 3.11.

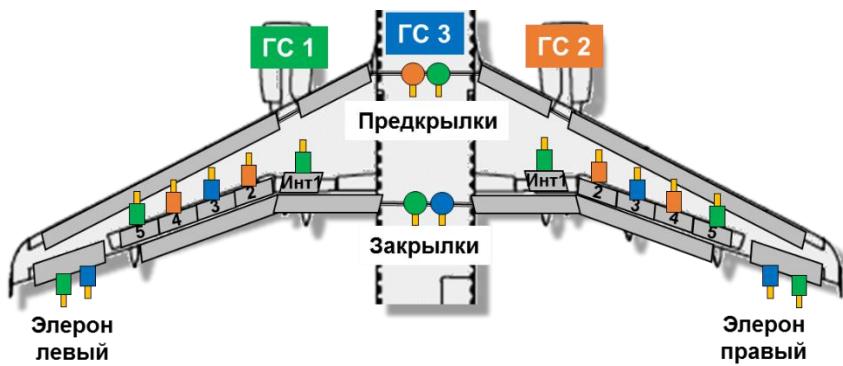


Рисунок 3.11 – Пример структурного построения системы управления для расчёта посадочных дистанций

В рассматриваемом варианте отказ ГС1 и ГС2 приводит к:

- 1) отказу предкрылков, что, в свою очередь, вызывает необходимость захода на посадку в нештатной конфигурации (выпущеные закрылки при убранных предкрылках) на повышенной скорости;
- 2) отказу всех секций интерцепторов, за исключением 3-й пары, что снижает эффективность функций гашения подъемной силы и торможения самолёта;
- 3) отказу реверса обоих двигателей, что также снижает эффективность торможения самолёта, особенно на скользкой ВПП.

Для оценки степени увеличения посадочных дистанций при рассматриваемых отказах проведено расчётное моделирование захода на посадку самолёта с максимальным посадочным весом $G_{\max, \text{пос.}} = 64.5$ т в конфигурации с убранными предкрылками (закрылки выпущены на 15 градусов) на повышенной скорости захода на посадку $V_{\text{REF}} = 330$ км/ч. Выпуск работоспособной 3-й пары секций интерцепторов производился автоматически по сигналу обжатия основных стоек шасси, в соответствии с алгоритмами системы управления. Колёсные тормоза задействовались через 1 с после обжатия основных стоек шасси. Величина посадочной дистанции, определённая в ходе расчётных исследований для рассматриваемых последствий отказа двух ГС, составила:

- для сухой ВПП: $L_{\text{посад.дист.}} = 2760$ м;
- для влажной ВПП: $L_{\text{посад.дист.}} = 3585$ м.

Как видно, отказ предкрылоков, четырёх пар секций интерцепторов и реверса обоих двигателей приводит к увеличению посадочной дистанции более чем в 2.6 раза при посадке на сухую ВПП и более чем в 3.4 раза при посадке на влажную ВПП. При этом длина посадочной дистанции при посадке на влажную ВПП превышает 3.5 км. Это значительно превосходит определённые в соответствии с требованиями пункта 25.125 АП-25 величины потребной посадочной дистанции (рисунок 3.12).

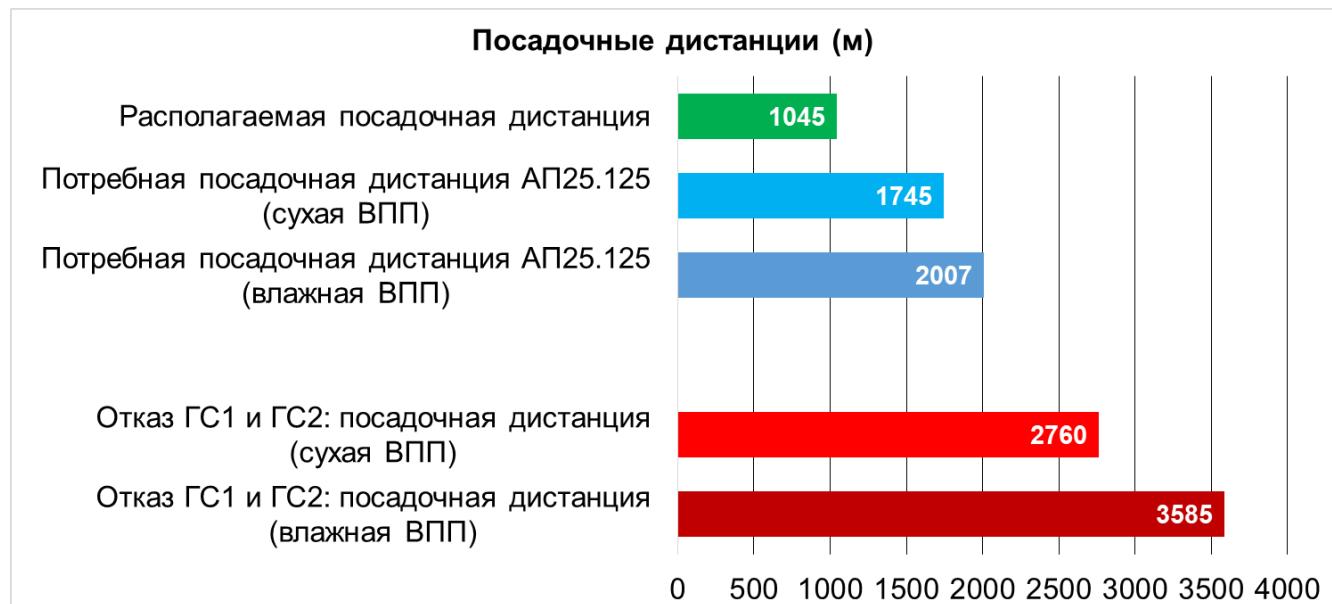


Рисунок 3.12 – Результаты расчётов посадочных дистанций при отказах двух ГС

Для того, чтобы дополнительно проиллюстрировать степень критичности такого увеличения посадочной дистанции, рассмотрим статистику по длине ВПП аэропортов РФ, которые могут являться аэропортами назначения рассматриваемого пассажирского самолёта.

В качестве аэропортов назначения рассматриваемого в работе перспективного среднемагистрального самолёта могут быть рассмотрены международные аэропорты федерального значения РФ. В РФ насчитывается 75 таких аэропортов, в соответствии с опубликованными документами ФАВТ (Росавиация):

- перечень аэропортов федерального значения [49];
- перечень аэропортов (аэродромов), открытых для выполнения международных полетов воздушных судов (на 01.01.2016) [50].

Диаграмма распределения международных аэропортов федерального значения РФ по длине ВПП приведена на рисунке 3.13.

Международные аэропорты РФ

федерального значения.

Длина ВПП

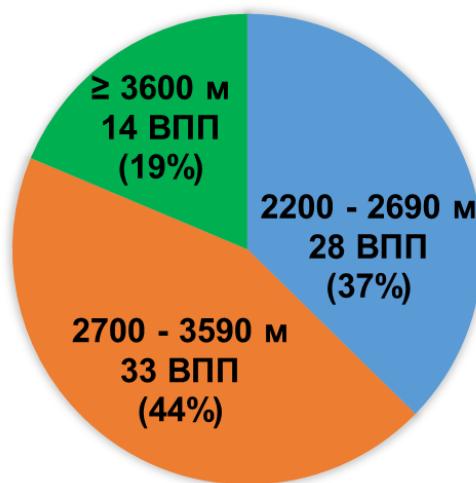


Рисунок 3.13 – Диаграмма распределения международных аэропортов федерального значения РФ по длине ВПП

Как видно из диаграммы, на настоящее время в РФ насчитывается 28 аэропортов с длиной ВПП менее 2700 м, что составляет 37% от общего количества международных аэропортов федерального значения РФ. При этом доля аэропортов с длиной ВПП более 3600 м составляет всего 19% от общего числа.

Таким образом, показано, что при отказе гидросистем и значительном увеличении посадочной дистанции возникает опасность того, что при посадке в аэропорту назначения самолёт не сможет остановиться в пределах ВПП, что может привести к аварийной или даже катастрофической ситуации.

Как было отмечено в Главе 1, требования норм лётной годности не содержат требований к дистанциям самолёта при отказах в системе управления. Однако, в

пункте 25.735 АП-25, в разделе «Тормоза и тормозные системы» содержится требование к посадочным дистанциям при отказах в системе торможения:

«(b) Способность тормозной системы. Система торможения, связанные с ней системы и компоненты должны разрабатываться и создаваться так, чтобы:

(1) Если отказывает любой электрический, пневматический, гидравлический или механический, или передающий элемент, или если потерян любой единственный источник гидравлического или другого энергетического снабжения тормоза, было возможно остановить самолет оставшимися тормозными средствами на дистанции не более чем в 2 раза длиннее полученной при определении ее, как задано в 25.125».

В целях повышения безопасности полёта и обеспечения возможности безопасного завершения полёта в отказных ситуациях необходимо разработать требование к предельно допустимому увеличению посадочных дистанций во всех отказных ситуациях, не относящихся к категории практически невероятных.

Данное требование может быть сформулировано следующим образом:

«При любых отказах систем самолёта, приводящих к увеличению посадочной дистанции и не отнесённых к событиям практически невероятным, должна обеспечиваться возможность остановить самолет на дистанции не более чем в 2 раза длиннее полученной при определении ее в соответствии с п.25.125 АП-25».

При несоответствии самолёта данному требованию, возникает риск выкатывания самолёта за пределы ВПП при посадке в отказной ситуации, что может привести к возникновению аварийной или даже катастрофической ситуации, что недопустимо с точки зрения требований АП-25 к безопасности полёта.

Основным подходом при решении задачи соответствия предлагаемому требованию является повышение степени резервирования систем, функционирование которых оказывает наиболее значительное влияние на

посадочные характеристики самолёта [51]. К таким системам можно отнести: интерцепторы, средства механизации крыла, реверс двигателей.

В работе [51] рассматриваются следующие возможные варианты доработки представленной на рисунке 3.11 схемы силовой системы управления для уменьшения посадочных дистанций при отказах двух гидросистем:

- 1) перераспределение интерцепторов и механизации крыла по гидросистемам;
- 2) резервирование системы реверса тяги за счёт питания от ГС3 или гидроаккумуляторов;
- 3) резервирование системы выпуска предкрылков при отказе двух гидросистем за счёт электроэнергии.

Результаты расчётов посадочных дистанций самолёта при предлагаемых вариантах доработки силовой части системы управления для сухой и влажной ВПП, полученные в ходе расчётного моделирования приведены на рисунке 3.14.

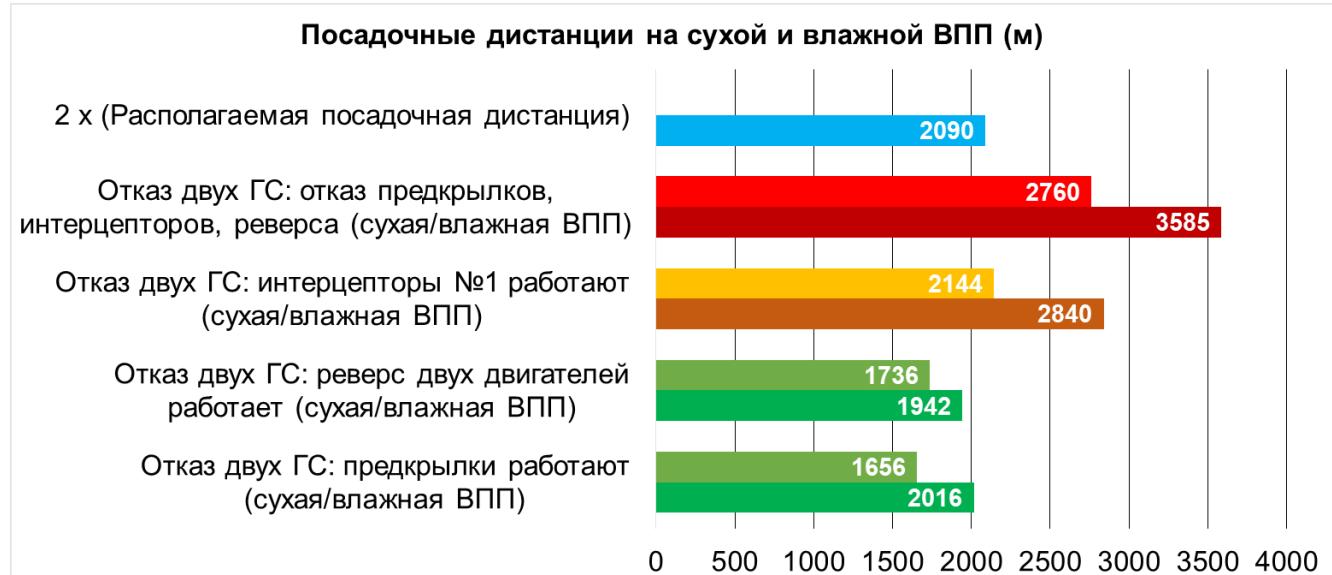


Рисунок 3.14 – Результаты расчётов посадочных дистанций самолёта при предлагаемых вариантах доработки силовой части системы управления

Предлагаемые варианты доработки силовой части системы управления позволяют значительно уменьшить длину посадочной дистанции при отказе двух

ГС. Резервирование системы реверса тяги двигателей или энергопитания предкрылков позволяет обеспечить выполнение сформированных ранее требований к величине посадочной дистанции при отказе гидросистем для сухой и влажной ВПП. Задействование двух пар секций интерцепторов при отказе предкрылков и реверса двигателей также позволяет сократить посадочную дистанцию, однако при посадке на влажную ВПП величина посадочной дистанции превышает величину располагаемой посадочной дистанции в безотказной ситуации более чем в два раза.

3.6 Описание методики формирования структурного построения силовой системы управления для обеспечения требований безопасности полёта

3.6.1 Критерии оценки управляемости и посадочных характеристик самолёта

При разработке методики формирования структурного построения силовой системы управления для обеспечения требований безопасности полёта используется разработанное ранее в МАИ понятие критериальных параметров подсистем, т.е. таких параметров, которые наиболее полно отражают функциональные возможности подсистем [11]. Необходимо определить критериальные параметры для оценки динамики самолёта в продольном, поперечном и путевом каналах управления, а также для оценки посадочных характеристик самолёта.

Продольный канал управления

Для оценки эффективности управляемости самолёта в продольном канале предлагается использовать значение располагаемого приращения нормальной перегрузки $\Delta n_{y\text{расп}}$, которое можно оценить по следующей формуле [11]:

$$\Delta n_{y\text{расп}} = \frac{\Delta m_{z\text{в}}}{\sigma_n C_{y\text{ГП}}}.$$

Режимы полёта с предельно передней центровкой $\bar{x}_{T_{\text{пред.пер.}}}$ являются наиболее критичным случаем с точки зрения располагаемых маневренных возможностей по нормальной перегрузке. Степень продольной статической устойчивости по перегрузке σ_n при этом можно оценить следующим образом:

$$\sigma_n = \bar{x}_{T_{\text{пред.пер.}}} - \bar{x}_{T_0} + \frac{m_z^\alpha}{c_y^\alpha} + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu},$$

где \bar{x}_{T_0} – отнесённое к САХ положение центра тяжести, относительно которого определены основные аэродинамические характеристики.

Суммарная эффективность руля высоты Δm_{z_B} рассчитывается следующим образом:

– без отказов:

$$\Delta m_{z_B} = \Delta m_{z_B}(\delta_{\text{прав}}, \alpha, M, \delta_z) + \Delta m_{z_B}(\delta_{\text{лев}}, \alpha, M, \delta_z),$$

– при отказе одной секции руля высоты:

$$\Delta m_{z_B} = \Delta m_{z_B}(\delta_{\text{прав}}, \alpha, M, \delta_z) + \Delta m_{z_B}(\delta_{\text{отк}}, \alpha, M, \delta_z),$$

где $\delta_{\text{отк}}$ – положение отказавшей секции руля высоты;

– при отказе стабилизатора типа заклинение:

$$\Delta m_{z_B} = \Delta m_{z_B}((\delta_{\text{прав}} - \delta_{\text{бал}}), \alpha, M, \delta_z) + \Delta m_{z_B}((\delta_{\text{лев}} - \delta_{\text{бал}}), \alpha, M, \delta_z),$$

где $\delta_{\text{бал}}$ – балансировочное отклонение руля высоты при отказе стабилизатора.

Балансировочное отклонение руля высоты при отказе стабилизатора зависит от положения стабилизатора в момент его отказа. Наиболее критичным случаем является отказ стабилизатора в крейсерской конфигурации на большой скорости полёта, соответствующий наибольшему отклонению стабилизатора на пикирование. Данный случай можно определить как:

$$\Phi_{\text{отк}} = \max(\Phi_{\text{бал}i NFE} |_{X_T \text{ пр.пер.}}),$$

где $\Phi_{\text{бал}i NFE}$ – массив значений балансировочных положений стабилизатора в основной области режимов полёта (Normal Flight Envelope).

Тогда на режимах захода на посадку потребное балансировочное положение руля высоты можно оценить следующим образом:

$$\delta_{\text{бал}} = -\frac{m_z(\alpha_{REF}, \delta_{\text{предк}}, \delta_{\text{закр}}) + m_z(\phi_{\text{отк}})}{m_z^{\delta_b}}.$$

При этом, поскольку потребное балансировочное положение руля высоты будет направлено на кабрирование, наиболее критичным случаем будет определение максимальной располагаемой нормальной перегрузки $n_y \text{расп max}$.

Поперечный канал управления

Для оценки эффективности управляемости самолёта в поперечном канале предлагается использовать значение установившейся угловой скорости крена $\omega_x \text{уст}$. Для оценки данного параметра на ранних этапах проектирования системы управления будем использовать следующую формулу [11]:

$$\omega_x \text{уст} = \frac{\Delta m_{x\text{эл}} + \Delta m_{x\text{инт}}}{m_x^{\omega_x}} \cdot \frac{2V}{l} \cdot \frac{180}{\pi}.$$

Суммарная эффективность элеронов $\Delta m_{x\text{эл}}$ рассчитывается для каждого отказного случая. Для двух работающих элеронов:

$$\Delta m_{x\text{эл}} = (\Delta m_{x\text{эл}}(\delta_{\text{элпрmax}}, \alpha, M, \delta_3) - \Delta m_{x\text{эл}}(\delta_{\text{эллевmin}}, \alpha, M, \delta_3)) \cdot \xi_{\text{эл}}(M, q),$$

где $\xi_{\text{эл}}(M, q)$ – поправка на упругость к эффективности элеронов.

При отказе одного элерона, приводящем к его отклонению по шарнирному моменту, принимается, что второй элерон необходимо отклонить симметрично, для устранения возмущающего момента крена. Это приводит к несимметричной реакции самолёта по крену, поскольку располагаемая эффективность работающего элерона зависит от направления вращения. Оценивается наихудший вариант, когда знак отклонения работающего элерона соответствует знаку отклонения отказавшего элерона по шарнирному моменту, следующим образом:

$$\Delta m_{x\text{эл}} = (-\Delta m_{x\text{эл}}(\delta_{\text{элMш0}}, \alpha, M, \delta_3) - \Delta m_{x\text{эл}}(\delta_{\text{элmin}}, \alpha, M, \delta_3)) \cdot \xi_{\text{эл}}(M, q),$$

где $\delta_{\text{элMш0}} < 0$ – положение отказавшего элерона, соответствующее нулевому шарнирному моменту.

При отказе обоих элеронов принимается, что они оба отклоняются по шарнирному моменту, в результате $\Delta m_{x\text{эл}} = 0$.

Суммарная эффективность интерцепторов Δm_x инт, используемых для управления по крену (секции 2–5), рассчитывается для каждого отказного случая следующим образом:

$$\Delta m_{x\text{инт}} = K_{m\text{xсовм}}(\delta_{\text{инт}2}, \delta_{\text{инт}3}, \delta_{\text{инт}4}, \delta_{\text{инт}5}) \cdot \sum_{i=2}^5 K_{\text{инт}i} \cdot \Delta m_{x\text{инт}i}(\delta_{\text{инт}i\max}, \alpha, M, \delta_3),$$

где:

$K_{m\text{xсовм}}(\delta_{\text{инт}2}, \delta_{\text{инт}3}, \delta_{\text{инт}4}, \delta_{\text{инт}5})$ – коэффициент, учитывающий эффективность совместного отклонения тех или иных секций интерцепторов;

$K_{\text{инт}i}$ – коэффициент работоспособности i -й секции интерцепторов (равен 0 или 1 в зависимости от работоспособности соответствующей гидросистемы);

$\delta_{\text{инт}i\max}$ – максимальный угол отклонения i -й секции интерцепторов в режиме управления по крену (в «элеронном» режиме).

Как было показано в разделе 1.3 настоящей работы, допустимый уровень ухудшения характеристик управляемости в поперечном канале для сохранения возможности безопасного завершения полёта включает в себя требование к перекладке из установившегося разворота с креном 30° на величину 60° с тем, чтобы изменить направление разворота, за время не более чем 11 секунд. Параметр времени перекладки можно связать с параметром установившейся угловой скорости крена с учётом времени достижения величины установившейся угловой скорости следующим образом:

$$t_{\text{пер}} \approx \frac{60}{\omega_{x\text{уст}}} + 1.$$

Тогда вышеуказанное требование можно записать в виде:

$$t_{\text{пер}} \leq 11 \text{ с} \Rightarrow \omega_{x\text{уст}} \geq 6 \text{ град/с.}$$

Путевой канал управления

Для оценки эффективности управляемости самолёта в путевом канале предлагается использовать значение максимального угла скольжения, на котором самолёт может быть сбалансирован рулём направления [11]:

$$\beta_{\max} = -\frac{\Delta m_{y_{\text{рн}}}}{m_y^\beta}.$$

При использовании двухсекционного руля направления, величина $\Delta m_{y_{\text{рн}}}$ рассчитывается следующим образом:

$$\Delta m_{y_{\text{рн}}} = \sum_{i=1}^2 K_{pni} \cdot \Delta m_{y_{\text{рн}i}}(\delta_{pni}, \alpha, M, \delta_3),$$

где K_{pni} – коэффициент работоспособности i -й секции руля направления.

При этом также необходимо учитывать располагаемые возможности поперечного управления для компенсации момента крена, возникающего при скольжении и при отклонённом руле направления. Максимальное значение угла скольжения, на котором обеспечивается компенсация возникающего от скольжения момента крена за счёт сохраняющих работоспособность органов поперечного управления, можно оценить следующим образом:

$$\beta_{\text{комп}} = -\frac{\Delta m_{x_{\text{эл}}} + \Delta m_{x_{\text{инт}}} + \Delta m_{x_{\text{рн}}}}{m_x^\beta}.$$

Для обеспечения возможности балансировки со скольжением должно выполняться условие:

$$\beta_{\max} \leq \beta_{\text{комп}}.$$

Требование к максимальному углу скольжения может быть представлено в виде требования к предельно допустимой скорости бокового ветра, поскольку [11]:

$$\beta = \arcsin\left(\frac{W}{V}\right) \approx \frac{W}{V}.$$

Тогда для предельно допустимой скорости бокового ветра из условия балансировки рулём направления можно записать [11]:

$$W_{\text{доп}} = -V \frac{\Delta m_{\text{урн}}}{m_y^\beta}.$$

С учётом необходимости компенсации возникающего от скольжения момента крена, выражение для предельно допустимой скорости бокового ветра можно переписать следующим образом:

$$W_{\text{доп}} = -V \cdot \min(\beta_{\max}, \beta_{\text{комп}}).$$

Как было показано в разделе 1.3 настоящей работы, допустимая скорость бокового ветра для сохранения возможности безопасного завершения полёта составляет 18.5 км/ч (5.14 м/с), т.е. должно выполняться:

$$W_{\text{доп}} \geq 5.14.$$

Управление механизацией крыла

Отказ предкрылоков или закрылоков приводит к необходимости захода на посадку в нештатной конфигурации и на повышенной скорости. Это, в свою очередь приводит к увеличению посадочной дистанции, но, в то же время, и к увеличению располагаемых маневренных возможностей.

Оценим предварительные значения скоростей захода на посадку в штатных и нештатных конфигурациях. В соответствии с требованиями п. 25.125 АП-25, скорость захода на посадку V_{REF} не может быть менее $1.23V_{SR}$ в соответствующей конфигурации.

Скорость сваливания V_{SR} рассчитаем по формуле:

$$V_{SR} = \sqrt{\frac{2G}{c_{yS}\rho S}}.$$

Тогда:

$$V_{REF} = 1.23 \cdot \sqrt{\frac{2G}{c_{yS}\rho S}}.$$

Угол атаки на скорости захода на посадку на линейном участке зависимости $c_{ya}(\alpha)$ можно оценить следующим образом:

$$\alpha_{REF} = \frac{0.66c_{yS} - c_{y0}}{c_y^\alpha}.$$

При заходе на посадку на угол тангажа (и, соответственно, на угол атаки при заданном угле наклона глиссады $\theta_{\text{гл}} = -3^\circ$) накладываются следующие ограничения:

- 1) Минимальное значение угла тангажа должно обеспечивать безопасность от посадки на носовую стойку шасси, т.е. должно быть больше стояночного угла тангажа:

$$\vartheta_{\min \text{REF}} > \vartheta_{\text{ст}}.$$

$$\alpha_{\min \text{REF}} > \vartheta_{\text{ст}} + 3^\circ.$$

- 2) Максимальное значение угла тангажа должно обеспечивать безопасное выравнивание или уход на второй круг без касания хвостовой частью фюзеляжа поверхности ВПП, т.е.:

$$\vartheta_{\max \text{REF}} < \vartheta_{\max \text{кас}}.$$

С учётом необходимого запаса маневренных возможностей на выравнивании или уходе на второй круг, для угла атаки можно принять:

$$\alpha_{\max \text{REF}} > \vartheta_{\max \text{кас}} + 3^\circ - \frac{\Delta n_y \text{потр}}{n_y^\alpha},$$

где:

$\Delta n_y \text{потр}$ – запас по перегрузке на выполнение выравнивания или ухода на второй круг (можно принять $\Delta n_y \text{потр} = 0.3$, что соответствует основной области режимов полёта);

$n_y^\alpha = \frac{c_{ya}^\alpha q S}{G}$ – градиент нормальной перегрузки по углу атаки.

В результате, должно выполняться условие:

$$\alpha_{\text{REFmin}} \leq \alpha_{\text{REF}} \leq \alpha_{\text{REFmax}}.$$

Посадочная дистанция

Величина посадочной дистанции самолёта складывается из дистанции воздушного участка и длины пробега [52]:

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{в.у.}} + L_{\text{проб.}}$$

Длина воздушного участка может быть оценена следующим образом:

$$L_{\text{в.у.}} = \frac{Y_a}{(X_a - P_{\text{пос}})_{\text{cp}}} \left(\frac{V_{REF}^2 - V_{\text{кас}}^2}{2g} + H_{\text{пос}} \right) = \frac{c_{yaREF} q S}{(c_{xaREF} q S - P_{\text{пос}})_{\text{cp}}} \left(\frac{V_{REF}^2 - V_{\text{кас}}^2}{2g} + H_{\text{пос}} \right),$$

где:

c_{xaREF} , c_{yaREF} – коэффициенты силы лобового сопротивления и подъёмной силы на воздушном участке этапа захода на посадку;

$P_{\text{пос}}$ – суммарная тяга двигателей на этапе захода на посадку;

$V_{\text{кас}}$ – скорость самолёта в момент касания ВПП;

$H_{\text{пос}}$ – высота, с которой отсчитывается посадочная дистанция (в соответствии с требованиями АП-25, принимается $H_{\text{пос}}=15$ м).

Длина пробега вычисляется следующим образом:

$$L_{\text{проб}} = \int_{V_{\text{кас}}}^0 \frac{V dV}{g n_{xa}(V)} = \int_{V_{\text{кас}}}^0 \frac{V dV}{g \left(\frac{P}{mg} - \mu_{\text{пр}} - (c_{xa \text{ пр}} - \mu_{\text{пр}} c_{ya \text{ пр}}) \frac{\rho S V^2}{2mg} \right)},$$

где:

P – суммарная тяга двигателей на пробеге;

$c_{xa \text{ пр}}$, $c_{ya \text{ пр}}$ – коэффициенты силы лобового сопротивления и подъёмной силы на пробеге, которые определяются с учётом текущей конфигурации на пробеге и выпущенных секций интерцепторов;

$\mu_{\text{пр}}$ – приведенный коэффициент трения, который зависит от состояния поверхности ВПП и настройки автомата торможения. В среднем для сухой бетонной ВПП принимается $\mu_{\text{пр}}=0.3$ [52].

При учёте времени задержки применения торможения колес на пробеге $\Delta t_{\text{торм}}$, длину пробега необходимо увеличить на величину, равную произведению скорости самолёта при касании ВПП (в м/с) на время задержки:

$$L_{\text{проб}} = L_{\text{проб}} + V_{\text{кас}} \Delta t_{\text{торм}}.$$

3.6.2 Формирование матриц отказных ситуаций

Для рассматриваемого самолёта с тремя независимыми гидросистемами сформируем матрицы распределения гидропитания для каждого потребителя.

Для питания стабилизатора, рулей высоты, элеронов и секций руля направления (при двухсекционном руле направления), а также для механизации крыла (предкрылоков и закрылок) используются по два рулевых привода (далее обозначены РП1, РП2), поэтому матрицы распределения гидропитания можно представить в следующем виде:

– для стабилизатора:

$$\text{StabM} = \begin{pmatrix} \text{РП1} & \text{РП2} \\ \text{stab1} & \text{stab2} \end{pmatrix} \text{Стабилизатор};$$

– для рулей высоты:

$$\text{ElevM} = \begin{pmatrix} \text{РП1} & \text{РП2} \\ \text{elev1} & \text{elev2} \\ \text{elev3} & \text{elev4} \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Руль высоты левый} \\ \text{Руль высоты правый} \end{array};$$

– для элеронов:

$$\text{AilM} = \begin{pmatrix} \text{РП1} & \text{РП2} \\ \text{ail1} & \text{ail2} \\ \text{ail3} & \text{ail4} \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Элерон левый} \\ \text{Элерон правый} \end{array};$$

– для руля направления:

$$\text{RudM} = \begin{pmatrix} \text{РП1} & \text{РП2} \\ \text{rud1} & \text{rud2} \\ \text{rud3} & \text{rud4} \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Руль направления верхний} \\ \text{Руль направления нижний} \end{array};$$

– для механизации крыла:

$$\text{HLDm} = \begin{pmatrix} \text{РП1} & \text{РП2} \\ \text{hld1} & \text{hld2} \\ \text{hld3} & \text{hld4} \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Предкрылки} \\ \text{Закрылки} \end{array};$$

где stab1–stab2, elev1–elev4, ail1–ail4, rud1–rud4, hld1–hld4 – переменные, соответствующие номеру гидросистемы, используемой для питания соответствующего рулевого привода (варьируются в диапазоне [1, 2, 3]).

Для питания интерцепторов используется по одному рулевому приводу, при этом для каждой пары интерцепторов на правом и левом полукрыле используется

одинаковый источник гидропитания. Матрица распределения гидропитания имеет вид:

$$SpM = \begin{cases} sp1 & \text{Интерцептфы №1} \\ sp2 & \text{Интерцептфы №2} \\ sp3 & \text{Интерцептфы №3,} \\ sp4 & \text{Интерцептфы №4} \\ sp5 & \text{Интерцептфы №5} \end{cases}$$

где $sp1-sp5$ – индексы в диапазоне [1, 2, 3], соответствующие номеру гидросистемы, используемой для питания соответствующей пары интерцепторов.

Возможные варианты распределения органов управления по гидросистемам определяются совокупностью вариантов заполнения рассматриваемых матриц распределения гидропитания.

С математической точки зрения, количество возможных вариантов распределения определяется размерностью матриц следующим образом:

$$N_{\text{вар_мат}} = N_{\Gamma C}^{(N_{\text{stab}} + N_{\text{lev}} + N_{\text{ail}} + N_{\text{rud}} + N_{\text{hld}} + N_{\text{sp}})},$$

где:

$N_{\Gamma C}=3$ – число гидросистем;

$N_{\text{stab}}, N_{\text{lev}}, N_{\text{ail}}, N_{\text{rud}}, N_{\text{hld}}, N_{\text{sp}}$ – количество элементов соответствующих матриц распределения гидропитания для каждого органа управления.

Рассчитанная таким образом величина $N_{\text{вар_мат}}=3^{23}\approx 94$ млн вариантов не имеет практического смысла, поскольку при формировании возможных вариантов матриц распределения гидропитания необходимо учитывать следующие практические соображения:

- 1) при установке на рулевой поверхности двух рулевых приводов, они должны запитываться от разных гидросистем;
- 2) поскольку принимается допущение, что один рулевой привод имеет достаточную эффективность для обеспечения работоспособности соответствующего органа управления, порядок распределения гидросистем в паре приводов значения не имеет и рассматривается как один вариант (например, «1–2» и «2–1»);

- 3) для гидропитания рулей высоты, секций руля направления, а также механизации (предкрылоков и закрылок) должны использоваться разные пары источников, чтобы при любом сочетании отказов двух гидросистем хотя бы одна секция рулей и одна поверхность механизации (либо предкрылки, либо закрылки) сохраняли работоспособность;
- 4) для гидропитания интерцепторов, используемых в управлении по крену (секции 2–5), должны использоваться все три гидросистемы, чтобы при любом сочетании отказов двух гидросистем хотя бы одна пара секций интерцепторов сохраняли работоспособность.

С учётом вышеуказанных практических соображений, общее количество возможных вариантов распределения гидропитания сокращается до величины $N_{\text{вар_общ}}=629856$ вариантов.

Дальнейшее сокращение количества рассматриваемых вариантов распределения гидропитания можно провести путём разделения задачи формирования структурного построения силовой системы управления на отдельные этапы, как показано далее в разделе 3.6.3.

Формирование матриц отказных состояний и соответствующих коэффициентов работоспособности отдельных органов управления в диапазоне [0,1] производится путём определения элементов матриц распределения гидропитания, соответствующих номеру сохраняющей работоспособность k -й гидросистемы.

Предлагаемый подход реализован в виде программы на языке MATLAB для расчётов на рассматриваемом варианте пассажирского самолёта.

3.6.3 Постановка задачи оптимизации

Для сокращения количества рассматриваемых вариантов распределения гидропитания разделим задачу формирования структурного построения силовой системы управления на три отдельных этапа, связанных с необходимостью

выполнения требований к безопасному завершению полёта, представленных в разделе 1.3, а также в Главе 3.

На этапе 1 целесообразно рассмотреть следующие задачи:

- 1) обеспечение требуемой эффективности поперечного управления;
- 2) обеспечение максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей;
- 3) обеспечение требуемых посадочных дистанций.

Данные три задачи связаны с распределением гидропитания между интерцепторами, элеронами и механизацией. При этом число рассматриваемых вариантов распределения гидропитания значительно сокращается по сравнению с ранее определённой величиной $N_{\text{вар_общ}}$ и составляет $N_{\text{вар1}}=5832$ варианта.

Каждая задача может быть рассмотрена либо в виде задачи обеспечения граничных условий, либо в виде задачи оптимизации (минимизации или максимизации) заданного функционала. Одновременное решение нескольких задач оптимизации может привести к появлению нескольких вариантов структурного построения системы, каждый из которых оптимален только по одному из параметров. Поэтому целесообразно выделить первую задачу в качестве оптимационной, а вторую и третью рассмотреть в виде задач обеспечения граничных условий.

Поскольку принимается допущение, что отказы двух любых гидросистем имеют одинаковую вероятность, первая задача формулируется в виде задачи обеспечения максимальной эффективности поперечного управления при всех сочетаниях отказов гидросистем, т.е. максимизации минимального значения установившейся угловой скорости крена для всех возможных отказных ситуаций:

$$\max_{k=1,2,3}(\min(\omega_{xycrk})).$$

Как было показано в разделе 3.4, обеспечение максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей достигается за счёт сохранения работоспособности элеронов. Если при отказе двух двигателей сохраняется работоспособность гидросистемы ГС3, данное условие можно записать в виде:

$$K_{\text{эл}1}|_{k=3} = 1 \rightarrow \max(\text{AilM}(1,:)) = 3;$$

$$K_{\text{эл}2}|_{k=3} = 1 \rightarrow \max(\text{AilM}(2,:)) = 3.$$

Как было показано в разделе 3.5, целесообразно использовать требование к увеличению посадочной дистанции не более чем в 2 раза при отказе двух любых гидросистем. Данное требование можно записать как:

$$\max_{k=1,2,3}(L_{\text{пос } k}) \leq 2 \cdot L_{\text{расп}},$$

где $L_{\text{расп}}$ – посадочная дистанция для сухой ВПП без отказов.

Как было показано в разделе 1.4 настоящей работы, в случае отказа всех двигателей сохраняется работоспособность одной гидросистемы (в рассматриваемом примере – ГС3) с использованием аварийных источников энергии. Аварийные источники энергии имеют ограниченную производительность, которая значительно ниже производительности основных гидронасосов с приводом от маршевых двигателей. По этой причине можно рекомендовать питание от ГС3 для минимально необходимого набора потребителей. Данное условие может быть записано в виде:

$$\min(N_{\text{потреб}}|_{k=3}).$$

Рассматриваемая задача относится к задачам целочисленного программирования [53] с целочисленными переменными. Методы решения таких задач зачастую имеют комбинаторный характер и, в большинстве, представляют собой набор частных приемов, пригодных для решения частных задач.

3.6.4 Метод суррогатной оптимизации

Для решения поставленной выше задачи оптимизации с заданными ограничениями предлагается использовать метод суррогатной оптимизации (surrogate optimization) [54–57]. Данный метод позволяет:

- оперировать с функциями, не являющимися гладкими (не выполняется условие непрерывности второй производной);

– решать задачу оптимизации в целочисленной постановке (переменные могут являться целыми числами) с заданными границами переменных и с учётом нелинейных ограничений типа неравенств;

– находить глобальное решение (при достаточном числе итераций).

Алгоритм суррогатной оптимизации, который может быть применен для решения рассматриваемой практической задачи, входит в состав программного пакета MATLAB в расширении Global Optimization Toolbox.

В процессе работы, данный алгоритм переключается между двумя фазами (рисунок 3.15):

- создание суррогата;
- поиск минимума.

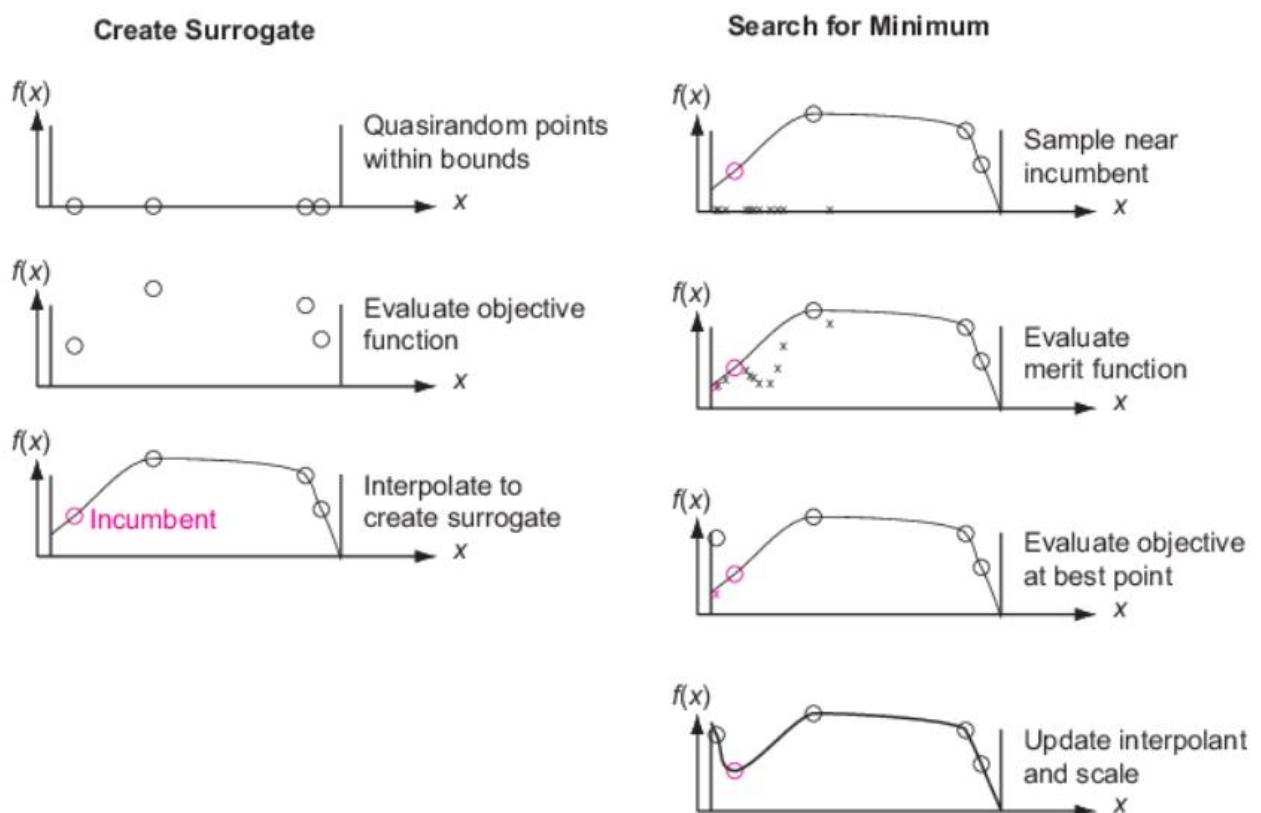


Рисунок 3.15 – Принцип суррогатной оптимизации

Для создания суррогата, алгоритм выбирает квазислучайные точки в пределах заданных ограничений значений параметров и рассчитывает значения

целевой функции в выбранных точках. Далее алгоритм создает суррогат как интерполяцию рассчитанных значений целевой функции с использованием радиально-базисной функции (РБФ).

Основными свойствами, позволяющими использовать РБФ в качестве интерполятора для создания суррогата, являются следующие:

- РБФ определяется по одной формуле для любой размерности и любого числа точек;
- РБФ принимает заданные значения в выбранных расчётных точках;
- создание РБФ сопровождается решением линейной системы уравнений размерности $N \times N$, где N – число квазислучайных точек. Как показано в работе [54], такая система имеет единственное решение для множества РБФ.

Для перехода к фазе поиска минимума, алгоритм определяет точку из квазислучайного набора с минимальным значением целевой функции в качестве «действующей» точки. В окрестности данной точки определяется набор новых псевдослучайных точек, в которых происходит расчёт оценочной функции.

Оценочная функция является взвешенной комбинацией двух функций: масштабируемой суррогатной функции и масштабируемой функции расстояния.

Масштабируемая суррогатная функция вычисляется следующим образом:

$$S(x) = \frac{s(x) - s_{\min}}{s_{\max} - s_{\min}},$$

где:

$s(x)$ – значение суррогатной функции в точке x ;

s_{\min}, s_{\max} – минимальное и максимальное значения суррогатной функции среди псевдослучайных точек.

Значения $S(x)$ являются неотрицательными, при этом нулевые значения соответствуют точкам с минимальным значением суррогатной функции среди псевдослучайных точек.

Масштабируемая функция расстояния вычисляется следующим образом:

$$D(x) = \frac{d_{\max} - d(x)}{d_{\max} - d_{\min}},$$

где:

d_{\min}, d_{\max} – минимальное и максимальное расстояния между каждой псевдослучайной точкой и каждой точкой оценки целевой функции;
 $d(x)$ – минимальное расстояние между точкой x и точкой оценки целевой функции.

Значения $D(x)$ являются неотрицательными, при этом нулевые значения соответствуют точкам x , максимально удалённым от точек оценки целевой функции. Таким образом, минимизация $D(x)$ приводит алгоритм к точкам, удалённым от точек оценки целевой функции.

Оценочная функция вычисляется как выпуклая комбинация масштабируемой суррогатной функции и масштабируемой функции расстояния:

$$f_{merit}(x) = wS(x) + (1 - w)D(x).$$

Большие значения веса w приводят алгоритм поиска к минимизации суррогатной функции. Малые значения веса w приводят алгоритм поиска к новым областям с точками, лежащими дальше от точек оценки целевой функции. Как предложено в работе [55], в процессе фазы поиска минимума параметр веса w последовательно принимает следующие четыре значения:

$$w = [0.3 \ 0.5 \ 0.8 \ 0.95].$$

После расчёта оценочной функции точка, в которой величина оценочной функции минимальна, выбирается в качестве адаптивной точки. Алгоритм оценивает целевую функцию в адаптивной точке и обновляет суррогатную функцию с использованием данного значения. Если величина целевой функции в адаптивной точке оказывается значительно ниже, чем в ранее определённой «действующей» точке, поиск признается успешным, при этом адаптивная точка устанавливается в качестве новой «действующей» точки. В противном случае, «действующая» точка не изменяется.

Алгоритм изменяет масштаб поиска при выполнении одного из следующих условий:

– поиск трижды признается успешным после предыдущего изменения масштаба. В этом случае масштаб увеличивается в два раза, вплоть до максимально допустимого значения, определяемого размером допустимого диапазона изменения параметров, умноженным на 0.8;

– поиск признается неуспешным столько раз, сколько переменных варьируется в задаче (но не менее 5 раз) после предыдущего изменения масштаба. В этом случае масштаб уменьшается в два раза, вплоть до минимально допустимого значения, определяемого размером допустимого диапазона изменения параметров, умноженным на 0.00001.

Алгоритм переходит от фазы поиска минимума к фазе создания суррогата (иными словами, происходит «перезагрузка» суррогата) когда все псевдослучайные точки, определённые в окрестности «действующей» точки, находятся на заданном минимальном расстоянии от точек оценки целевой функции. Обычно это происходит после соответствующего уменьшения масштаба поиска, в результате чего все новые псевдослучайные точки оказываются в окрестности «действующей» точки.

При наличии нелинейных ограничений, алгоритм модифицируется следующим образом. При первоначальном запуске, а также после каждой «перезагрузки» суррогата, алгоритм создаёт суррогаты целевой функции, а также функции нелинейных ограничений. В случае, если при создании суррогата «действующая» точка является допустимой (т.е. удовлетворяет заданным ограничениям), алгоритм продолжается по описанной выше схеме. В противном случае происходит переход к поиску допустимой точки, при котором, в ходе фазы поиска минимума, происходит изменение оценочной функции. Для этого в каждой из псевдослучайных точек определяется число ограничений, которые не выполняются, и таким образом отбираются точки с наименьшим числом невыполненных ограничений. Среди этих точек алгоритм выбирает точку, которой соответствует минимальное значение оценочной функции. Данная точка становится «действующей». В дальнейшем, до нахождения допустимой точки, алгоритм использует данное изменение оценочной функции. После нахождения

допустимой точки, она становится «действующей», и алгоритм возвращается к описанной выше схеме.

3.6.5 Расчёт критериальных параметров для матриц отказных состояний и выбор оптимального распределения гидропитания по потребителям

По результатам оптимизации для рассматриваемого пассажирского самолёта определен вариант распределения гидропитания между интерцепторами, элеронами и механизацией, при котором реализуется минимальное значение установившейся угловой скорости крена на режиме захода на посадку $\omega_{x_{\text{устmin}}} = 14.7$ град/с.

Поскольку в рассматриваемой задаче гидросистемы №1 и №2 являются эквивалентными, выбранному в результате оптимизации варианту соответствует второй вариант, при котором все потребители гидросистемы №1 и №2 зеркально меняются местами.

Выбранная пара вариантов (рисунок 3.16) описывается следующим образом:

$$\text{AilM}_{\text{opt}} = \begin{pmatrix} 1/2 & 3 \\ 1/2 & 3 \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Элеронлевый} \\ \text{Элеронправый} \end{array};$$

$$\text{HLDm}_{\text{opt}} = \begin{pmatrix} 2/1 & 3 \\ 1 & 2 \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Предкрылки} \\ \text{Закрылки} \end{array};$$

$$\text{SpM}_{\text{opt}} = \begin{pmatrix} 1/2 \\ 2/1 \\ 3 \\ 1/2 \\ 2/1 \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Интерцептры №1} \\ \text{Интерцептры №2} \\ \text{Интерцептры №3} \\ \text{Интерцептры №4} \\ \text{Интерцептры №5} \end{array}.$$

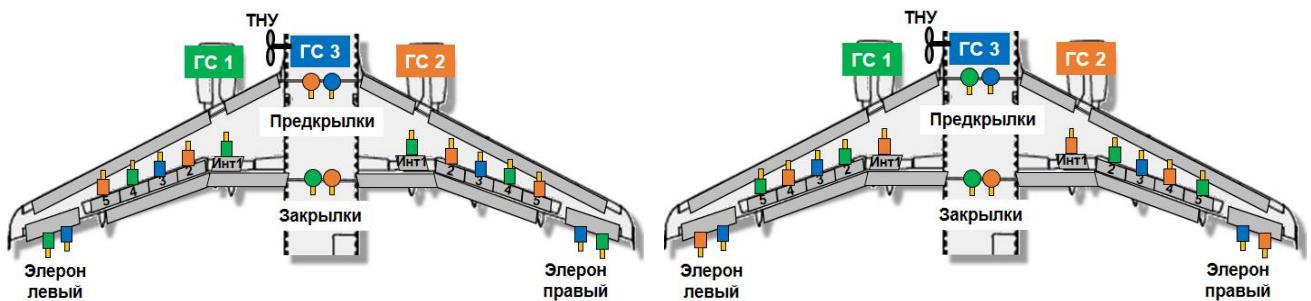


Рисунок 3.16 – Пара вариантов распределения гидропитания между интерцепторами, элеронами и механизацией

Помимо одинакового минимального значения установившейся угловой скорости крена на режиме захода на посадку $\omega_{x\text{уст}m}=14.7$ град/с, данные варианты также обеспечивают одинаковое максимальное значение посадочной дистанции в отказной ситуации $L_{\text{пос}}=1824$ м.

На этапе 2 решается задача обеспечения требуемой эффективности путевого управления. Как было показано в разделе 3.6.1, эффективность путевого управления должна быть связана с располагаемыми возможностями поперечного управления. Данную задачу запишем в виде задачи максимизации минимальной величины допустимого бокового ветра, определяемого из условий балансировки самолёта при отказах гидросистем:

$$\max_{k=1,2,3}(\min(W_{z\text{ доп } k})).$$

Наибольшая величина допустимого бокового ветра, определяемая при наихудшем варианте отказа двух гидросистем, составляет $W_{z\text{ доп } \max}=8.9$ м/с и соответствует паре вариантов, представленных на рисунке 3.16, и соответствующей ей паре вариантов распределения гидропитания двух секций руля направления (рисунок 3.17):

$$\text{RudM}_{\text{opt}} = \begin{pmatrix} 1 & 2 \\ 2/1 & 3 \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Руль направления верхний} \\ \text{Руль направления нижний} \end{array};$$

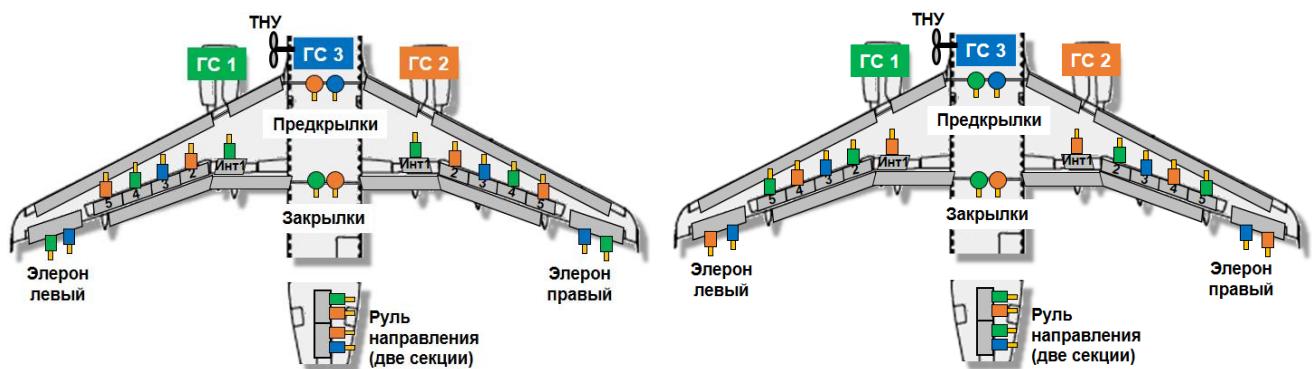


Рисунок 3.17 – Выбранные варианты распределения гидропитания для руля направления

На этапе 3 решается задача обеспечения требуемой эффективности продольного управления. Данная задача, как было показано, определяется величиной максимального приращения располагаемой нормальной перегрузки при отказах гидросистем:

$$\max_{k=1,2,3}(\min(\Delta n_{\text{ураспmax}})).$$

Наибольшая величина максимального приращения располагаемой нормальной перегрузки, определяемая при наихудшем варианте отказа двух гидросистем, составляет $\Delta n_{\text{ураспmax}} = 0.67$ и соответствует паре вариантов, представленных на рисунке 3.17, и соответствующей ей паре вариантов распределения гидропитания двух секций руля высоты и стабилизатора (рисунок 3.18):

$$\text{StabM} = (1/2 \quad 3) \text{Стабилизатор};$$

$$\text{ElevM} = \begin{pmatrix} 1 & 2 \\ 2/1 & 3 \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Руль высоты левый} \\ \text{Руль высоты правый} \end{array}.$$

Значения критериальных параметров $\omega_{x\text{уст}}$, $W_{z\text{доп}}$, $\Delta n_{\text{урасп}}$ и $L_{\text{пос}}$ для варианта, представленного на рисунке 3.18, при сохранении работоспособности одной ГС, приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Значения критериальных параметров для выбранного варианта

<i>Параметр \ Рабочая ГС</i>	ГС 1	ГС 2	ГС 3
$\omega_{x\text{уст}}$, град/с	14.7	15.7	20.2
$W_{z\text{доп}}$, м/с	10	8.9	9.5
$\Delta n_{\text{урасп}}$	0.84	0.67	0.84
$L_{\text{пос}}$, М	1824	1198	1798

Варианты структурного построения системы управления, выбранные в соответствии с предлагаемой методикой и представленные на рисунке 3.18, обеспечивают наименьшую степень ухудшения характеристик управляемости и посадочных характеристик самолёта, а также выполнение требований к безопасному завершению полёта при всех возможных сочетаниях отказов двух гидросистем.

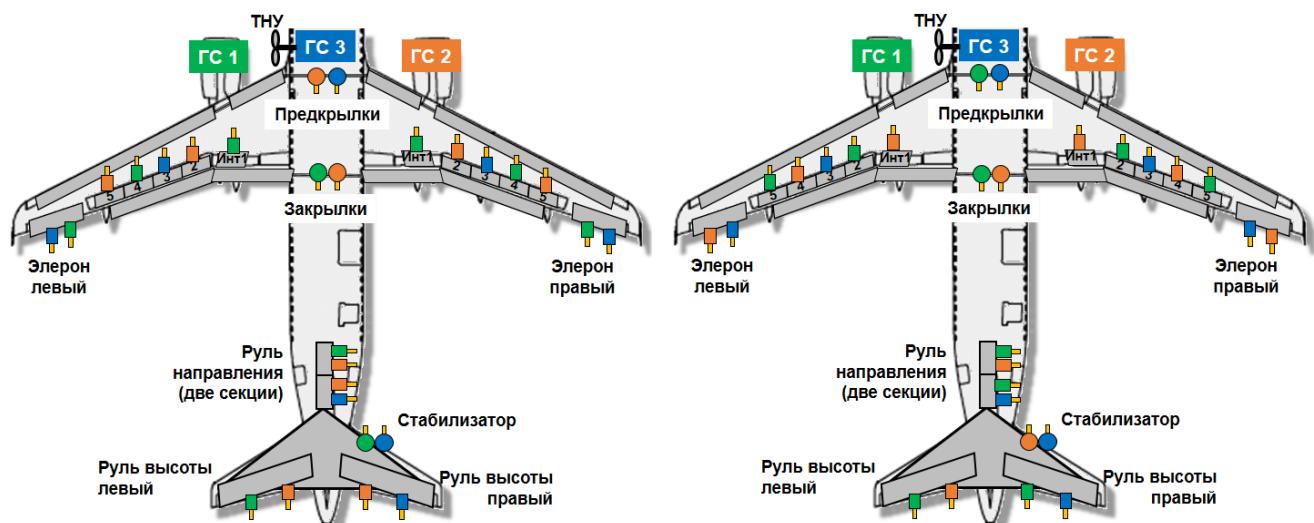


Рисунок 3.18 – Выбранные варианты распределения гидропитания рулевых приводов

Выводы к Главе 3

Сформированы два новых требования к системе управления самолёта: требование по обеспечению максимально возможной дальности планирования после отказа всех двигателей и требование к предельно допустимому увеличению посадочной дистанции самолёта при отказах систем энергопитания. Предложены практические рекомендации по обеспечению выполнения разработанных требований на этапе формирования структурного построения системы управления. Учёт данных требований позволит повысить безопасность полёта самолётов транспортной категории в отказных ситуациях.

Для перспективного пассажирского самолёта, описанного в Главе 2, предложена методика формирования структурного построения системы управления для применения в том числе на ранних этапах проектирования, которая позволит обеспечить выполнение нормативных требований к управляемости и системе управления самолёта в отказных ситуациях, рассмотренных в Главе 1. В ходе реализации разработанной методики поставлена и решена задача целочисленного программирования с использованием суррогатной оптимизации для выбора распределения потребителей системы управления по энергосистемам. Применение данной методики помогает избежать необходимости внесения изменений в конструкцию самолёта (а именно, структуру силовой части системы управления и взаимосвязанные системы энергоснабжения) на поздних стадиях проектирования и сопутствующего увеличения финансовых затрат.

4 Формирование требований и разработка структуры силовой системы управления самолёта транспортной категории с аварийным дистанционным сервоуправлением

В настоящей работе уже неоднократно упоминалось, что более широкое использование электросистем в качестве резервных источников силовой энергии для потребителей системы управления (концепция «более электрического самолёта») представляет собой перспективное направление. Современные самолёты Airbus A380 и A350, как было показано в Главе 1, имеют две централизованные гидросистемы, при отказе которых сохраняется управление необходимым набором рулевых поверхностей за счёт ЭГСП и ДГРП.

Отечественная промышленность не выпускает серийных образцов ЭГСП и ДГРП. Существует ряд макетов и прототипов, в том числе разрабатываемых в Московском авиационном институте. Однако уровень готовности данной технологии не позволяет начать изготовление таких приводов в ближайшее время.

В данной главе предлагается инновационный вариант построения силовой части системы управления регионального самолёта транспортной категории с двумя централизованными гидросистемами и использованием аварийного дистанционного сервоуправления, обеспечивающего безопасное завершение полёта при отказе двух гидросистем. В данном варианте предусматривается применение традиционных ЭГРП, а также ЭМП, аналоги которых уже находятся в производстве и используются на современных беспилотных летательных аппаратах.

4.1 Понятие сервоуправления

Под сервоуправлением самолётом понимается схема, при которой рычаги управления в кабине самолёта связаны не с основными поверхностями управления, а с сервоприводами. Сервопривод представляет собой небольшую аэродинамическую поверхность, установленную на концевой части органа управления. Отклонение

серворуля приводит к возникновению шарнирного момента, который, в свою очередь, отклоняет рулевую поверхность (рисунок 4.1 [58]).

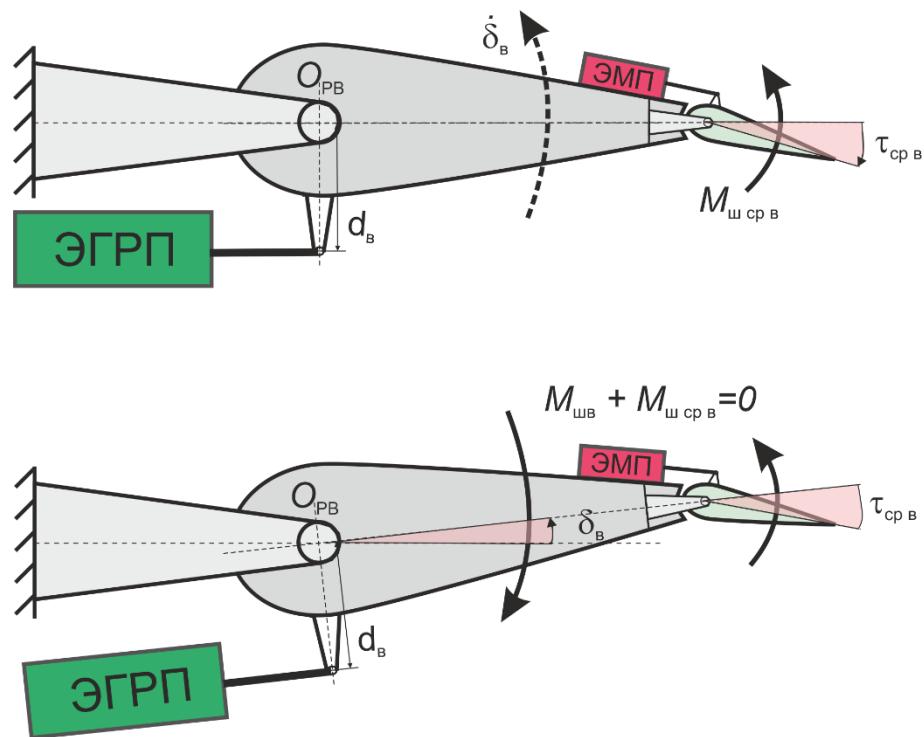


Рисунок 4.1 – Принцип сервоуправления

Принцип сервоуправления известен и применяется в авиации уже долгое время. Ещё в 1930-х годах советский авиаконструктор Калинин К.А. установил серворули на рулевых поверхностях самолёта-гиганта К-7 (рисунок 4.2). Применение сервоуправления позволяло значительно снизить усилия на рычагах управления, что было особенно важно до появления бустерного управления. К числу наиболее современных самолётов, для управления которыми используется сервоуправление, относятся пассажирские самолёты MD-80/90 (рисунок 4.3) конструкции американской фирмы McDonnell Douglas, разработанные в 1970-х годах и представляющие собой узкофюзеляжные пассажирские самолёты с пассажировместимостью 130-172 человека и максимальным взлётным весом 63–73 т (в зависимости от версии).

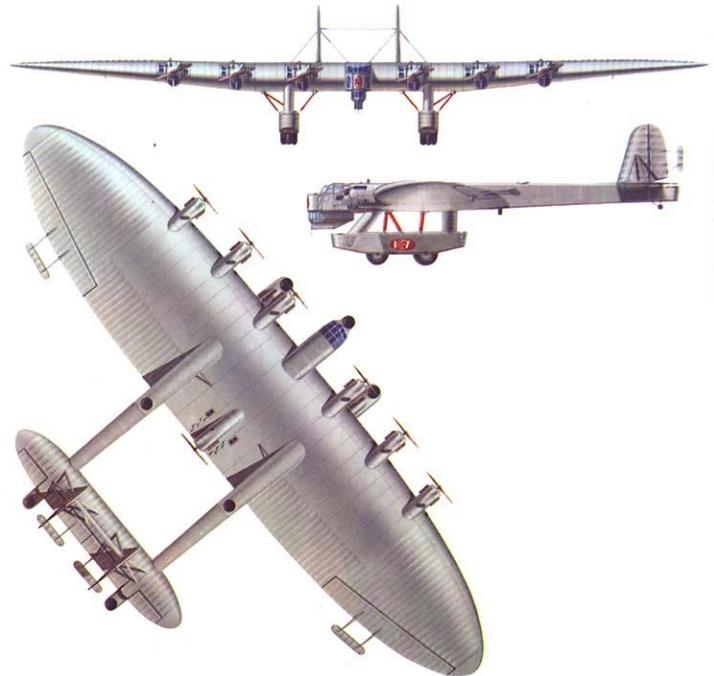


Рисунок 4.2 – Самолёт К-7



Рисунок 4.3 – Самолёты MD-80/90

На самолёте MD-80 реализовано безбустерное управление за счёт механической связи от штурвалов и педалей к сервоприводам, установленным на рулях высоты, элеронах и руле направления [59], а также за счёт переставного стабилизатора с электрическим управлением для продольной балансировки самолёта.

На самолёте MD-90 в продольном канале реализовано бустерное управление, при этом механическая связь от колонок штурвалов к сервоприводам сохранилась в

качестве аварийного контура управления, переход на который осуществляется при отказах основного бустерного управления.

Таким образом, до настоящего времени сервоуправление самолётом в продольном канале было реализовано за счёт механической связи между рычагом управления и сервоприводом. Для перспективных пассажирских самолётов возможность использования аварийного электродистанционного сервоуправления может обеспечить разнородное резервирование силовой части [60]. Поскольку собственный шарнирный момент сервопривода значительно меньше, чем шарнирный момент основной рулевой поверхности, для перемещения сервопривода может быть использован ЭМП с ограниченным располагаемым усилием, малой массой и габаритами.

4.2 Структура ЭДСУ с аварийным сервоуправлением

Структура ЭДСУ с аварийным сервоуправлением разрабатывается для перспективного регионального самолёта с двумя двигателями, двумя централизованными гидросистемами и максимальной взлётной массой 20 т. Аэродинамические характеристики самолёта, характеристики двигателя и шарнирные моменты получены путём пересчёта с прототипов.

Управление самолётом осуществляется двумя рулями высоты, двумя элеронами и одним рулём направления. Стабилизатор на рассматриваемом самолёте неподвижный.

Для реализации предлагаемой структуры ЭДСУ с аварийным электродистанционным сервоуправлением формулируется следующее системное требование (требование на уровне системы управления):

«КСУ должна включать в себя электродистанционный контур аварийного сервоуправления для обеспечения управления самолётом при отказе двух гидросистем. Исполнительная часть контура аварийного сервоуправления должна включать в себя по одному электромеханическому рулевому приводу на каждой секции руля высоты, на каждом элероне и на руле направления».

Таким образом, на каждой секции основных рулевых поверхностей установлены по два электрогидравлических рулевых привода (ЭГРП), запитанные от двух независимых гидросистем, и сервопуль с ЭМП. Предлагаемая структурная схема системы управления представлена на рисунке 4.4.

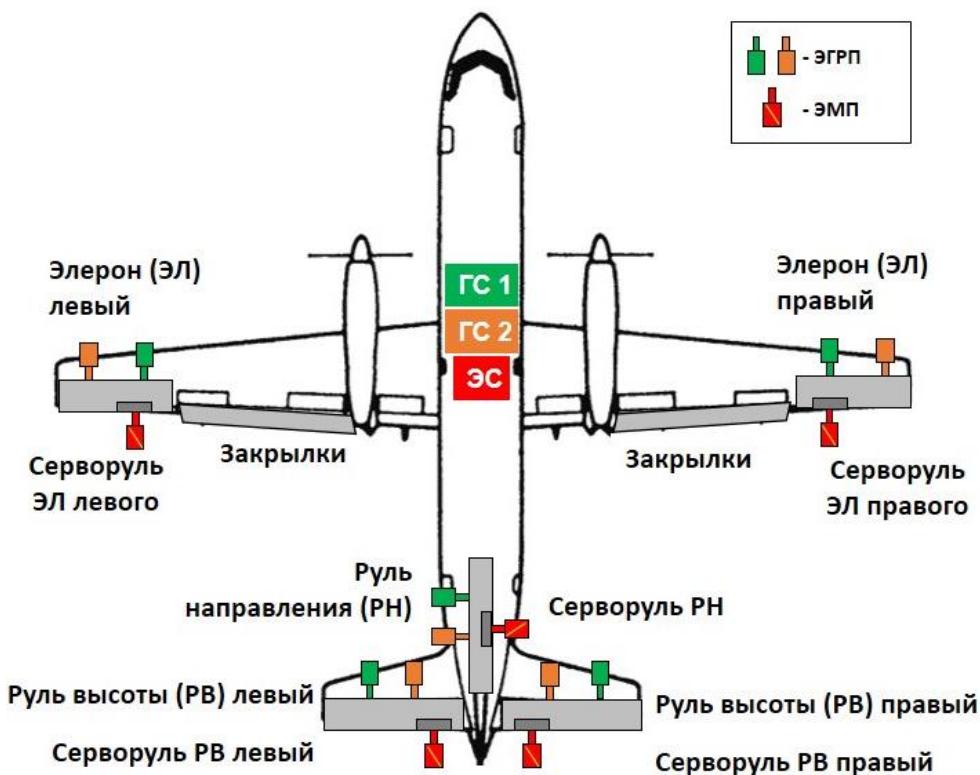


Рисунок 4.4 – Структура системы управления самолёта с двумя гидросистемами и аварийным электродистанционным сервоуправлением

Следующее системное требование определяет порядок перехода на режим аварийного сервоуправления в отказной ситуации:

«При отказе двух гидросистем должен автоматически обеспечиваться безопасный переход на режим аварийного сервоуправления».

Таким образом, в основном режиме управления руль высоты, элероны и руль направления отклоняются двумя ЭГРП, работающими в режиме замещения. При отказе гидросистем все ЭГРП переходят в режим кольцевания с демпфированием с одновременным переключением на режим аварийного сервоуправления.

Штатное управление самолётом в продольном канале осуществляется перемещением рулей высоты по командам от рычага управления по тангажу. Балансировка самолёта осуществляется трёхпозиционным переключателем, сигнал с которого после интегрирования суммируется с командным сигналом от отклонения рычага управления по тангажу.

При отказе гидросистем происходит автоматический переход на режим аварийного сервоуправления, в котором перемещению рычага управления по тангажу и интегральному сигналу балансировочного переключателя соответствует заданное перемещение сервопуля. Руль высоты в режиме аварийного сервоуправления не связан с рычагами управления и перемещается только под действием шарнирного момента, возникающего при отклонении сервопуля.

Поперечное управление самолётом в основном режиме осуществляется двумя элеронами, положение которых задается отклонением рычага управления по крену. Как и в продольном канале, при отказе двух гидросистем происходит переключение на аварийное сервоуправление, при котором перемещению рычага управления по крену соответствует перемещение сервопулей на левом и правом элеронах. Элероны при этом перемещаются под воздействием шарнирного момента от отклонения сервопуля.

Аналогично, путевое управление самолётом в основном режиме осуществляется за счёт перемещения руля направления в соответствии с перемещением педалей, а при отказе двух гидросистем руль направления перемещается под действием шарнирного момента, возникающего при отклонении сервопуля.

4.3 Задача инвариантности законов управления при последовательном соединении органов управления

В работе [61] рассмотрены инвариантные законы управления при параллельной работе органов управления. Не меньший интерес представляет случай последовательного соединения органов управления и обеспечения

инвариантности законов управления. Типовым случаем последовательной работы органов управления является комбинация «рулевая поверхность – триммер» (рисунок 4.5).

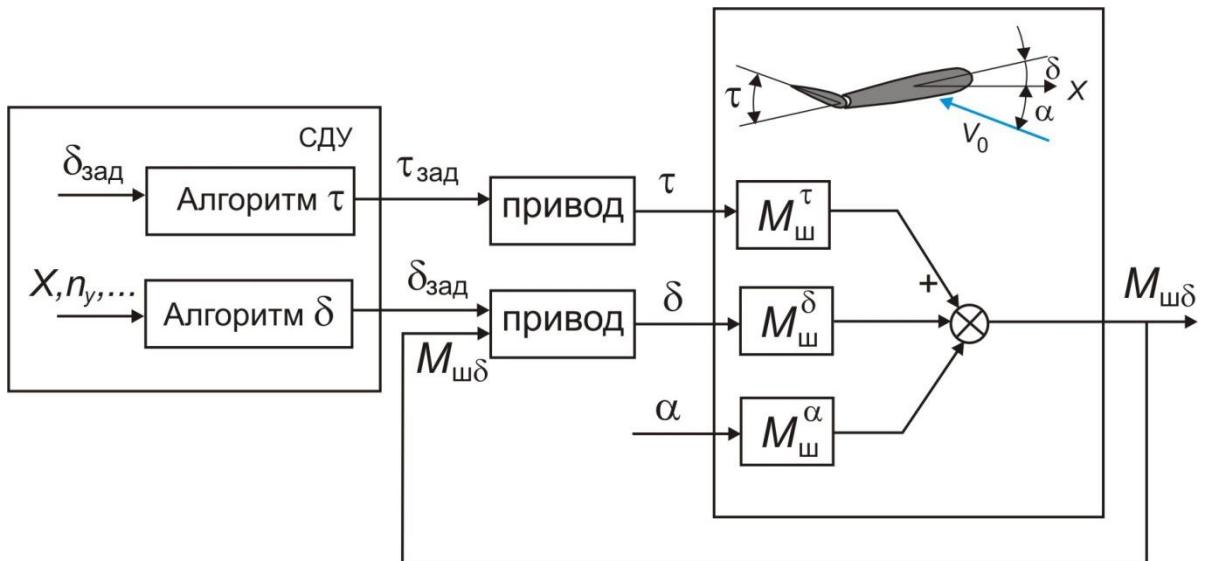


Рисунок 4.5 – Комбинированное управление системой «рулевая поверхность – триммер»

Решаемой в настоящей работе оптимизационной задачей при этом является обеспечение аварийного управления в случае отказа двух гидросистем, при котором рулевые приводы переходят в пассивный режим (режим кольцевания), а триммер начинает выполнять функции сервопривода, отклоняясь таким образом, чтобы положение рулевой поверхности соответствовало заданному значению. Иначе говоря, необходимо найти такое значение отклонения триммера (сервопривода) τ , чтобы суммарный шарнирный момент, действующий на рулевую поверхность был равен нулю:

$$m_{ш}(\alpha, \delta_{зад}, \tau) = 0.$$

В случае линейной зависимости шарнирного момента от параметров полета и отклонения органов:

$$m_{ш} = m_{ш0} + m_{ш}^\alpha \alpha + m_{ш}^\delta \delta + m_{ш}^\tau \tau, \quad (4.1)$$

Имеем закон управления в явном виде:

$$\tau_{\text{зад}} = -\frac{m_{\text{ш}0} + m_{\text{ш}}^{\alpha}\alpha + m_{\text{ш}}^{\delta}\delta_{\text{зад}}}{m_{\text{ш}}^{\tau}}, \quad (4.2)$$

Такой закон управления применим и при штатной работе СДУ. В этом случае шарнирный момент рулевой поверхности будет близок к нулю, и нагрузка на привод будет минимальной.

В случае, когда приводы рулевой поверхности закольцованны, шарнирный момент от триммера будет отклонять рулевую поверхность в заданное положение. Следует отметить, что полученная система аварийного управления существенно отличается от исходной, т.к. в тракте появляется дополнительное динамическое звено, вследствие чего отклонение рулевой поверхности под действием шарнирного момента будет происходить с некоторым запаздыванием по сравнению отклонением от привода, что снижает запасы устойчивости. Для обеспечения приемлемых характеристик устойчивости и управляемости аварийного управления необходимо рассмотреть вопрос о степени демпфирования режима кольцевания, и, возможно, о введении форсирующих звеньев в канал управления триммером.

Кроме того, система аварийного управления существенно нелинейная, что требует анализа ее устойчивости при разных амплитудах.

Вследствие изменения динамических свойств исполнительных элементов возникает вопрос о том, какие функции СДУ необходимо сохранить в аварийном управлении.

Существует большое количество оптимизационных задач, которые можно решать с помощью инвариантных законов управления.

Рассмотрим динамические свойства системы «триммер-руль высоты-самолет» при аварийном сервоуправлении.

Имеем традиционные уравнения продольного короткопериодического движения самолета:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \omega_z - \bar{Y}^{\alpha}\alpha - \bar{Y}^{\delta}\delta_e, \\ \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^{\alpha}\alpha + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\omega_z}\omega_z + \bar{M}_z^{\delta}\delta_e,\end{aligned}$$

где:

$$\bar{Y}^\alpha = \frac{c_{ya}^\alpha qS}{mV_0}, \quad \bar{Y}^\delta = \frac{c_{ya}^\delta qS}{mV_0}, \quad \bar{M}_z^\alpha = \frac{m_z^\alpha qSb_a}{I_{zz}}, \quad \bar{M}_z^\dot{\alpha} = \frac{m_z^{\dot{\alpha}} qSb_a^2}{I_{zz}V_0}, \quad \bar{M}_z^{\omega_z} = \frac{m_z^{\omega_z} qSb_a^2}{I_{zz}V_0}, \quad \bar{M}_z^\delta = \frac{m_z^\delta qSb_a}{I_{zz}}.$$

Пренебрегая \bar{Y}^δ и переходя к операторному виду, получаем систему:

$$(s + \bar{Y}^\alpha) \cdot \alpha(s) - \omega_z(s) = 0, \\ -(\bar{M}_z^\alpha + s\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) \cdot \alpha(s) + (s - \bar{M}_z^{\omega_z}) \cdot \omega_z(s) = \bar{M}_z^\delta \delta_e(s),$$

или в матричном виде:

$$\begin{bmatrix} s + \bar{Y}^\alpha, & -1 \\ -\bar{M}_z^\alpha - s\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}, & s - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(s) \\ \omega_z(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^\delta \end{bmatrix} \delta_e(s). \quad (4.3)$$

Здесь $\alpha(s)$, $\omega_z(s)$, $\delta_e(s)$ – преобразования Лапласа угла атаки, угловой скорости тангенса и отклонения руля высоты соответственно.

В случае аварийного сервоуправления имеем выражение для установившегося отклонения руля высоты:

$$\delta_v = -\frac{m_{w0} + m_w^\alpha \alpha + m_w^\tau \tau}{m_w^\delta}.$$

Для исследования динамических свойств примем $m_{w0} = 0$. Движение руля высоты с учетом действия аэродинамических сил и сил трения и демпфирования в закольцованных приводах описывается нелинейными уравнениями. В приближенной линейной постановке можно считать:

$$\delta_e(s) = -\frac{m_w^\alpha \alpha(s) + m_w^\tau \tau(s)}{m_w^\delta} \cdot W_\delta(s).$$

В первом приближении имеем: $W_\delta(s) = \frac{1}{T_\delta^2 s^2 + 2\xi_\delta T_\delta s + 1}$, т.е. движение руля

высоты под действием внешних сил описывается колебательным звеном. Также движение триммера можно описать следующим образом:

$$\tau(s) = W_\tau(s) \cdot \tau_{\text{зад}}(s),$$

где $W_\tau(s)$ – передаточная функция привода триммера,

$\tau_{\text{зад}}$ – заданное положение триммера.

С учетом этого, уравнения (4.3) принимают вид:

$$\begin{bmatrix} s + \bar{Y}^\alpha, & -1 \\ -\bar{M}_z^\alpha - s\bar{M}_z^\dot{\alpha}, & s - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(s) \\ \omega_z(s) \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^\delta \end{bmatrix} \frac{m_{uu}^\alpha \alpha(s) + m_{uu}^\tau \cdot W_\tau(s) \cdot \tau_{\text{зад}}(s)}{m_{uu}^\delta} \cdot W_\delta(s),$$

или:

$$\begin{bmatrix} s + \bar{Y}^\alpha, & -1 \\ -\bar{M}_z^\alpha - s\bar{M}_z^\dot{\alpha} + \bar{M}_z^\delta \frac{m_{uu}^\alpha}{m_{uu}^\delta} W_\delta(s), & s - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(s) \\ \omega_z(s) \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^\delta \frac{m_{uu}^\tau}{m_{uu}^\delta} \end{bmatrix} W_\tau(s) \cdot W_\delta(s) \cdot \tau_{\text{зад}}(s)$$

Имеем выражение (4.2) для заданного отклонения триммера:

$$\tau_{\text{зад}} = - \frac{m_{\text{ш}0} + m_{\text{ш}}^\alpha \alpha + m_{\text{ш}}^\delta \delta_{\text{зад}}}{m_{\text{ш}}^\tau}.$$

В силу того, что мы не знаем достоверно зависимости шарнирного момента от угла атаки, отклонений руля высоты и триммера, в законе управления триммером используются оценки соответствующих производных, а именно:

$$\tau_{\text{зад}} = - \frac{\hat{m}_{\text{ш}0} + \hat{m}_{\text{ш}}^\alpha \alpha + \hat{m}_{\text{ш}}^\delta \delta_{\text{зад}}}{\hat{m}_{\text{ш}}^\tau}.$$

Кроме того, для исследования динамических свойств опускаем член \hat{m}_{uu0} .

Далее считаем, что для аварийного управления используется простой закон, а именно:

$$\delta_{\text{зад}} = K_x X_x + K_\omega \omega_z.$$

В итоге, движение самолета описывается системой уравнений:

$$\begin{bmatrix} s + \bar{Y}^\alpha, & -1 \\ -\bar{M}_z^\alpha - s\bar{M}_z^\dot{\alpha} + \bar{M}_z^\delta \frac{m_{uu}^\alpha}{m_{uu}^\delta} W_\delta(s), & s - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(s) \\ \omega_z(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^\delta \frac{m_{uu}^\tau}{m_{uu}^\delta} \end{bmatrix} W_\tau(s) \cdot W_\delta(s) \cdot \frac{\hat{m}_{uu}^\alpha \alpha + \hat{m}_{uu}^\delta \delta_{\text{зад}}}{\hat{m}_{uu}^\tau},$$

или:

$$\begin{bmatrix} s + \bar{Y}^\alpha, & -1 \\ -\bar{M}_z^\alpha - s\bar{M}_z^\dot{\alpha} + \bar{M}_z^\delta W_\delta(s) \cdot \left(\frac{m_{uu}^\alpha}{m_{uu}^\delta} - \frac{m_{uu}^\tau}{\hat{m}_{uu}^\tau} \frac{\hat{m}_{uu}^\alpha}{m_{uu}^\delta} W_\tau(s) \right), & s - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(s) \\ \omega_z(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^\delta \frac{\hat{m}_{uu}^\delta}{m_{uu}^\delta} \frac{m_{uu}^\tau}{\hat{m}_{uu}^\tau} \end{bmatrix} W_\tau(s) \cdot W_\delta(s) \cdot \delta_{\text{зад}}.$$

Подставим выражение для $\delta_{\text{зад}}$:

$$\begin{bmatrix} s + \bar{Y}^\alpha, \\ -\bar{M}_z^\alpha - s\bar{M}_z^\alpha + \bar{M}_z^\delta W_\delta(s) \cdot \left(\frac{\mathbf{m}_{uu}^\alpha}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} - \frac{\mathbf{m}_{uu}^\tau}{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\tau} \frac{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\alpha}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} W_\tau(s) \right), \\ \bar{M}_z^\delta \frac{0}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} \frac{\mathbf{m}_{uu}^\tau}{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1 \\ \alpha(s) \\ \omega_z(s) \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^\delta \frac{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\delta}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} \frac{\mathbf{m}_{uu}^\tau}{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\tau} \end{bmatrix} W_\tau(s) \cdot W_\delta(s) \cdot (K_x X_x + K_\omega \omega_z).$$

Окончательно получаем:

$$\begin{bmatrix} s + \bar{Y}^\alpha, \\ -\bar{M}_z^\alpha - s\bar{M}_z^\alpha + \bar{M}_z^\delta W_\delta(s) \cdot \left(\frac{\mathbf{m}_{uu}^\alpha}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} - \frac{\mathbf{m}_{uu}^\tau}{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\tau} \frac{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\alpha}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} W_\tau(s) \right), \\ \bar{M}_z^\delta \frac{0}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} \frac{\mathbf{m}_{uu}^\tau}{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1 \\ \alpha(s) \\ \omega_z(s) \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^\delta \frac{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\delta}{\mathbf{m}_{uu}^\delta} \frac{\mathbf{m}_{uu}^\tau}{\hat{\mathbf{m}}_{uu}^\tau} \end{bmatrix} W_\tau(s) \cdot W_\delta(s) \cdot K_x X_x(s).$$

Разрешая эту систему можно получить передаточные функции

$W(\frac{\delta_e(s)}{X_x(s)})$, $W(\frac{n_y(s)}{X_x(s)})$. Сравнивая их с аналогичными функциями для нормального

управления можно оценить деградацию характеристик устойчивости и управляемости при переходе к сервоуправлению. Однако для более точной оценки особенностей сервоуправления, необходимо использовать математическую модель движения рулевой поверхности с учётом нелинейных особенностей, вызываемых эффектами трения и демпфирования от работающих в пассивном режиме электрогидравлических рулевых приводов [62].

4.4 Математическая модель движения рулевой поверхности

Расчётная схема сил и моментов, действующих на орган управления при отклонении сервопривода, приведена на рисунке 4.6.

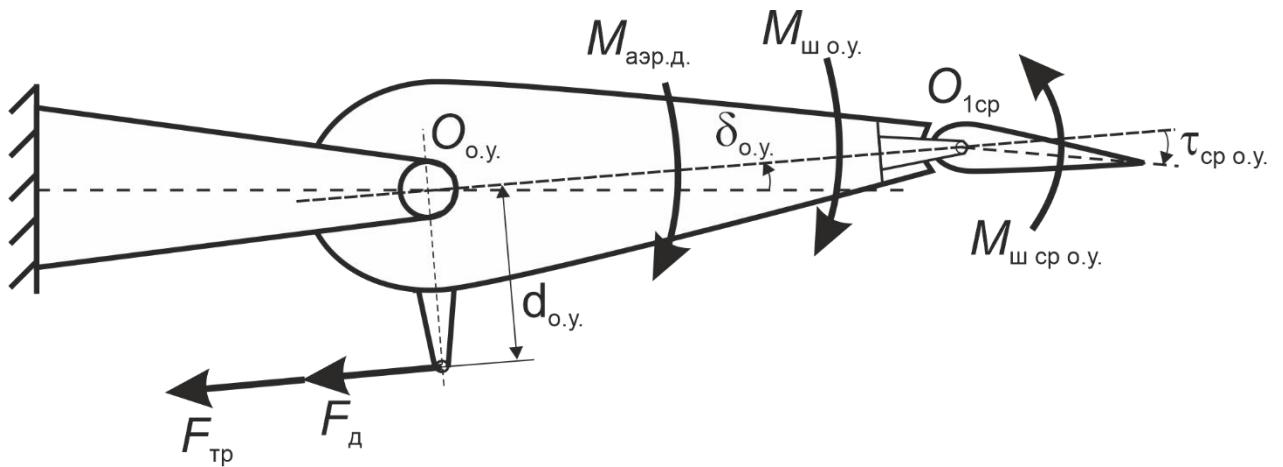


Рисунок 4.6 – Расчётная схема сил и моментов, действующих на орган управления при отклонении сервоворуля

Отклонение сервоворуля на величину $\tau_{\text{cp o.y.}}$ приводит к возникновению шарнирного момента $M_{\text{шср.о.у.}}$, под действием которого происходит вращение органа управления относительно оси вращения $O_{\text{o.y.}}$. Одновременно отклонение органа управления приводит к возникновению собственного шарнирного момента $M_{\text{ш о.у.}}$, препятствующего дальнейшему вращению органа управления. Кроме того, при вращении органа управления под действием шарнирного момента возникают следующие силы сопротивления:

- сила трения F_{tp} в ЭГРП и демпфирующая сила F_{d} , возникающая при работе ЭГРП в режиме демпфирования;
- аэродинамическое демпфирование $M_{\text{аэр.д.}}$, возникающее при отклонении органа управления в набегающем воздушном потоке.

С учётом вышесказанного, уравнение вращения органа управления относительно оси вращения $O_{\text{o.y.}}$ может быть записано следующим образом:

$$I_{z_{\text{o.y.}}} \ddot{\delta}_{\text{o.y.}} = M_{\text{шер.о.у.}} - M_{\text{ш о.у.}} - F_{\text{tp}} d_{\text{o.y.}} - F_{\text{d}} d_{\text{o.y.}} - M_{\text{аэр.д.}}, \quad (4.4)$$

где:

$I_{z_{\text{o.y.}}}$ – момент инерции органа управления относительно оси вращения $O_{\text{o.y.}}$;

$d_{\text{o.y.}}$ – плечо присоединения штока ЭГРП к рулевой поверхности.

Плечо присоединения ЭГРП к рулевой поверхности $d_{o.y.}$ для рассматриваемого самолёта принимается равной $d_{o.y.} = 0.06$ м для всех рассматриваемых рулевых поверхностей (руль высоты, элерон, руль направления).

4.4.1 Расчёт шарнирных моментов

Шарнирный момент $M_{шср.о.у.}$, приводящий в движение рулевую поверхность при отклонении сервопривода, рассчитывается следующим образом:

$$M_{шср.о.у.} = m_{ш}^{\tau_{o.y.}} \tau_{ср.о.у.} q S_{o.y.} b_{a.o.y.}, \quad (4.5)$$

где:

$m_{ш}^{\tau_{o.y.}}$ – эффективность сервопривода;

q – скоростной напор;

$S_{o.y.}$ – площадь рулевой поверхности;

$b_{a.o.y.}$ – средняя аэродинамическая хорда (САХ) рулевой поверхности.

Собственный шарнирный момент рулевой поверхности $M_{шо.у.}$, препятствующий её вращению при управлении сервоприводом, рассчитывается следующим образом:

$$M_{шо.у.} = m_{шо.у.} (\alpha_{o.y.} / \beta_{o.y.}, \delta_{o.y.}) q S_{o.y.} b_{a.o.y.}, \quad (4.6)$$

где:

$m_{шо.у.}$ – коэффициент шарнирного момента рулевой поверхности, заданный в виде зависимостей от угла отклонения рулевой поверхности $\delta_{o.y.}$ и от угла атаки $\alpha_{o.y.}$ (для руля высоты и элеронов) либо угла скольжения $\beta_{o.y.}$ (для руля направления) рулевой поверхности. Угол атаки руля высоты определяется с учётом скоса потока. Угол атаки для элеронов и угол скольжения для руля направления принимаются равными углам атаки и скольжения самолёта.

Для определения потребных для отклонения сервопривода усилий на ЭМП необходимо также определить собственный шарнирный момент сервопривода.

Собственный шарнирный момент сервопуля при вращении относительно O_{1cp} рассчитывается следующим образом:

$$\tilde{M}_{\text{шср}} = c_{\text{шср}}(\alpha_{\text{o.y.}}, \delta_{\text{o.y.}}, \tau_{\text{cpo.y.}}) q S_{\text{cpo.y.}} b_{\text{acpo.y.}}, \quad (4.7)$$

где:

$c_{\text{шср}}(\alpha_{\text{o.y.}}, \delta_{\text{o.y.}}, \tau_{\text{cpo.y.}})$ – зависимость коэффициента собственного шарнирного момента сервопуля от местного угла атаки на органе управления, угла отклонения органа управления и угла отклонения сервопуля на рассматриваемом органе управления при его вращении относительно оси O_{1cp} ;

$S_{\text{cpo.y.}}$ – площадь сервопуля на рассматриваемом органе управления;

$b_{\text{acpo.y.}}$ – САХ сервопуля на рассматриваемом органе управления.

4.4.2 Расчёт сил трения и демпфирования от ЭГРП

В качестве сил сопротивления от ЭГРП учитываются сила трения в гидроцилиндре и демпфирующая сила.

Сила трения рассчитывается по разработанной в ЦАГИ методике [63], с разделением фаз движения (покой, движение, страгивание) по признаку малости скорости и с учётом Штрибек-эффекта (момент страгивания превышает момент сухого трения). Уравнение расчёта силы трения записывается следующим образом:

$$F_{\text{тр}} = \begin{cases} F_{\text{cpo.y.}}, & |\dot{\delta}_{\text{o.y.}}| < \varepsilon, |F_{\text{cpo.y.}}| \leq k_{\text{ср}} F_{\text{тр зад}} \\ k_{\text{ср}} F_{\text{тр зад}} \text{sign}(F_{\text{cpo.y.}}), & |\dot{\delta}_{\text{o.y.}}| < \varepsilon, |F_{\text{cpo.y.}}| > k_{\text{ср}} F_{\text{тр зад}}, \\ F_{\text{тр зад}} \text{sign}(\dot{\delta}_{\text{o.y.}}), & |\dot{\delta}_{\text{o.y.}}| \geq \varepsilon \end{cases}, \quad (4.8)$$

где:

$F_{\text{cpo.y.}} = \frac{M_{\text{шсрpo.y.}}}{d_{\text{o.y.}}}$ – сила, приводящая в движение рулевую поверхность при

отклонении сервопуля;

ε – малая положительная величина, определяющая переход из состояния покоя в состояние движения (при моделировании принимается $\varepsilon = 0.01$ град/с);

$k_{\text{ср}}$ – коэффициент, определяющий величину необходимого для страгивания превышения силы сухого трения (при моделировании принимается $k_{\text{ср}} = 1.3$).

$F_{\text{тр зад}}$ - сила сухого трения в ЭГРП.

Величина силы сухого трения в ЭГРП зависит от конструкции привода. На основании опыта проектирования и испытаний ЭГРП в НИО-15 ЦАГИ, для дальнейших расчётов принимается:

$$F_{\text{тр зад}} = 0.01 F_{\text{max расп}},$$

где:

$F_{\text{max расп}}$ – максимальное располагаемое усилие ЭГРП.

Демпфирующая сила, препятствующая движению рулевой поверхности при работе ЭГРП в режиме демпфирования (пассивном режиме), определяется следующим образом [44]:

$$F_d = k_d n_{\text{пп}} \dot{\delta}_{\text{o.y.}}^2 \text{sign}(\dot{\delta}_{\text{o.y.}}), \quad (4.9)$$

где:

k_d – коэффициент демпфирования ЭГРП;

$n_{\text{пп}}$ – число ЭГРП на рулевой поверхности, работающих в режиме демпфирования.

Коэффициент демпфирования рулевого привода k_d определяется конструкцией ЭГРП. Как будет показано далее, величина данного коэффициента оказывает значительное влияние на характеристики управляемости самолёта в режиме сервоуправления.

4.4.3 Расчёт сил аэродинамического демпфирования

Аэродинамическое демпфирование рулевых поверхностей обычно определяется в ходе расчётов самолёта на флаттер. Для приближенной оценки величины аэродинамического демпфирования в настоящей работе используется методика ЦАГИ из РДК-43 [64], основанная на соотношениях величин геометрических параметров хвостового оперения.

Для проведения оценки аэродинамического демпфирования при вращении рулевой поверхности должны быть известны следующие величины:

- закон изменения хорды крыла/оперения по размаху b ;
- хорда рулевой поверхности в каждом сечении b_p ;
- расстояние от оси вращения рулевой поверхности до её передней кромки $b_{o.k.}$;
- расстояние от элемента фюзеляжа до начала рулевой поверхности z_1 и до её конца z_2 (или длина рулевой поверхности l_p).

В соответствии с методикой РДК-43, составляющую аэродинамического демпфирования при вращении рулевой поверхности (без учёта изгиба и кручения) можно оценить следующим образом:

$$M_{\text{аэр.демпф.}} = \rho \int_{z_1}^{z_2} \Omega_4 b^3 dz \cdot V \cdot \dot{\delta}. \quad (4.10)$$

Коэффициент Ω_4 зависит от соотношения b_p/b хорды рулевой поверхности к хорде крыла или оперения, а также от степени аэродинамической компенсации рулевой поверхности, характеризуемой отношением $b_{o.k.}/b_p$.

Теоретическое значение коэффициента Ω_4^* вычисляется следующим образом:

$$\Omega_4^* = \frac{1}{4\pi} [(\pi - \psi^*) \cos \psi_{\text{ш}} + \sin \psi^*]^2. \quad (4.11)$$

Величины $\psi_{\text{ш}}$ и ψ^* вычисляются по формулам:

$$\cos \psi_{\text{ш}} = 2(1 - \frac{b_{o.k.}}{b_p}) \frac{b_p}{b} - 1 \quad (0 < \psi_{\text{ш}} < \pi), \quad (4.12)$$

$$\cos \psi^* = 2 \frac{b_p}{b} - 1 \quad (0 < \psi^* < \pi). \quad (4.13)$$

Допустим, что значения коэффициентов постоянны для всех сечений рулевой поверхности. Тогда уравнение (4.10) примет следующий вид:

$$M_{\text{аэр.демпф.}} = \rho V \cdot \Omega_4 b^3 l_p \cdot \dot{\delta}, \quad (4.14)$$

или

$$M_{\text{аэро.демпф.}} = K_{\text{аэро.д.}} \rho V \dot{\delta}, \quad (4.15)$$

где:

$K_{\text{аэро.д.}} = \Omega_4 b^3 l_p$ – коэффициент аэродинамического демпфирования.

Рассчитанные по методике РДК-43 значения коэффициента аэродинамического демпфирования для рулевых поверхностей рассматриваемого самолёта приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Значения коэффициента аэродинамического демпфирования

Рулевая поверхность	$K_{\text{аэро.д.}}, \text{м}^4$
Руль высоты (одна секция)	0.272
Элерон	0.118
Руль направления	0.293

4.4.4 Реализация модели движения рулевой поверхности и сервопривода в среде MATLAB/Simulink

Математическая модель движения рулевых поверхностей под действием шарнирного момента, представленная уравнениями (4.4)–(4.15), реализована в среде MATLAB/Simulink в составе полной математической модели динамики самолёта с системой управления. Пример реализации модели движения руля высоты приведен на рисунке 4.7. Расчёт момента сил трения реализован в подсистеме «Friction» (рисунок 4.8).

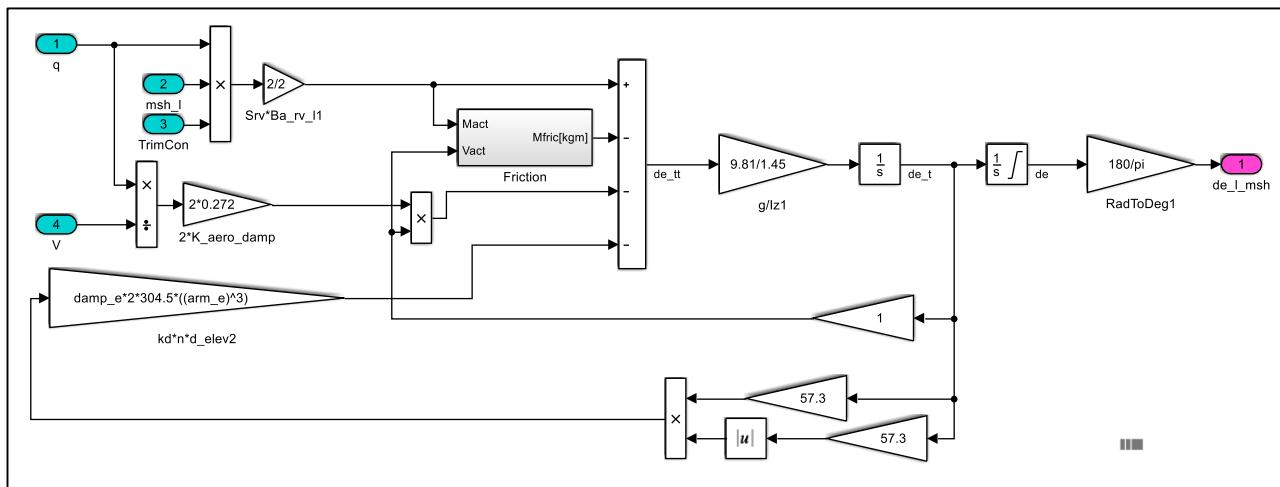


Рисунок 4.7 – Реализация модели движения руля высоты в Simulink

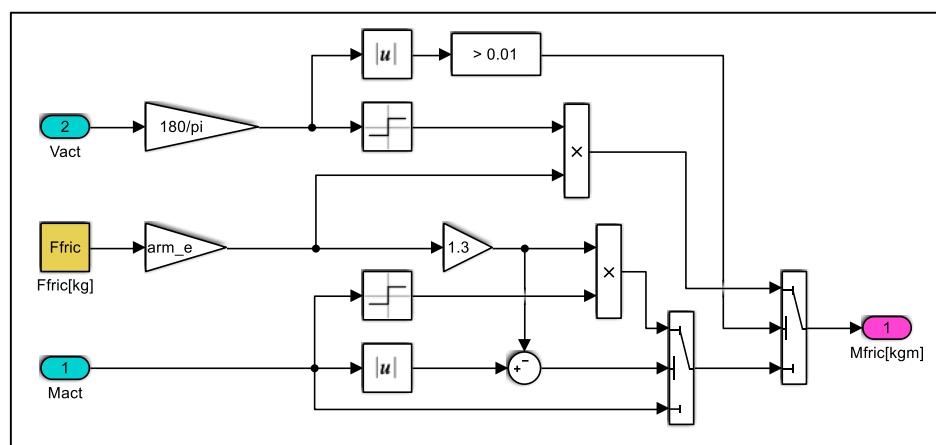


Рисунок 4.8 – Подсистема «Friction»

Математическая модель ЭМП сервопривода представлена в виде апериодического звена первого порядка с добротностью 20 1/с и ограничением по скорости ± 30 °/с (рисунок 4.9).

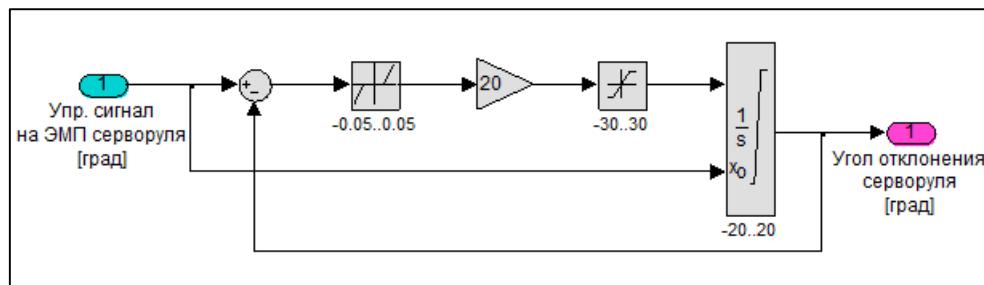


Рисунок 4.9 – Математическая модель ЭМП сервопривода

4.5 Обеспечение безопасного перехода с основного управления на аварийное сервоуправление

Ранее в разделе 4.2 настоящей работы было сформировано следующее требование:

«При отказе двух гидросистем должен автоматически обеспечиваться безопасный переход на режим аварийного сервоуправления».

Переходные процессы параметров продольного движения самолёта, полученные в результате расчётного моделирования перехода с основного на аварийное управление при установившемся заходе на посадку и невмешательстве лётчика в управление по тангажу, представлены на рисунке 4.10.

Для самолёта без переставного стабилизатора в установившемся режиме полёта отклонение руля высоты соответствует балансировочному положению. Из приведенных на рисунке 4.10 результатов моделирования видно, что при переходе на аварийное сервоуправление руль высоты перемещается под действием шарнирного момента, что приводит к появлению кабрирующего момента. При этом в случае задержки вмешательства лётчика для компенсации возникающего возмущения, самолёт может выйти на большие значения нормальной перегрузки и/или угла атаки, что в свою очередь, является предпосылкой к возникновению опасной ситуации [65].

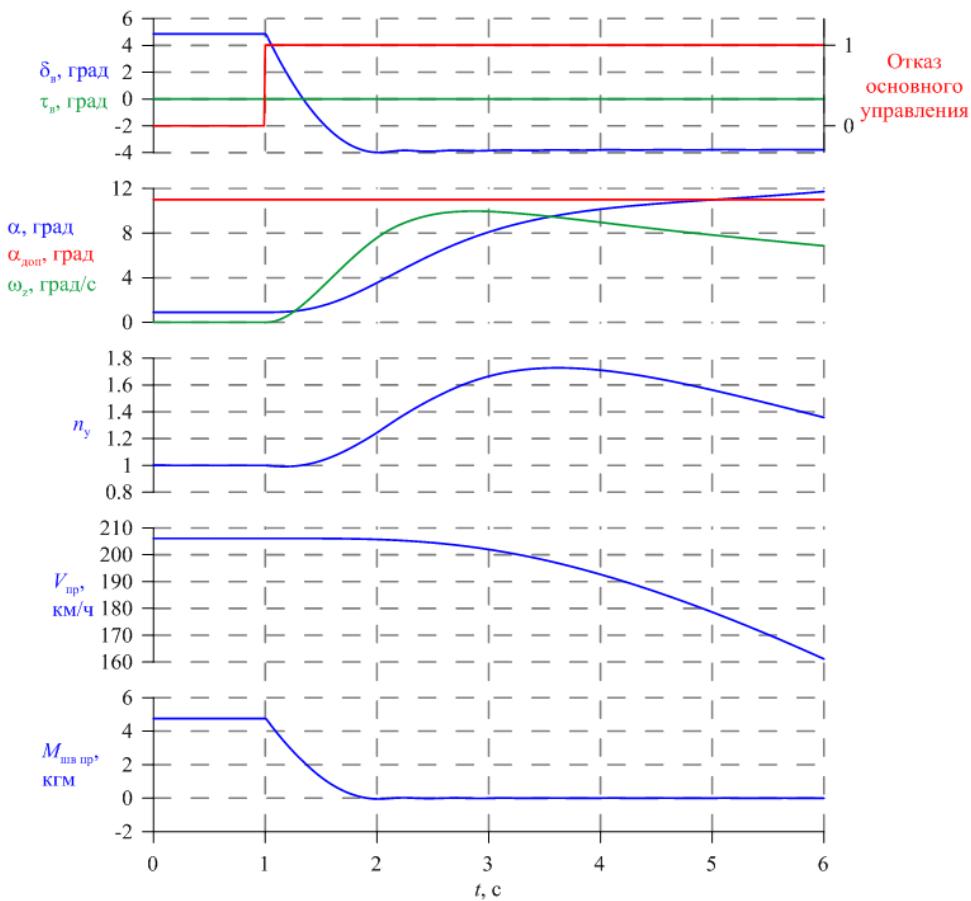


Рисунок 4.10 – Переход на аварийное сервоуправление при нулевом угле отклонения серворуля руля высоты

В соответствии с требованиями п. 25.671 АП-25, должна быть обеспечена возможность лёгкого парирования вероятных отказов пилотом, без применения исключительного мастерства или чрезмерных усилий. Количественные оценки в АП-25 (равно как и в FAR-25, CS-25) отсутствуют.

В рекомендациях MIL-STD-1797A [24] приводятся количественные оценки переходных процессов в канале тангажа при отказах, согласно которым для сохранения управляемости самолёта на Уровнях 1 и 2 пилотажных характеристик приращение нормальной перегрузки на рабочем месте лётчика в течение первых двух секунд после отказа должно составлять не более ± 0.5 ед. нормальной перегрузки. Как видно из рисунка 4.10, данное требование не выполняется.

Для безопасного перехода на аварийное сервоуправление, при полёте в основном режиме управления положение серворулей должно обеспечивать

близкий к нулевому суммарный шарнирный момент на руле высоты. Это можно реализовать следующими способами:

- 1) за счёт сигнала обратной связи на ЭМП сервопривода с датчика усилий, установленного на ЭГРП:

$$\tau_{\text{сравн}} = k_{\text{o.c.}} F_{\text{ЭГРП}}. \quad (4.16)$$

Данный способ требует использования сигналов с датчиков усилий (перепада давления) ЭГРП в СДУ, включая обработку и контроль данных сигналов.

- 2) с использованием программного отклонения сервопривода по режимам полёта:

$$\tau_{\text{сравн}} = \frac{m_{\text{шв}}(\alpha_{\text{ГО}}, \delta_{\text{вбал}})}{m_{\text{ш}}} \cdot \tau_{\text{ш}}. \quad (4.17)$$

Точность данного способа зависит от точности определения шарнирного момента руля высоты и эффективности сервопривода.

Обнуление шарнирного момента на руле высоты дополнительно обеспечивает снижение нагрузки на ЭГРП. В основном режиме управления может быть реализовано программное отклонение сервопривода по законам (4.16) или (4.17) для отслеживания не только балансировочного, но и текущего положения руля высоты в процессе маневров. При этом отклонение сервопривода значительно снижает шарнирный момент на руле высоты и, соответственно, уменьшает потребные усилия, развиваемые ЭГРП в основном режиме управления (рисунок 4.11).

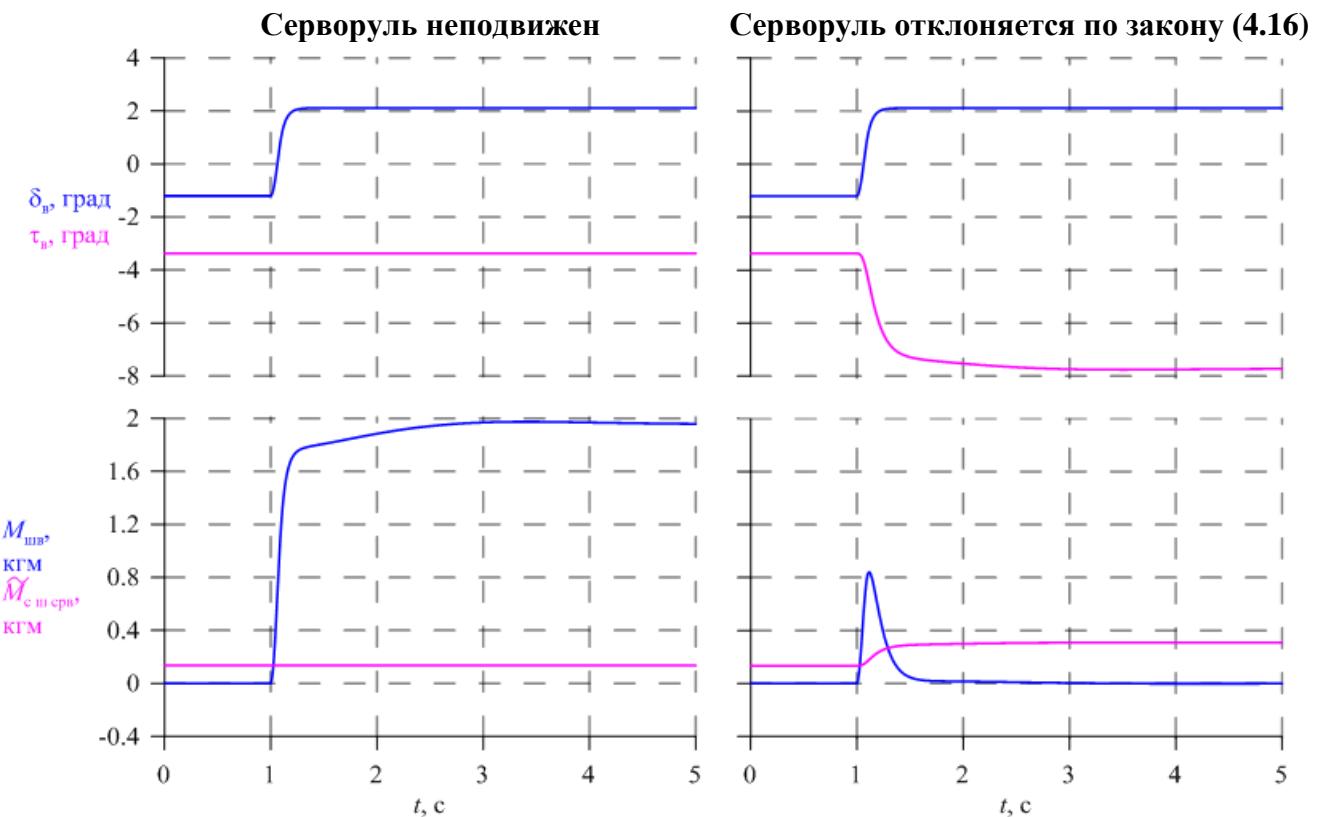


Рисунок 4.11 – Уменьшение шарнирного момента на руле высоты за счёт отклонения сервопривода

4.6 Расчётные исследования особенностей управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления

4.6.1 Продольный канал

К управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления предъявляется следующее требование:

«Управляемость самолёта в режиме аварийного сервоуправления должна обеспечивать безопасное завершение полёта».

Данное требование относится к сертификационным требованиям и основано на п. 25.671 АП-25.

Эффективность сервопривода руля высоты должна обеспечивать балансировку самолёта на режимах полёта в эксплуатационной области, а также быть достаточной для создания необходимых маневренных возможностей по нормальной перегрузке. Как было показано в Главе 1, в соответствии с

рекомендациями АМС CS-25 для обеспечения безопасного завершения полёта располагаемый диапазон нормальной перегрузки при продольном управлении должен составлять не менее 0.8...1.3 ед. перегрузки. Это, в свою очередь, обуславливает производные требования: к максимальным углам отклонения сервопуля $\tau_{\text{в max}}$ и передаточному коэффициенту $K_{X_{\text{в}}}$, который определяет величину командного сигнала отклонения сервопуля следующим образом:

$$\tau_{\text{в ком}} = K_{X_{\text{в}}} X_{\text{в}}. \quad (4.18)$$

Наиболее критичным расчётным случаем с точки зрения располагаемых маневренных возможностей по нормальной перегрузке являются режимы полёта с предельно передней центровкой. Для оценки возможности безопасного завершения полёта в отказной ситуации рассмотрим заход на посадку в штатной посадочной конфигурации на штатной скорости $V_{\text{пр}}=1.23V_s \text{ пос}=210 \text{ км/ч}$.

Максимальные углы отклонения сервопуля $\tau_{\text{в max}}$ и передаточный коэффициент $K_{X_{\text{в}}}$, необходимые для реализации требуемых маневренных возможностей, подбираются по процедуре автоматизированного поиска в среде MATLAB. Значения коэффициента $K_{X_{\text{в}}}$ подбираются в зависимости от положения механизации крыла.

Статические характеристики управляемости в виде зависимостей отклонения рычага управления $X_{\text{в}}(n_y)$ и сервопуля руля высоты $\tau_{\text{в}}(n_y)$ от нормальной перегрузки, полученные в результате расчётных исследований, представлены на рисунке 4.12. Из результатов видно, что для обеспечения требуемых значений нормальной перегрузки диапазон потребных углов отклонения сервопуля должен составлять не менее $\tau_{\text{в max}}=\pm 12.5^\circ$.

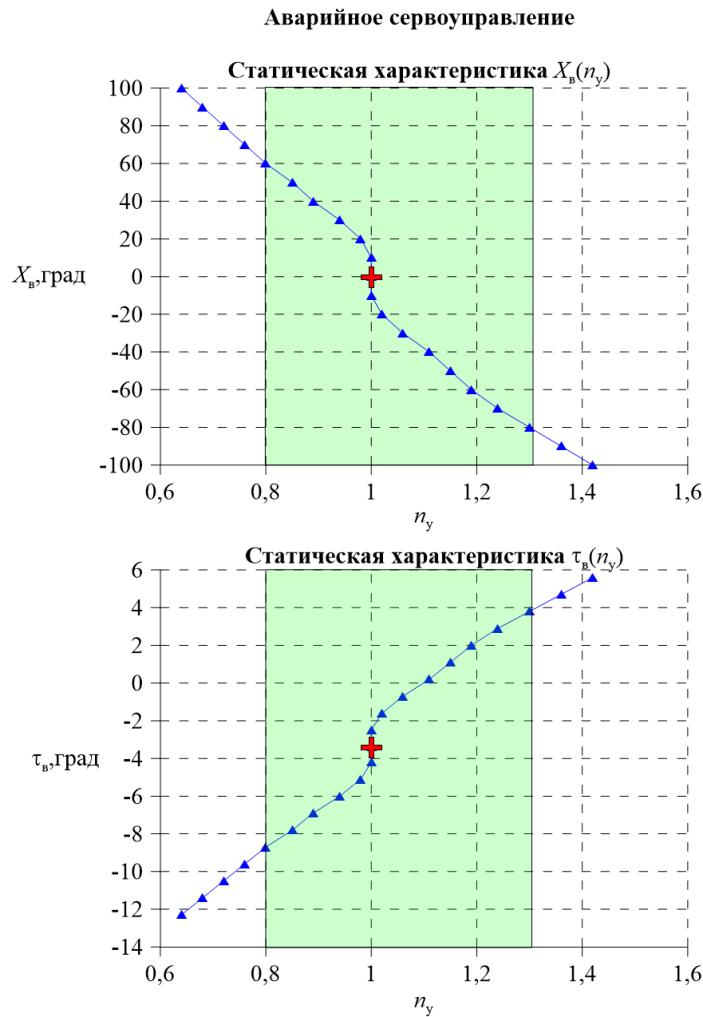


Рисунок 4.12 – Статические характеристики продольной управляемости при аварийном сервоуправлении

Необходимо отметить наличие зоны нечувствительности по отклонению рычага управления $X_b = \pm 10$ мм, обусловленной наличием трения в системе и недостаточной величиной располагаемого шарнирного момента при малых углах отклонения сервопривода $|\Delta\tau_b| < 1.5^\circ$ относительно балансировочного положения. Для улучшения характеристик управляемости самолёта целесообразно устранить данную зону нечувствительности. Это может быть реализовано за счёт установки форсирующего префильтра на управляющий сигнал X_b . Закон управления (4.18) при этом примет следующий вид:

$$\tau_{b_{\text{КОМ}}} = K_{X_b} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_b \quad (T_1 > T_2). \quad (4.19)$$

Настройка параметров префильтра будет проведена ниже.

Теперь оценим влияние характеристик демпфирования ЭГРП на работу режима аварийного сервоуправления.

Как было упомянуто ранее, в случае перехода на аварийное сервоуправление после отказа гидросистем все основные ЭГРП должны перейти в режим кольцевания с демпфированием. На рисунке 4.13 представлены переходные процессы по нормальной перегрузке при управлении рулём высоты (нормальное управление), а также при управлении серворулём (аварийное сервоуправление) в посадочной конфигурации для различных значений коэффициента демпфирования ЭГРП k_d . Из приведенных результатов видно увеличение запаздывания отклонения руля высоты в режиме сервоуправления. С увеличением коэффициента k_d уменьшается скорость отклонения руля высоты, переходной процесс по нормальной перегрузке приобретает более затянутый характер.

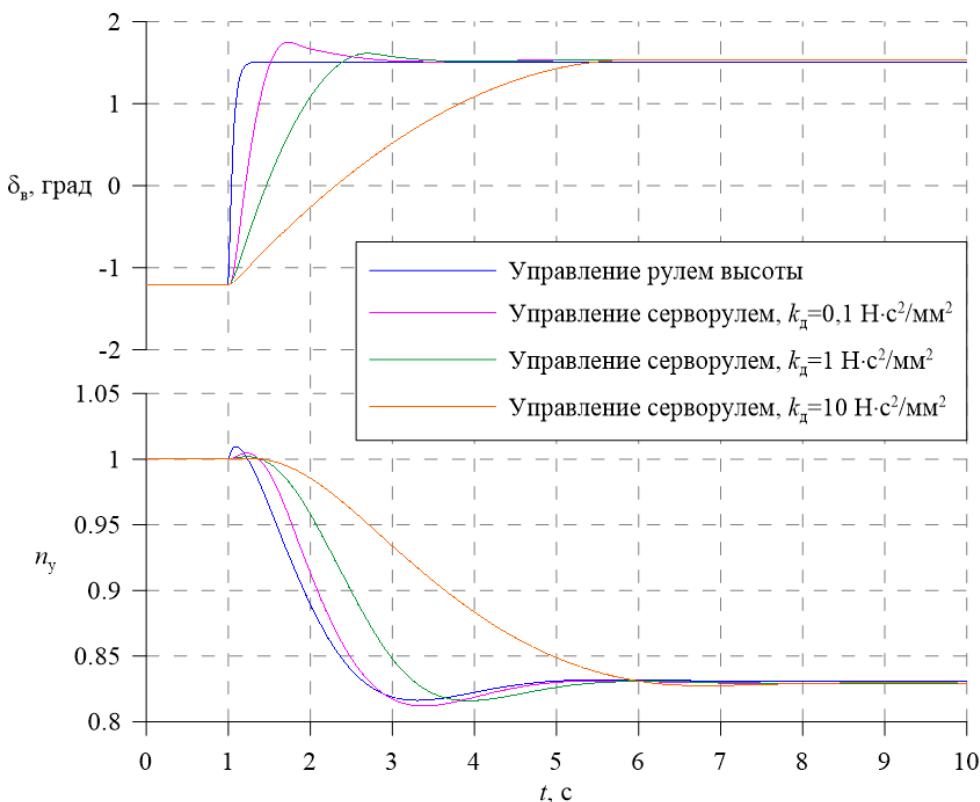


Рисунок 4.13 – Реакция самолёта на управление в продольном канале при различных значениях коэффициента демпфирования ЭГРП k_d

Таким образом, из требования к обеспечению безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления возникают производные требования к ЭГРП, а именно – к коэффициенту демпфирования k_d . Коэффициент k_d определяется конструкцией рулевого привода, поэтому допустимое значение данного коэффициента должно соответствовать всем режимам полёта.

Как было показано в разделе 4.4 настоящей работы, отклонение сервопривода приводит к возникновению шарнирного момента, который, в свою очередь, отклоняет рулевую поверхность. При таком принципе очевидно, что сервоуправление характеризуется увеличением запаздывания между управляющими действиями лётчика и перемещением рулевой поверхности.

В рекомендациях MIL-STD-1797A [24] приводятся количественные требования к величине фазового запаздывания между отклонением рычага управления и соответствующей рулевой поверхности (таблица 4.2). При этом указывается, что фазовое запаздывание должно определяться при всех возможных амплитудах перемещения рычага управления, вплоть до максимальной, на частотах до 2 рад/с.

Таблица 4.2 – Допустимые величины фазового запаздывания между отклонением рычага управления и соответствующей рулевой поверхности [24]

Допустимое запаздывание, град		
Уровень ПХ	Этапы полёта Категорий А и С	Этапы полёта Категории В
1	15	30
2	30	45
3	60	60

Заход на посадку относится к Категории С этапов полёта. Таким образом, фазовое запаздывание на данном режиме не должно превышать 15° для Уровня 1, 30° для Уровня 2 и 60° для Уровня 3 ПХ.

На рисунке 4.14 приведены логарифмические фазовые частотные характеристики (ЛФЧХ) тракта управления рулём высоты в режиме нормального управления с амплитудами отклонения рычага управления $Amp=0.5X_{\text{в max}}$ (соответствует приращению нормальной перегрузки $\Delta n_y=\pm 0.3$) и $Amp=X_{\text{в max}}$ (соответствует предельным отклонениям руля высоты), а также в режиме аварийного сервоуправления при различных значениях коэффициента k_d . Расчёты проведены для режима захода на посадку в штатной посадочной конфигурации на штатной скорости, для закона управления, представленного зависимостью (4.18). Как видно из приведенных результатов, при переходе на режим сервоуправления значительно увеличивается величина фазового запаздывания.

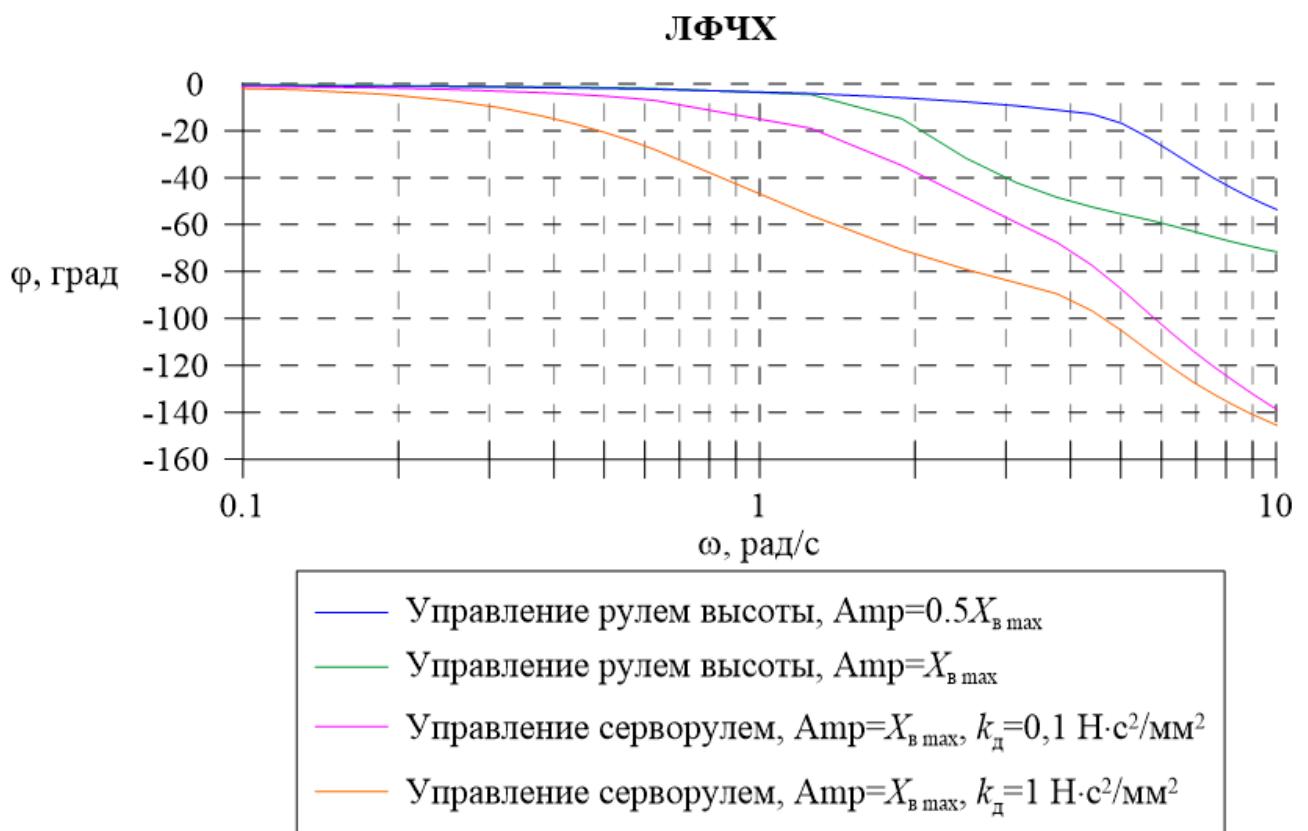


Рисунок 4.14 – ЛФЧХ тракта управления рулём высоты в режиме нормального управления и аварийного сервоуправления

Величина фазового запаздывания на частоте 2 рад/с превышает 30° даже при значении коэффициента демпфирования $k_d=0.1 \text{ H}\cdot\text{c}^2/\text{мм}^2$. Реализация столь малых

коэффициентов демпфирования может быть затруднительной с точки зрения конструкции ЭГРП. Кроме того, малые коэффициенты демпфирования могут привести к опасности возникновения флаттера рулевой поверхности.

Уменьшение величины фазового запаздывания в режиме аварийного сервоуправления может быть достигнуто путём автоматизации управления, а именно:

- 1) за счёт введения и настройки префильтра, в соответствии с законом управления (4.19);
- 2) за счёт введения в контур управления серворулём демпфера тангажа.

Закон управления серворулём в итоге принимает следующий вид:

$$\tau_{\text{вком}} = K_{X_B} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_B + K_{\omega_z} \omega_z. \quad (4.20)$$

При добавлении в контур демпфера тангажа необходимо увеличить передаточный коэффициент K_{X_B} для сохранения статической характеристики управляемости, представленной на рисунке 4.12, и соответствующих располагаемых маневренных возможностей.

На рисунке 4.15 приведены зависимости величины фазового запаздывания от коэффициента демпфирования на режиме захода на посадку, полученные в результате расчётов ЛФЧХ тракта $\frac{\delta_B}{X_B}$ в режиме аварийного сервоуправления.

Видно, что без префильтра и демпфера тангажа даже при малых значениях коэффициента демпфирования фазовое запаздывание не удовлетворяет предъявляемым требованиям.

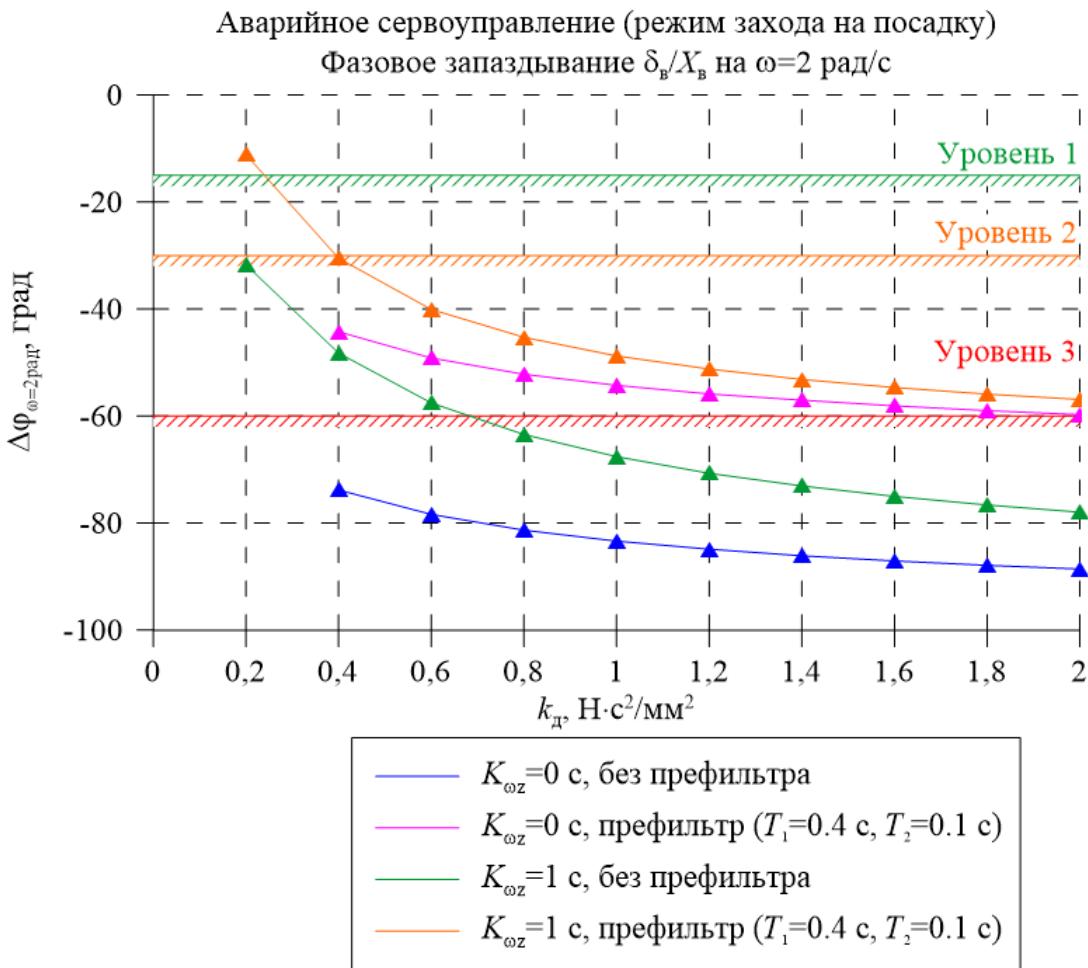


Рисунок 4.15 – Зависимости величины фазового запаздывания от коэффициента демпфирования при сервоуправлении рулём высоты

Минимально допустимые значения коэффициента демпфирования k_d должны выбираться с учётом безопасности от возникновения флаттера рулевой поверхности, что требует проведения специальных расчётов на флаттер и выходит за рамки настоящей работы. Однако, на основании опыта проектирования систем управления в НИО-15 ЦАГИ, для предварительной оценки требований к минимально допустимым значениям коэффициента демпфирования в пассивном режиме работы ЭГРП может быть использовано следующее эмпирическое правило: в режиме демпфирования выходной шток ЭГРП должен перемещаться с максимальной располагаемой скоростью $\dot{x}_{\text{штпах}}$ при действии внешней нагрузки, составляющей 10-20% от максимального располагаемого усилия рулевого привода F_{\max} , т.е.:

$$k_{d\min} = \frac{(0.1...0.2)F_{\max}}{(\dot{x}_{\text{штmax}})^2}. \quad (4.21)$$

Для рассматриваемого самолёта минимально допустимые значения коэффициента демпфирования ЭГРП руля высоты, оцениваемые по формуле (4.21), составляют:

$$k_{d\min} = 1.6 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2.$$

Определение постоянных времени префильтра

Как было показано выше, переход на режим аварийного сервоуправления характеризуется увеличением запаздывания между управляющими действиями лётчика и перемещением рулевой поверхности, что, в свою очередь приводит и к запаздыванию реакции самолёта на управляющие действия лётчика. Такое запаздывание негативно влияет на характеристики управляемости самолёта и может стать причиной РИО.

В литературе описано множество применяемых на практике критериев управляемости, которые могут определить тенденцию к РИО [66]. Однако использование этих критериев применительно к рассматриваемой задаче имеет ряд сложностей.

Так, большинство рассматриваемых в литературе критериев РИО описаны для линейной постановки задачи. Реализация нелинейных сил трения и демпфирования, описанная в разделе 4.4 настоящей работы, приводит к тому, что рассматривать задачу обеспечения требуемых характеристик управляемости в режиме сервоуправления в линейной постановке некорректно.

Кроме того, в литературе зачастую не указывается, к какому классу самолётов относится тот или иной рассматриваемый критерий РИО. Большинство работ на данную тему основывается на данных, полученных для маневренных самолётов (Класс IV). При этом границы параметров критерия, применимые к самолётам Класса IV, могут быть некорректными для рассматриваемого неманевренного самолёта транспортной категории. В работе [67] приведен ряд

критериев и ссылок на исследования критериев PIO применительно к неманевренным самолётам транспортной категории.

Одним из критериев, позволяющим оценить характеристики управляемости самолёта и тенденцию к PIO в продольном канале управления, который широко используется в практике, является критерий «Bandwidth-Phase Delay», основанный на анализе частотной характеристики разомкнутой системы «самолёт-система управления» по углу тангажа [67, 68]. Данный критерий определяет уровень пилотажных характеристик самолёта и тенденцию к PIO на основании двух параметров: времени запаздывания по углу тангажа τ_p и характерной частоты ω_{BW} , определяющей полосу пропускания по углу тангажа. Параметры τ_p и ω_{BW} , в свою очередь, определяются по частотной характеристике разомкнутой системы «самолёт-система управления» по углу тангажа, как показано на рисунке 4.16 [68].

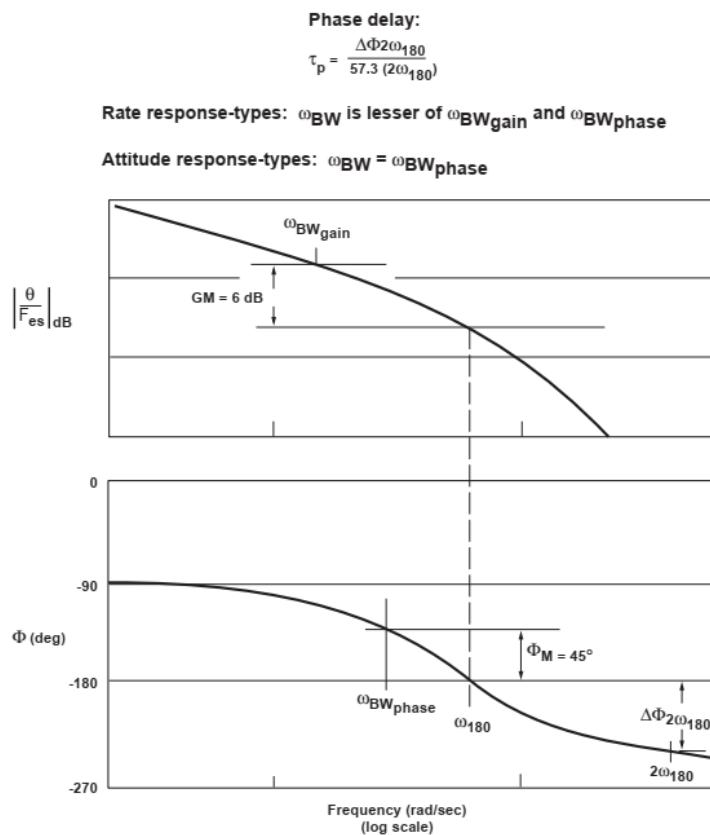


Рисунок 4.16 – Расчёт критерия «Bandwidth-Phase Delay»

Границы критерия «Bandwidth-Phase Delay» применительно к самолётам транспортной категории для этапа захода на посадку приведены на рисунке 4.17 [68].

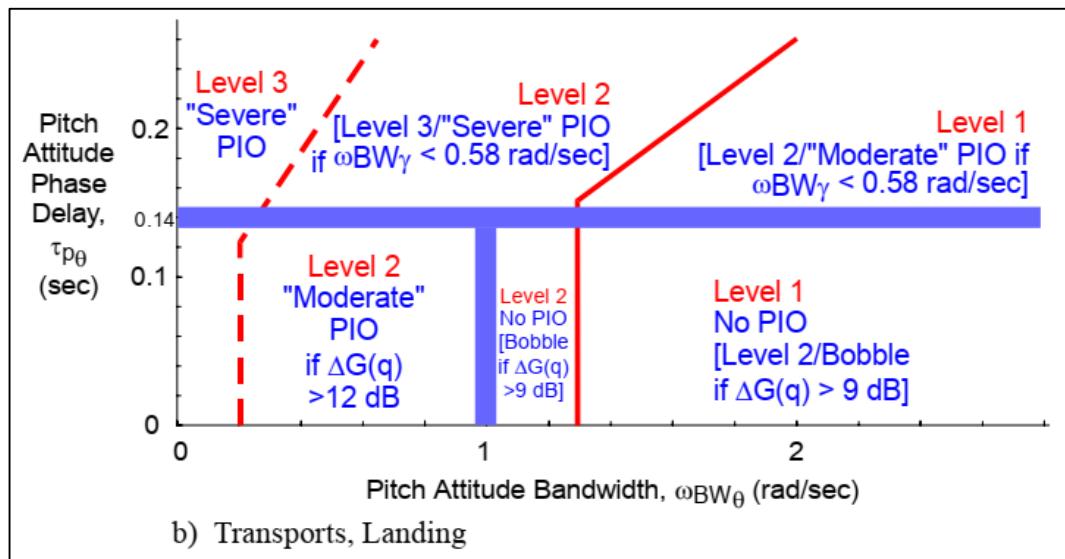


Рисунок 4.17 – Границы критерия «Bandwidth-Phase Delay» для транспортных самолётов на этапе захода на посадку

Определим постоянные времени префильтра с учётом критерия «Bandwidth-Phase Delay».

На рисунке 4.18 приведены результаты расчётов по определению критерия «Bandwidth-Phase Delay» для обычного режима управления и для аварийного сервоуправления, как без префильтра, так и с вариацией постоянных времени префильтра. Расчёты для обычного режима управления проводились с амплитудой перемещения рычага управления по тангажу, соответствующей приращению нормальной перегрузки $\pm 0.4g$, а для аварийного сервоуправления – с максимальной амплитудой перемещения рычага управления по тангажу, соответствующей приращению нормальной перегрузки $\pm 0.3g$.

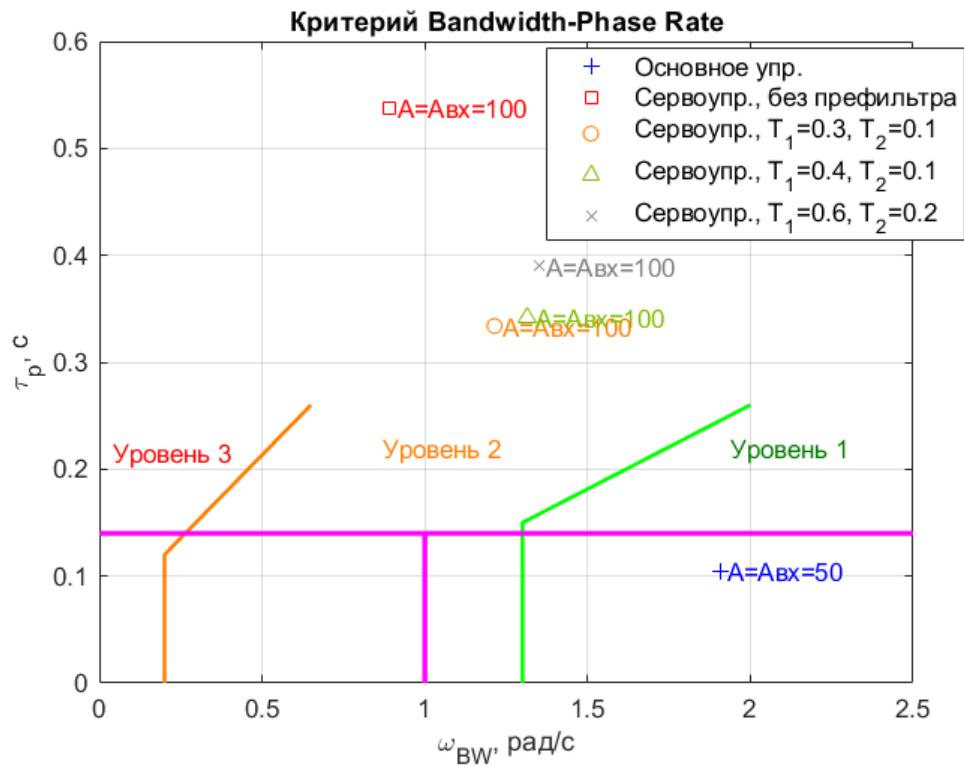


Рисунок 4.18 – Результаты расчётов критерия «Bandwidth-Phase Delay» при вариации постоянных времени префильтра

Как видно из приведенных результатов, переход на режим аварийного servoуправления приводит к значительному увеличению времени запаздывания и уменьшению полосы пропускания. Форсирующий префильтр позволяет снизить величину фазового запаздывания и увеличить полосу пропускания, однако время запаздывания по углу тангажа τ_p остается значительным: $\tau_p > 0.33$ с.

Улучшение характеристик управляемости в режиме аварийного servoуправления может быть достигнуто за счёт увеличения скорости перемещения сервопуля. На рисунке 4.19 приведены результаты расчётов критерия «Bandwidth-Phase Delay» для форсирующего префильтра $\frac{0.4s+1}{0.1s+1}$ и вариации максимальной скорости управляющего сервопулём ЭМП от 30 град/с до 80 град/с. Видно, что увеличение максимальной скорости ЭМП с 30 град/с до 60 град/с позволяет уменьшить величину времени запаздывания по углу тангажа τ_p с 0.33 с

до 0.22 с. Дальнейшее увеличение скорости ЭМП для рассматриваемого префильтра не приводит к заметному изменению величины τ_p .

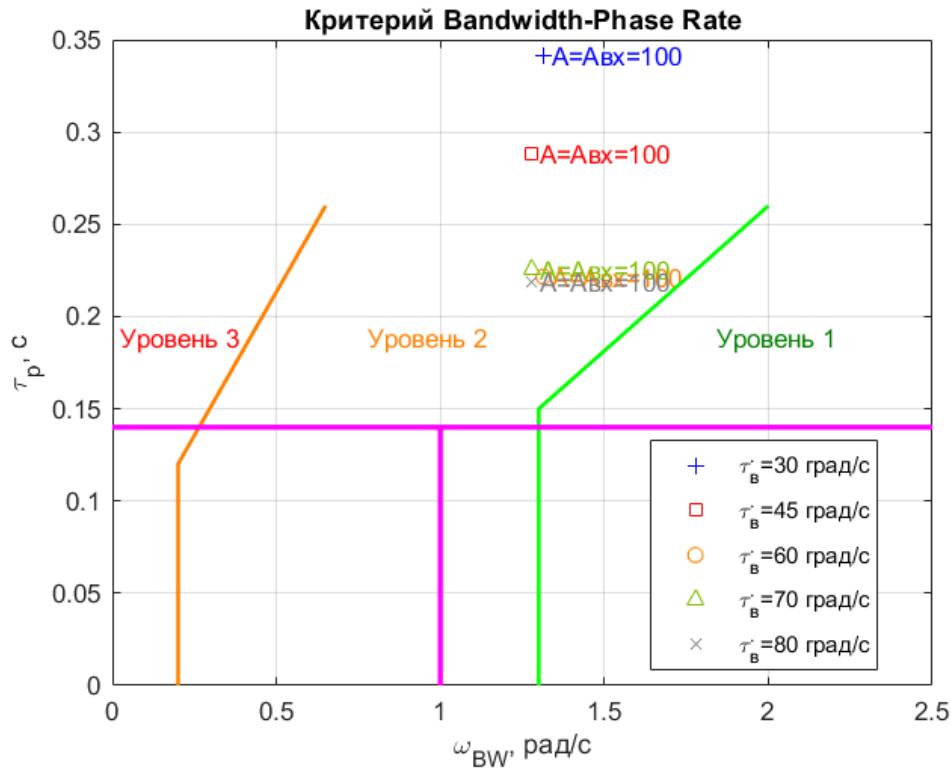


Рисунок 4.19 – Результаты расчётов критерия «Bandwidth-Phase Delay» при вариации максимальной скорости ЭМП сервопривода

Как показано на рисунке 4.17, уровень пилотажных характеристик и тенденция к РИО при $\tau_p > 0.14$ зависит также от характерной частоты ω_{BW} , определяющей полосу пропускания по углу наклона траектории, которая определяется из фазовой частотной характеристики по углу наклона траектории. На рисунке 4.20 приведена зависимость АФЧХ разомкнутой системы «самолёт-система управления» по углу наклона траектории для режима аварийного сервоуправления с форсирующим префильтром $\frac{0.4s+1}{0.1s+1}$ и максимальной скоростью управляемого сервопривода ЭМП 60 град/с. Видно, что величина характерной частоты ω_{BW} составляет $\omega_{BW} = 0.5879$ рад/с, что удовлетворяет

требованию к Уровню 2 пилотажных характеристик и отсутствию сильной тенденции к раскачке (рисунок 4.17).

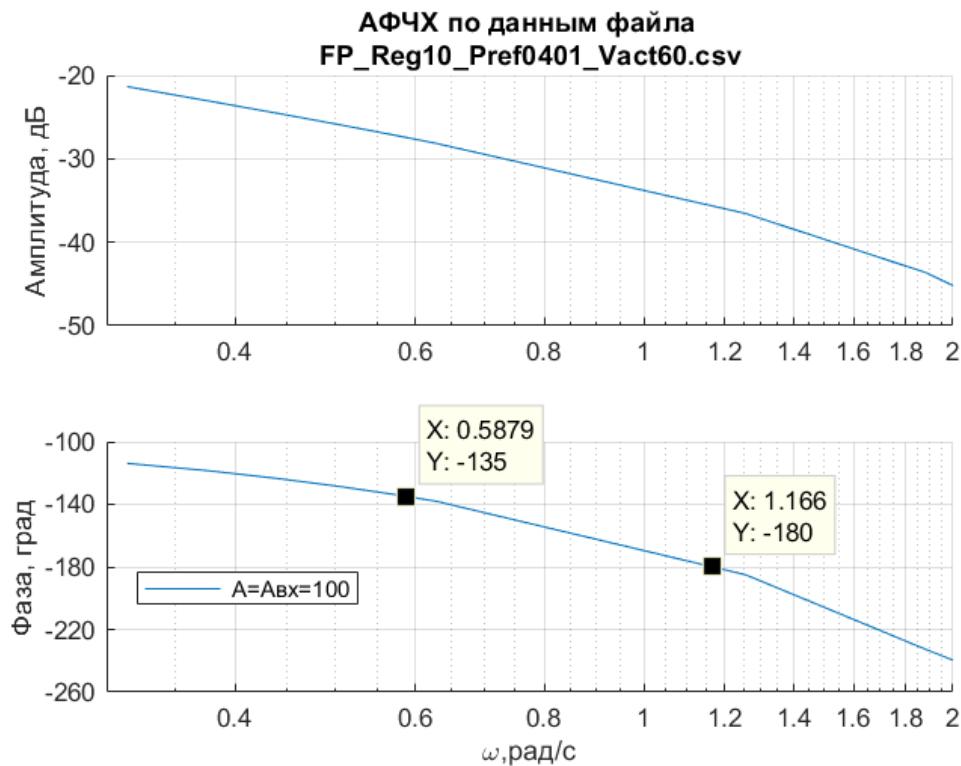


Рисунок 4.20 – АФЧХ разомкнутой системы «самолёт-система управления» по углу наклона траектории при выбранных параметрах аварийного сервоуправления

Для подтверждения соответствия характеристики продольной управляемости в режиме аварийного сервоуправления с выбранными параметрами требованиям безопасного завершения полёта проведены стендовые исследования с участием лётного состава, результаты которых представлены ниже в разделе 4.7.

Оценка запасов устойчивости системы «самолёт + система управления» в режиме сервоуправления

Оценка запасов устойчивости проводилась путём анализа частотных характеристик разомкнутой нелинейной системы, полученных с помощью расчётной модели, созданной в среде MatLab/Simulink.

Для определения частотных характеристик в системе возбуждались вынужденные колебания путём подачи на сервопривод руля высоты гармонического

входного сигнала заданной амплитуды и частоты. Входной и выходной сигналы анализируемого элемента системы управления подавались в частотный анализатор, реализованный в среде MatLab/Simulink в программном комплексе FlightSim [69, 70].

Поскольку рассматриваемая модель «самолёт+система управления» является нелинейной, то её динамические характеристики зависят от амплитуды входного сигнала. Частотные характеристики определялись в диапазоне частот [0.1…1.5] Гц для четырёх различных амплитуд входного командного сигнала на привод сервопривода руля высоты: $A=2^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$. При меньших значениях амплитуды командного сигнала определение частотных характеристик затрудняется вследствие наличия трения в системе.

На рисунке 4.21 приведены результаты расчёта частотных характеристик на рассматриваемом режиме полёта. Запасы устойчивости по амплитуде составляют 23–26 дБ в зависимости от амплитуды входного сигнала, что удовлетворяет принятым на практике требованиям [1], согласно которым, запасы устойчивости по амплитуде должны быть не менее 6 дБ. Поскольку амплитудная характеристика не имеет точек пересечения с нулём, частота среза отсутствует, запас по фазе бесконечно большой.

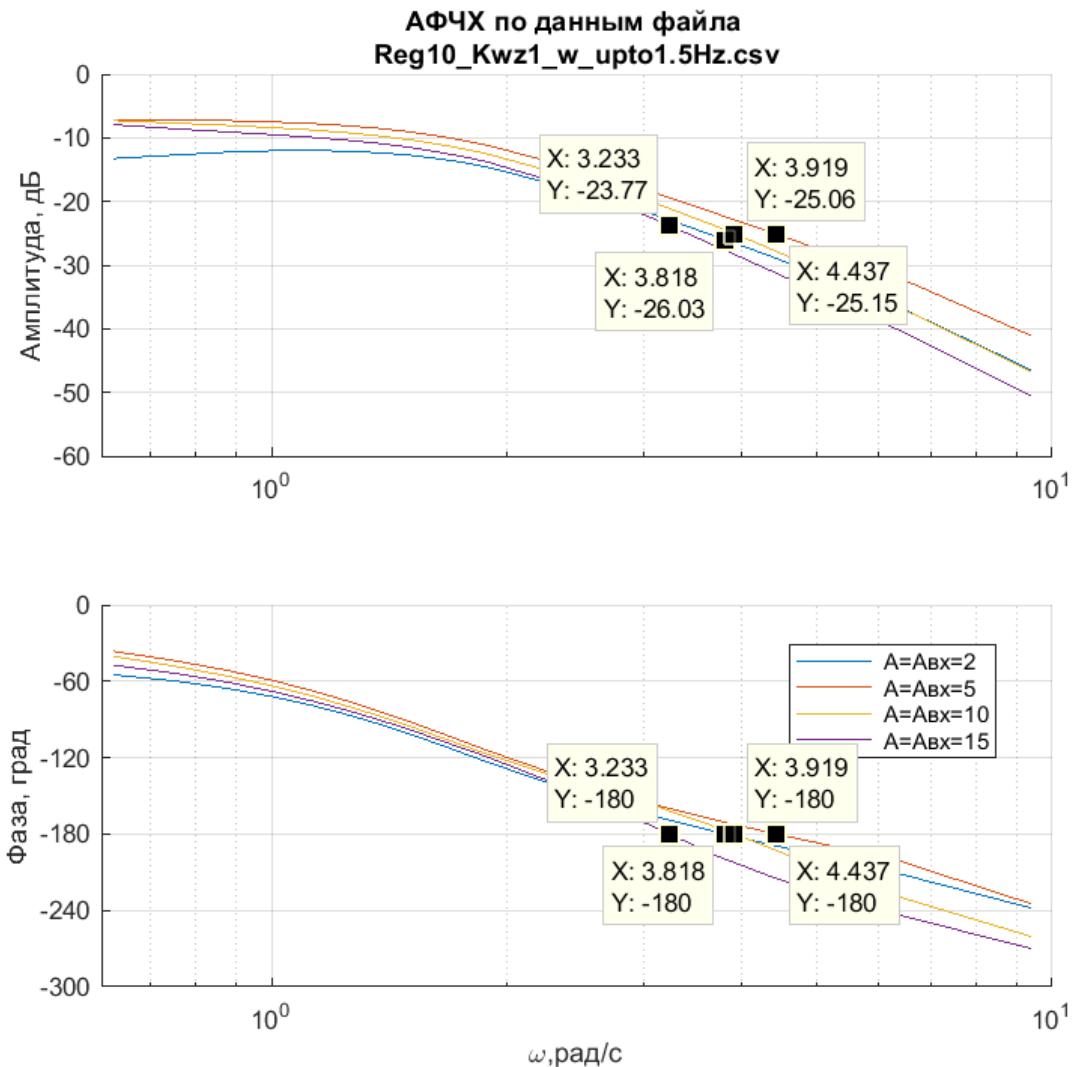


Рисунок 4.21 – Результаты расчёта частотных характеристик для определения запасов устойчивости

Оценка требований к располагаемым усилиям ЭМП

Для проведения оценки требований к потребным усилиям ЭМП сервопривода, определим соотношение величин потребного шарнирного момента руля высоты и собственного шарнирного момента сервопривода, рассчитанного по формуле (4.7), при отклонении сервопривода, обеспечивающем достижение самолётом требуемой перегрузки (рисунок 4.22) [71].

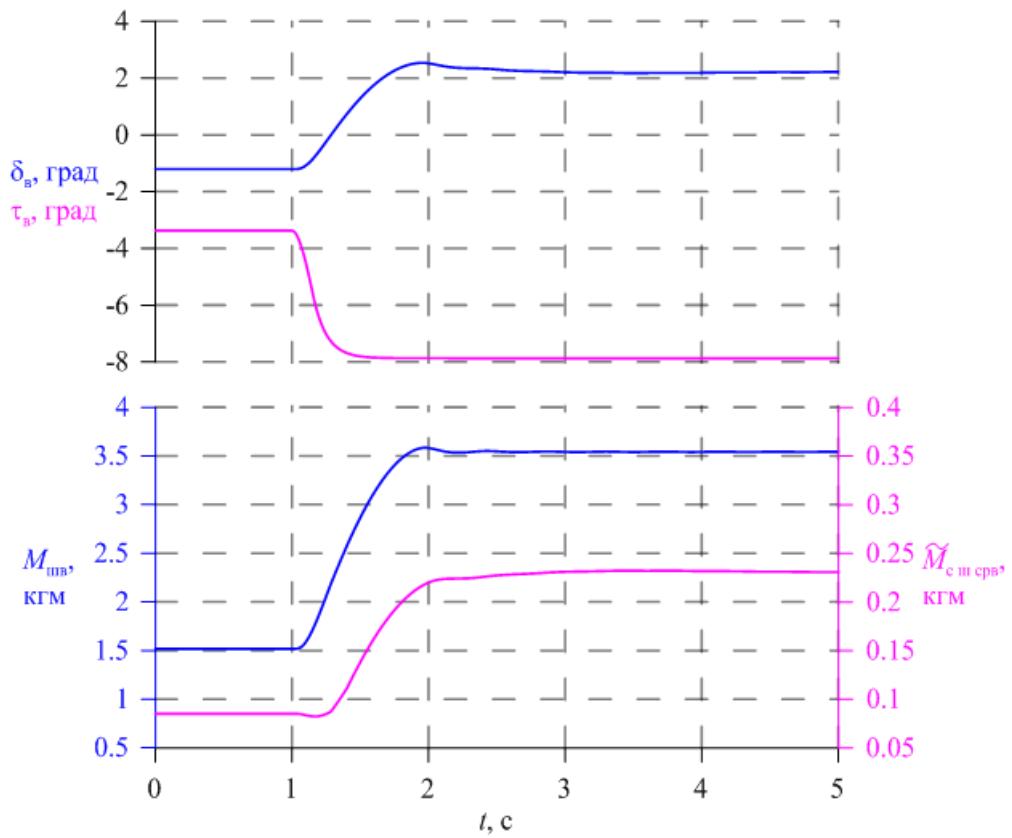


Рисунок 4.22 – Оценка соотношения шарнирных моментов руля высоты и сервопривода

Видно, что собственный шарнирный момент сервопривода примерно в 15 раз меньше шарнирного момента руля высоты. Таким образом, потребные усилия ЭМП сервопривода являются значительно меньшими по сравнению с ЭГРП на основной рулевой поверхности.

4.6.2 Путевой канал

Как было показано в Главе 1, в соответствии с рекомендациями АМС CS-25 для обеспечения безопасного завершения полёта эффективность путевого управления должна быть достаточна для выполнения захода на посадку в условиях бокового ветра под 90° величиной до 5.14 м/с (10 узлов). Для определения потребных углов отклонения руля направления и установленного на нём сервопривода, проведены расчёты балансировочных характеристик самолёта на режиме захода на посадку с боковым ветром. Результаты расчётов приведены на рисунке 4.23.

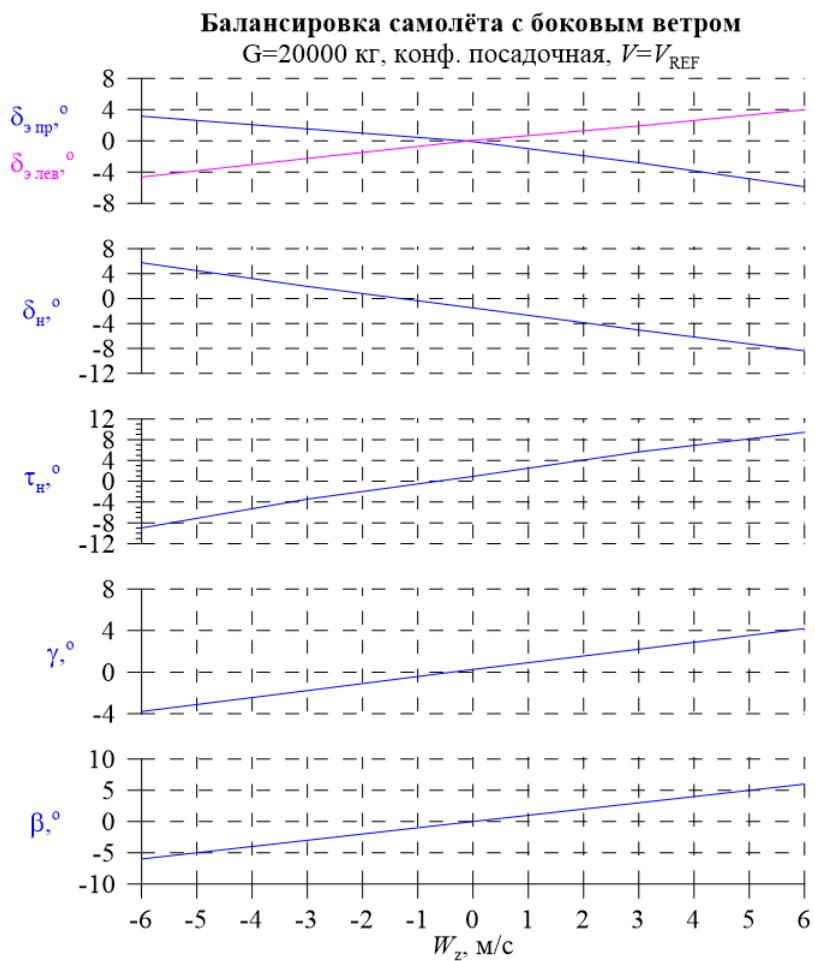


Рисунок 4.23 – Балансировочные характеристики самолёта на режиме захода на посадку с боковым ветром

Видно, что для балансировки самолёта с заданным боковым ветром потребные отклонения сервоприводов руля направления составляют:

$$\tau_h \text{ max бал} = \pm 9^\circ.$$

Для обеспечения возможности маневрирования в путевом канале при заходе на посадку с боковым ветром, предельные углы отклонения сервоприводов $\tau_h \text{ max}$ должны быть выбраны относительно балансировочных с учётом запаса на возможность выполнения маневров по курсу не менее 10%, т.е.:

$$\tau_h \text{ max бал} \approx 0.9 \cdot \tau_h \text{ max}.$$

Тогда предельные значения отклонения сервоприводов выбираются равными:

$$\tau_h \text{ max} = \pm 10^\circ.$$

Для обеспечения удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости самолёта в путевом канале, рекомендуется включить демпфер рыскания в алгоритм управления серворулём руля направления:

$$\tau_{\text{н ком}} = K_{X_H} X_H + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} s}{T_{\omega_y} s + 1} \omega_y. \quad (4.22)$$

На рисунке 4.24 приведены результаты расчётов реакции самолёта на ступенчатое отклонение педалей на величину, потребную для создания угла скольжения $\beta \approx 1.5^\circ$, в режимах нормального управления и аварийного сервоуправления с разными значениями коэффициента K_{ω_y} . Видно, что при отсутствии демпфера рыскания ($K_{\omega_y}=0$) переходной процесс по углу скольжения имеет явно выраженный колебательный характер.

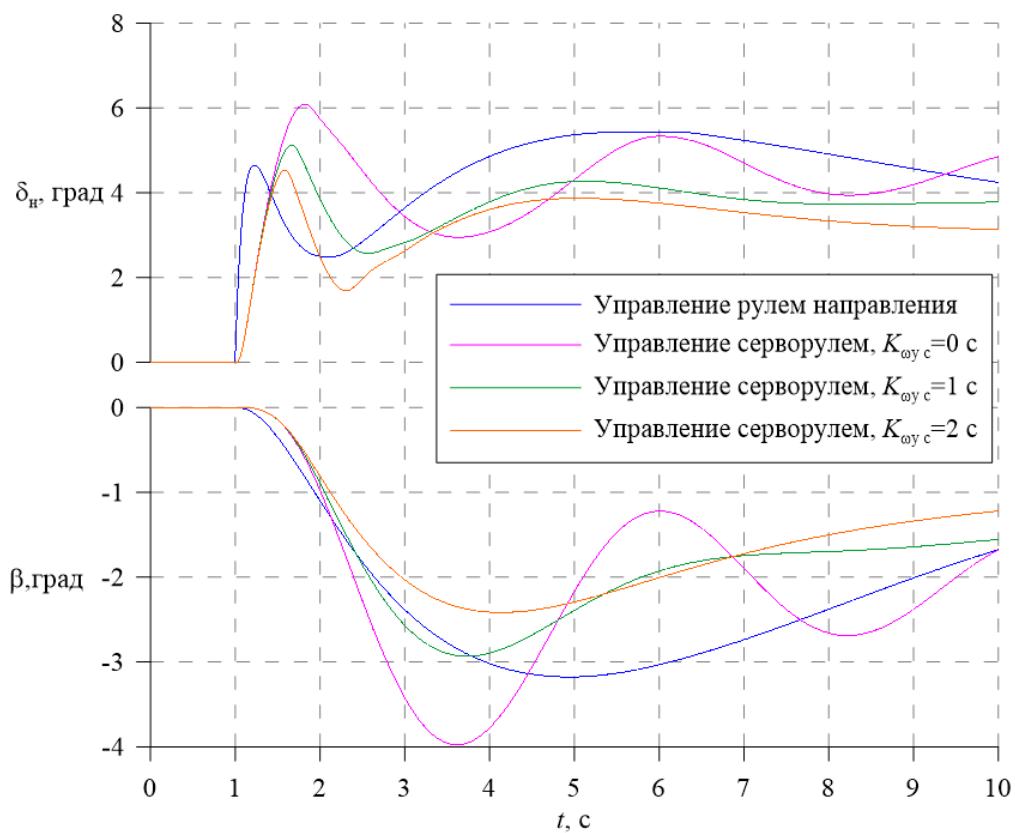


Рисунок 4.24 – Реакция самолёта на ступенчатое отклонение педалей при различных значениях коэффициента K_{ω_y}

Постоянная времени виражного фильтра T_{ω_y} и коэффициент K_{ω_y} выбираются, исходя из требования к затуханию боковых колебаний до 5% начальной амплитуды не более чем за 12 с [1], и составляют:

$$T_{\omega_y} = 3 \text{ с};$$

$$K_{\omega_y} = 1 \text{ с.}$$

Передаточный коэффициент K_{X_H} рассчитывается следующим образом:

$$K_{X_H} = -\frac{\tau_{H_{\max}}}{X_{H_{\max}}} = -\frac{10}{100} = -0.1 \text{ град/мм.}$$

Для уменьшения фазового запаздывания в закон управления серворулём руля направления также может быть добавлен форсирующий префильтр. Закон управления (4.22) при этом примет следующий вид:

$$\tau_{H_{\text{ком}}} = K_{X_H} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_H + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} s}{T_{\omega_y} s + 1} \omega_y. \quad (4.23)$$

Результаты расчётов величины фазового запаздывания между отклонением педалей и отклонением руля направления на частоте 2 рад/с в зависимости от коэффициента демпфирования k_d для различных значений постоянных времени форсирующего префильтра представлены на рисунке 4.25. Требования к фазовому запаздыванию в путевом канале соответствуют приведенным в таблице 4.2.

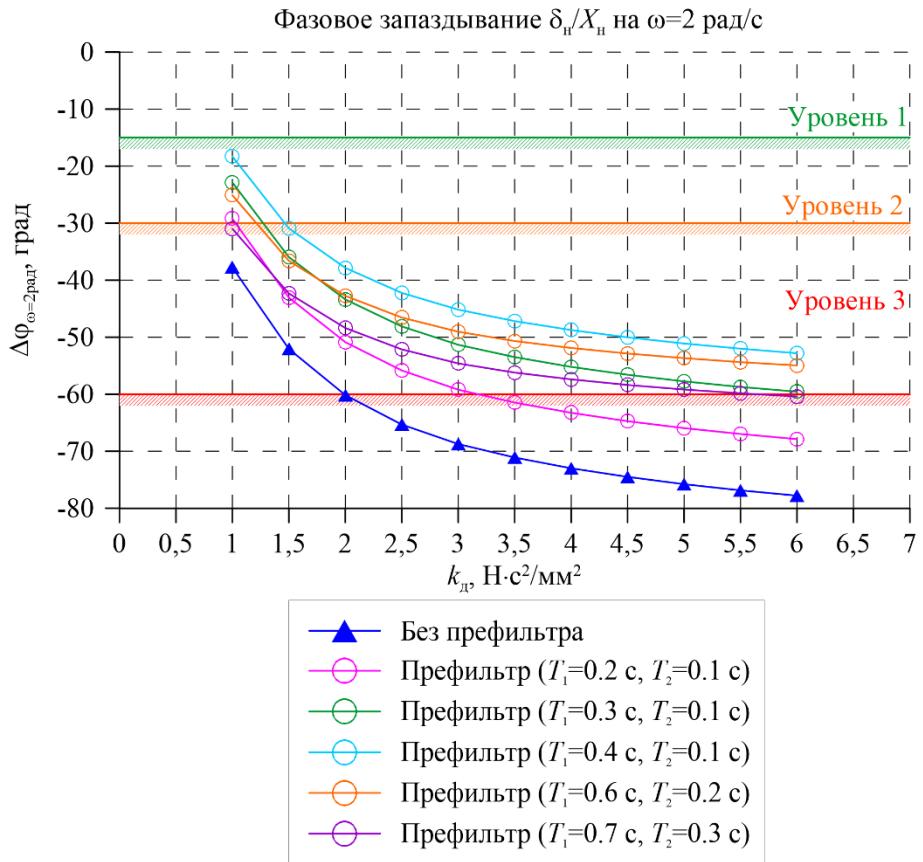


Рисунок 4.25 – Зависимости величины фазового запаздывания от коэффициента демпфирования при сервоуправлении в путевом канале для различных постоянных времени префильтра

Для рассматриваемого самолёта минимально допустимые значения коэффициента демпфирования ЭГРП руля направления, оцениваемые по формуле (4.21), составляют:

$$k_{\text{дmin}} = 5.7 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2.$$

Таким образом, для обеспечения требуемых значений коэффициента демпфирования k_d в режиме аварийного сервоуправления выбирается префильтр с постоянными временем $T_1=0.4$ с, $T_2=0.1$ с.

Отметим, что дополнительное уменьшение величины фазового запаздывания возможно реализовать за счёт увеличения скорости захода на посадку (рисунок 4.26).

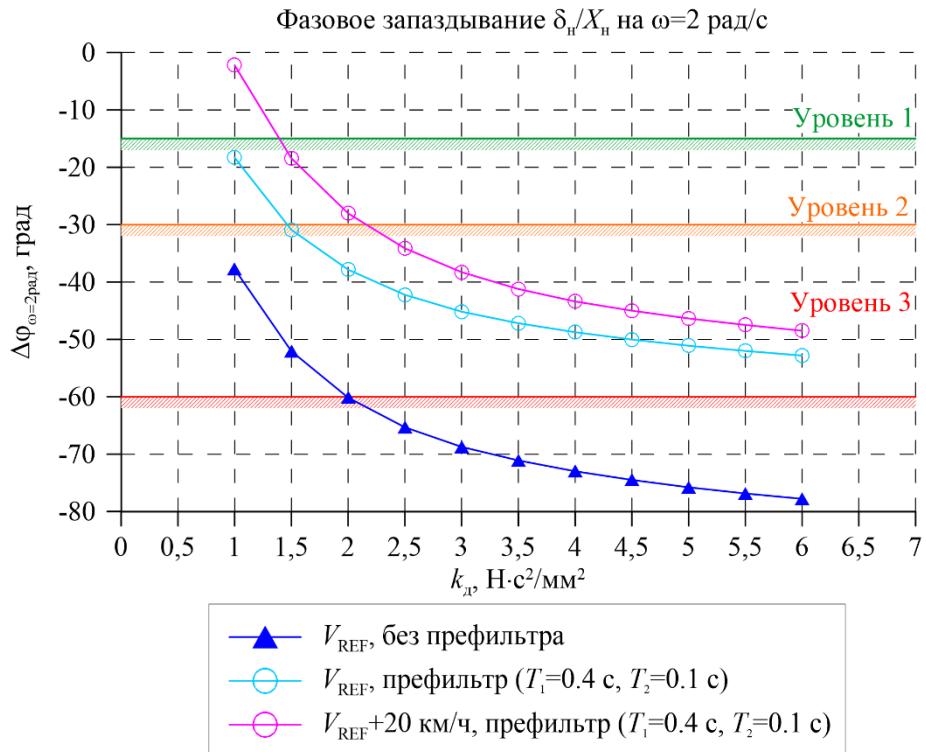


Рисунок 4.26 – Зависимости величины фазового запаздывания от коэффициента демпфирования при сервоуправлении в путевом канале для различных скоростей полёта

Для подтверждения соответствия характеристики путевой управляемости в режиме аварийного сервоуправления с выбранными параметрами требованиям безопасного завершения полёта проведены стендовые исследования с участием лётного состава, результаты которых представлены ниже в разделе 4.7.

4.6.3 Поперечный канал

На рисунке 4.27 представлены расчётные значения угловой скорости крена и отклонений левого и правого элеронов при управлении элеронами (нормальное управление) и сервоприводами на элеронах (аварийное сервоуправление) в посадочной конфигурации для различных значений коэффициента демпфирования k_d ЭГРП элеронов. Видно, что при переходе на сервоуправление с увеличением

коэффициента k_d уменьшается скорость отклонения элеронов, переходной процесс по угловой скорости крена приобретает более затянутый характер.

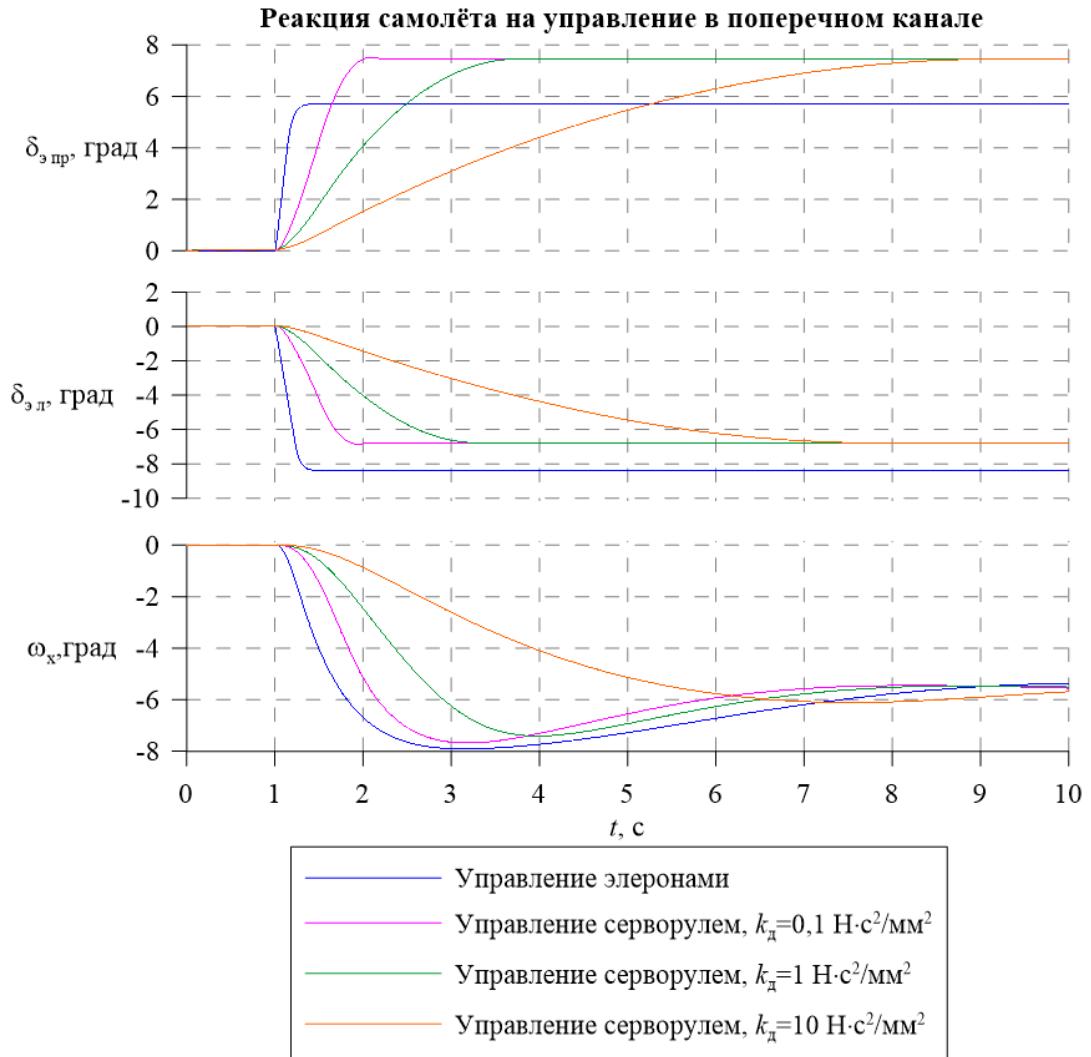


Рисунок 4.27 – Реакция самолёта на управление в путевом канале при различных значениях коэффициента демпфирования ЭГРП k_d

При реализации форссирующего префильтра по аналогии с продольным и путевым каналами, закон аварийного сервоуправления элеронами имеет следующий вид:

$$\tau_{\text{эком}} = K_{X_3} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_3 \quad (T_1 > T_2) \quad (4.24)$$

Как было показано в Главе 1, в соответствии с рекомендациями АМС CS-25 для обеспечения безопасного завершения полёта эффективность поперечного управления должна быть достаточна для перекладки самолёта из установившегося разворота с креном 30° в разворот с креном 30° противоположенного направления за время не более 11 с. Это, в свою очередь, обуславливает производные требования к максимальным углам отклонения сервоприводов $\tau_{\text{э}} \text{ max}$, а также к коэффициенту демпфирования k_d .

Результаты расчётов времени перекладки самолёта из установившегося разворота с креном 30° в разворот с креном 30° противоположенного направления ($t_{\text{пер}}$), а также величины фазового запаздывания между отклонением рычага управления по крену и отклонением элеронов на частоте 2 рад/с в зависимости от коэффициента демпфирования k_d представлены на рисунке 4.28. Требования к фазовому запаздыванию в путевом канале соответствуют приведенным в таблице 4.2.

Видно, что для выполнения требований к времени перекладки на скорости V_{REF} максимальные углы отклонения сервоприводов элеронов $\tau_{\text{э}} \text{ max}$ должны составлять не менее 17° . При этом величина коэффициента демпфирования k_d для обеспечения фазового запаздывания не более 60° должна составлять:

$$k_d \leq 1 \text{ H} \cdot \text{c}^2/\text{мм}^2.$$

Для рассматриваемого самолёта минимально допустимые значения коэффициента демпфирования ЭГРП элеронов, оцениваемые по формуле (4.21), составляют:

$$k_{d\min} = 1.4 \text{ H} \cdot \text{c}^2/\text{мм}^2.$$

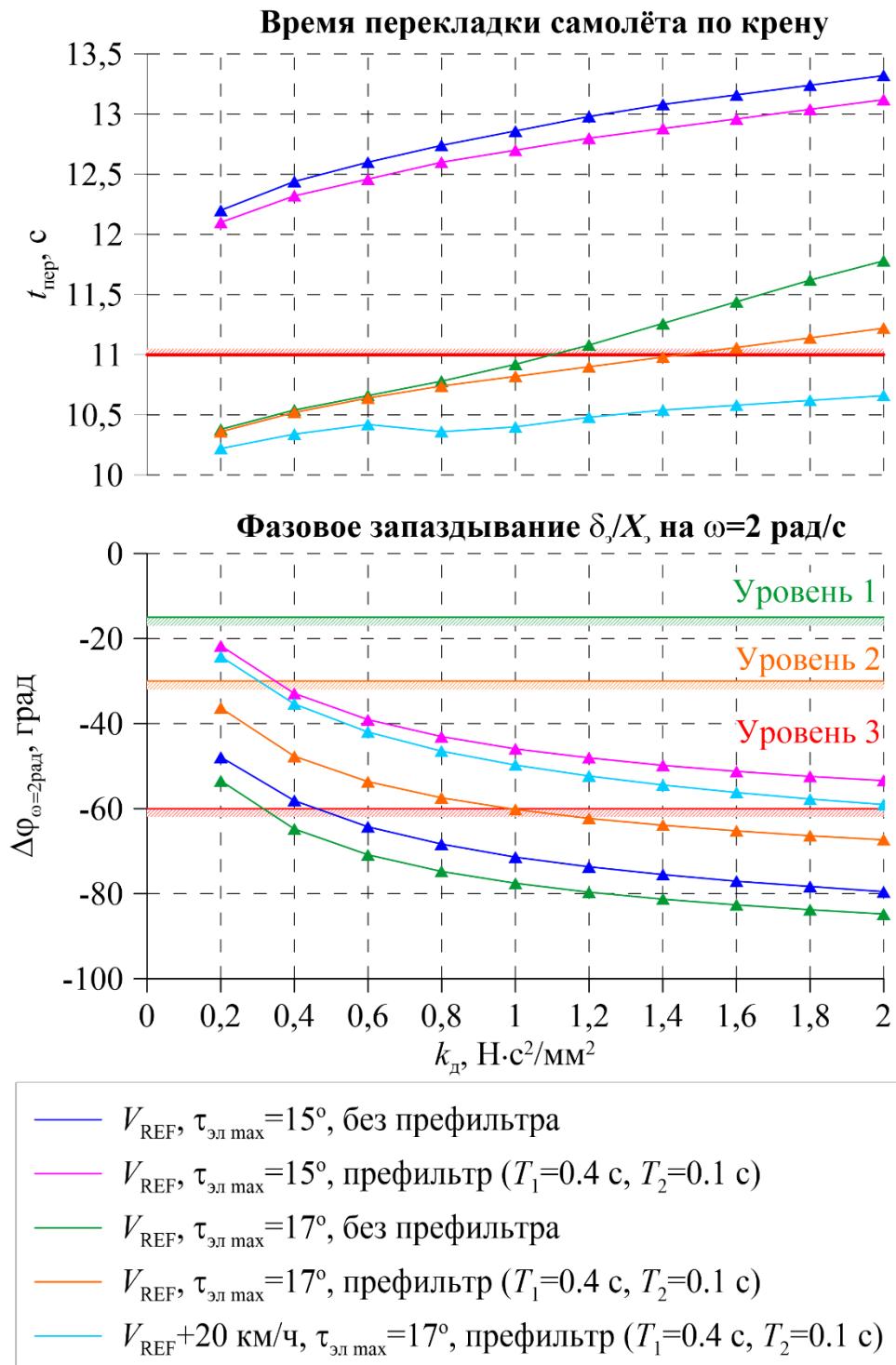


Рисунок 4.28 – Результаты расчётов времени перекладки по крену и величины фазового запаздывания между отклонением рычага управления по крену и отклонением элеронов в зависимости от коэффициента демпфирования k_d

При увеличении скорости захода на посадку до $V_{\text{REF}}+20$ км/ч, для выполнения требований к времени перекладки максимальные углы отклонения серворулей

элеронов $\tau_{\text{э, max}}$ также должны составлять не менее 17° , при этом величина коэффициента демпфирования k_d для обеспечения фазового запаздывания не более 60° должна составлять:

$$k_d \leq 2 \text{ H} \cdot \text{c}^2/\text{мм}^2.$$

Таким образом, требуемые значения коэффициента демпфирования k_d в режиме аварийного сервоуправления могут быть обеспечены при заходе на посадку на повышенной скорости $V_{REF} + 20$ км/ч.

Передаточный коэффициент K_{x_3} рассчитывается следующим образом:

$$K_{x_3} = -\frac{\tau_{\text{э, max}}}{X_{\text{э, max}}} = -\frac{17}{65} = -0.2615 \text{ град/мм.}$$

Для подтверждения соответствия характеристик управляемости самолёта в боковом канале требованиям безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления проведены стендовые исследования с участием лётного состава.

4.7 Стендовые исследования особенностей аварийного сервоуправления

4.7.1 Описание пилотажного стенда ПСПК-102 ЦАГИ

Пилотажный стенд ПСПК-102 ЦАГИ (рисунок 4.29) с подвижной кабиной обладает высокими техническими характеристиками и позволяет решать широкий спектр задач по отработке характеристик устойчивости и управляемости самолёта, по доводке систем штурвального управления и тренировки лётного состава.

Стенд имеет кабину типичного магистрального самолёта, оснащён 4-х оконной системой визуализации с коллиматорами (по 2 окна на каждого лётчика), обеспечивающими углы обзора 80° по горизонтали и 40° по вертикали для каждого лётчика. Частота смены кадров изображения 70 Гц. На приборной доске воспроизводится изображение основных пилотажных приборов, которые могут изменяться программным образом.

В кабине стендаПСПК-102 рабочие места правого и левого лётчиков оборудованы традиционными штурвальными постами управления и педалями, а

также боковыми ручками управления (БРУ), установленными на левой боковой панели кабины для левого лётчика и на правой панели для правого лётчика. Это позволяет проводить на стенде исследования и отработку характеристик устойчивости, управляемости и систем управления самолётов как с традиционными штурвалами, так и с боковыми ручками, которые находят в авиации все большее распространение.

Оба штурвальных поста с педалями имеют универсальные электрические системы загрузки фирмы Fokker, в которых роль загрузочных устройств играют следящие электроприводы с цифровым управлением. Такие системы позволяют воспроизводить любые законы изменения усилий на рычагах управления, включая силовые воздействия от работы автопилота, ограничителей предельных режимов и др., а также моделировать различные виды отказов в системе управления. Штурвальные посты с электрической системой загрузки успешно используются на стенде ПСПК-102 с 2001 года для отработки характеристик устойчивости, управляемости и систем управления различных неманевренных самолётов. Загрузка рычагов управления соответствовала загрузке типичного магистрального самолёта.

В состав стенда ПСПК-102 входит вычислительный комплекс, базирующийся на современном оборудовании и высоком уровне программного обеспечения. Математическая модель самолёта рассчитывается на головном (HOST) компьютере, который связан со всеми системами стенда: системой визуализации, системой отображения информации на дисплейных приборах, системой загрузки рычагов управления и системой подвижности кабины. Вычисленные данные по локальной сети передаются на компьютеры системы визуализации, компьютеры моделирования приборной доски и компьютер управления электрической системой загрузки.

Для связи с системой подвижности кабины и аналоговым оборудованием стенда (РУДы, аналоговые приборы и т.д.) а также с цифровыми сигналами (кнопки, переключатели, лампочки) используется система сбора аналоговой и цифровой информации.



Рисунок 4.29 – Пилотажный стенд ПСПК-102 ЦАГИ

4.7.2 Реализация математической модели регионального самолёта на стенде ПСПК-102

Стендовая математическая модель перспективного регионального самолёта реализована в программной среде MATLAB/Simulink. Модель включает в себя:

- модель аэродинамических сил и моментов самолёта;
- модель сил и моментов от двигательной установки;
- модель сил и моментов от шасси;
- модель системы дистанционного управления (СДУ), включая режимы нормального управления и аварийного сервоуправления.

Загрузочные характеристики БРУ и педалей по всем трём каналам управления соответствуют типовым загрузочным характеристикам БРУ и педалей современного самолёта транспортной категории с СДУ.

Моделирование всех режимов полёта на стенде ПСПК-102 проводилось без включения подвижности.

4.7.3 Стендовое моделирование захода на посадку в режиме аварийного сервоуправления

Для оценки пилотажных характеристик самолёта и правильности выбора параметров контура аварийного сервоуправления на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ были проведены стендовые исследования управляемости самолёта с участием лётчиков-испытателей ЛИИ им. Громова.

В ходе стендовых исследований рассматривалась задача захода на посадку с использованием планок положения ILS в двух сценариях:

- 1) со смещением относительно глиссады;
- 2) с боковым ветром.

В ходе стендовых исследований лётчик в режиме аварийного сервоуправления выполнял заход на посадку, отслеживая положение планок ILS на пилотажном индикаторе. Моделирование начиналось в крейсерской конфигурации самолёта на высоте $H_0=400$ м на удалении от торца ВПП $X_0=-12000$ м. Скорость самолёта в начале моделирования соответствовала $1.3V_s$, а положение серворулей на рулевых поверхностях соответствовало балансировочному.

Задачей пилотирования являлось:

- 1) Выпустить механизацию в выбранное положение для захода на посадку с одновременным уменьшением скорости до заданного значения V_{REF} .
- 2) Выполнить захват глиссады на высоте $H_0=400$ м на удалении от торца ВПП $X_0\approx-7500$ м;
- 3) Сбалансировать самолёт на глиссаде на заданной скорости захода на посадку;
- 4) При необходимости, исправить отклонение самолёта в вертикальной или горизонтальной плоскости от глиссады (порядок введения отклонений описывается ниже);
- 5) Выполнить выравнивание и посадку на ВПП до момента опускания носовой стойки и начала торможения на этапе послепосадочного пробега.

Для более полной оценки управляемости самолёта на этапе захода на посадку, в нескольких сценариях моделирования в сигнал положения планок ILS вводилось смещение от глиссады (рисунок 4.30), величина которого составляла:

- в вертикальной плоскости ± 15 м до расстояния $X=-2000$ м до оси ВПП;
- в горизонтальной плоскости ± 80 м до расстояния $X=-2000$ м до оси ВПП.

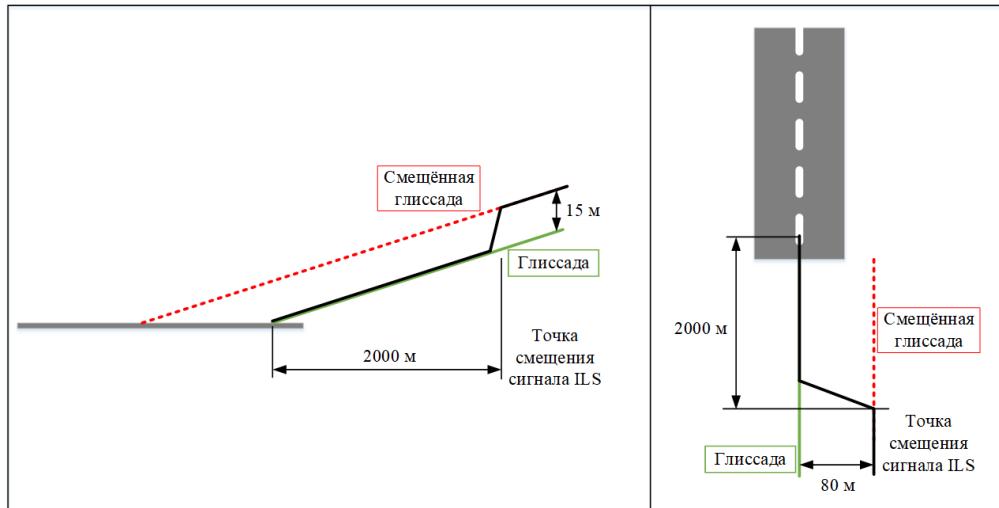


Рисунок 4.30 – Условия смещения глиссады для стендового моделирования

Кроме захода на посадку со смещением относительно оси ВПП, рассматривался заход на посадку без смещения, но с постоянным боковым ветром под 90° к оси ВПП величиной $W_z=5$ м/с.

В ходе выполнения задачи захода на посадку лётчик оценивал пилотажные характеристики самолёта и уровень рабочей нагрузки по шкале Купера-Харпера [72, 73], а также склонность самолёта к раскачке по специальной шкале PIOR [74].

Фрагменты записей результатов стендового моделирования приведены на рисунках 4.31–4.32.

В ходе стендовых исследований лётчиком были отмечены следующие особенности пилотирования в режиме аварийного сервоуправления:

- выпуск и уборка механизации крыла не вызывает затруднений и достаточно легко парируется своевременным отклонением рычага управления по тангажу;

- управляемость самолёта на повышенной скорости захода на посадку $V_{REF}+20$ км/ч=230 км/ч значительно лучше, чем на скорости $V_{REF}=210$ км/ч, за счёт меньшего запаздывания реакции самолёта на отклонение органов управления;
- на повышенной скорости захода на посадку $V_{REF}+20$ км/ч характеристики управляемости самолёта по всем каналам управления удовлетворительные и обеспечивают возможность безопасного завершения полёта;
- в продольном канале управления вследствие ограниченных маневренных возможностей необходимо осуществлять своевременную перебалансировку самолёта при изменении режима полёта;
- в поперечном канале управления необходимо ограничить допустимые углы крена самолёта величиной не более 30° , поскольку при дальнейшем увеличении угла крена маневренных возможностей по нормальной перегрузке может не хватить для вывода самолёта из пикирования;
- в поперечном канале управления имеет место тенденция к раскачке самолёта лётчиком (PIO), особенно при точном управлении для исправления отклонений от глиссады перед касанием.

По оценкам лётчика, управляемость самолёта в режиме аварийного сервоуправления на повышенной скорости захода на посадку $V_{REF}+20$ км/ч соответствует рейтингу PR=4.5...5 по шкале Купера-Харпера. Имеется некоторая склонность к раскачке самолёта лётчиком преимущественно в поперечном канале управления, соответствующая рейтингу 3...3.5 по шкале PIOR. Полученные лётные оценки соответствуют Уровню 2 пилотажных характеристик, подтверждают правильность результатов расчётных исследований и возможность безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления.

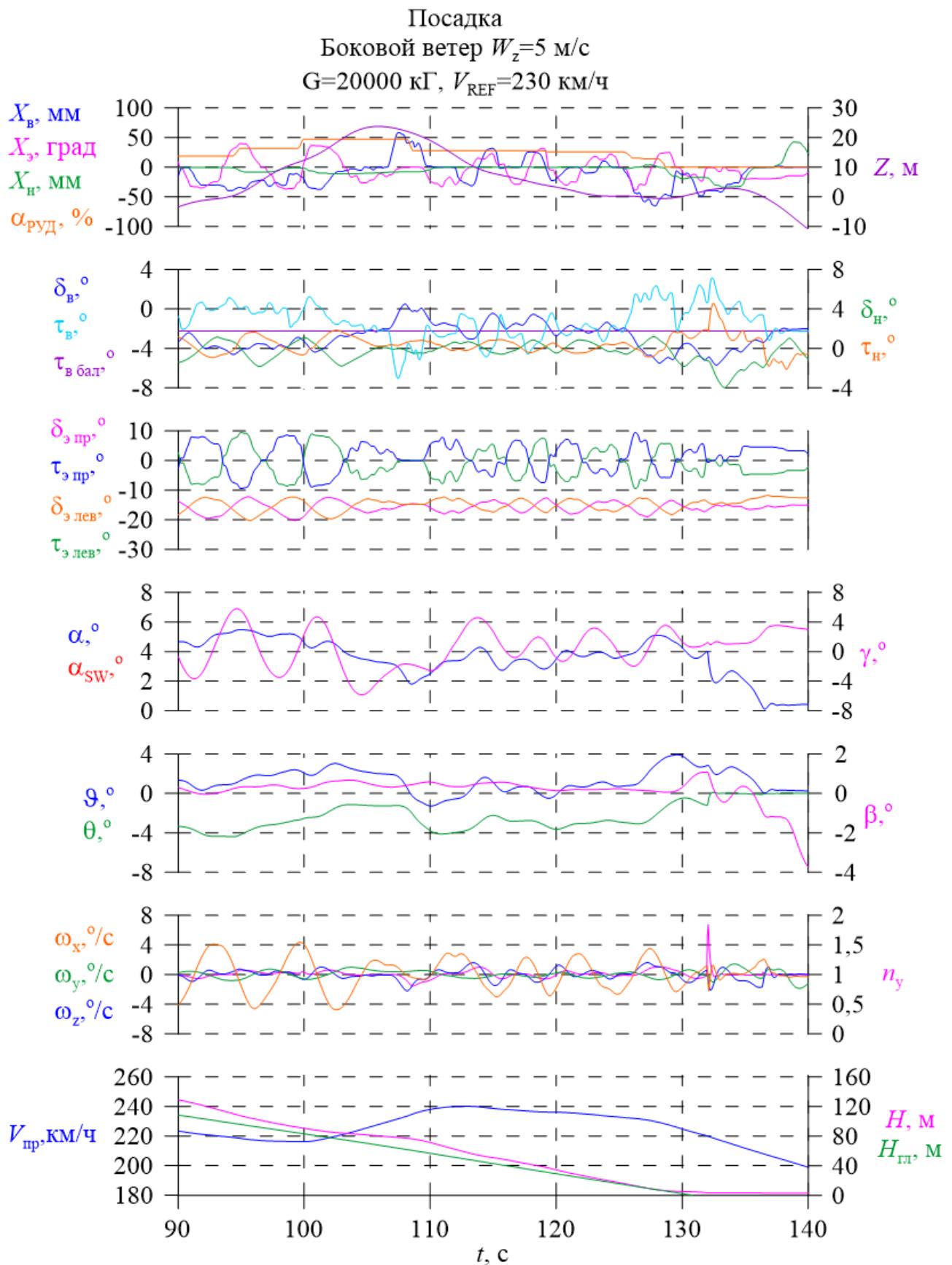


Рисунок 4.31 – Результаты стендового моделирования захода на посадку с боковым ветром $W_z=5$ м/с

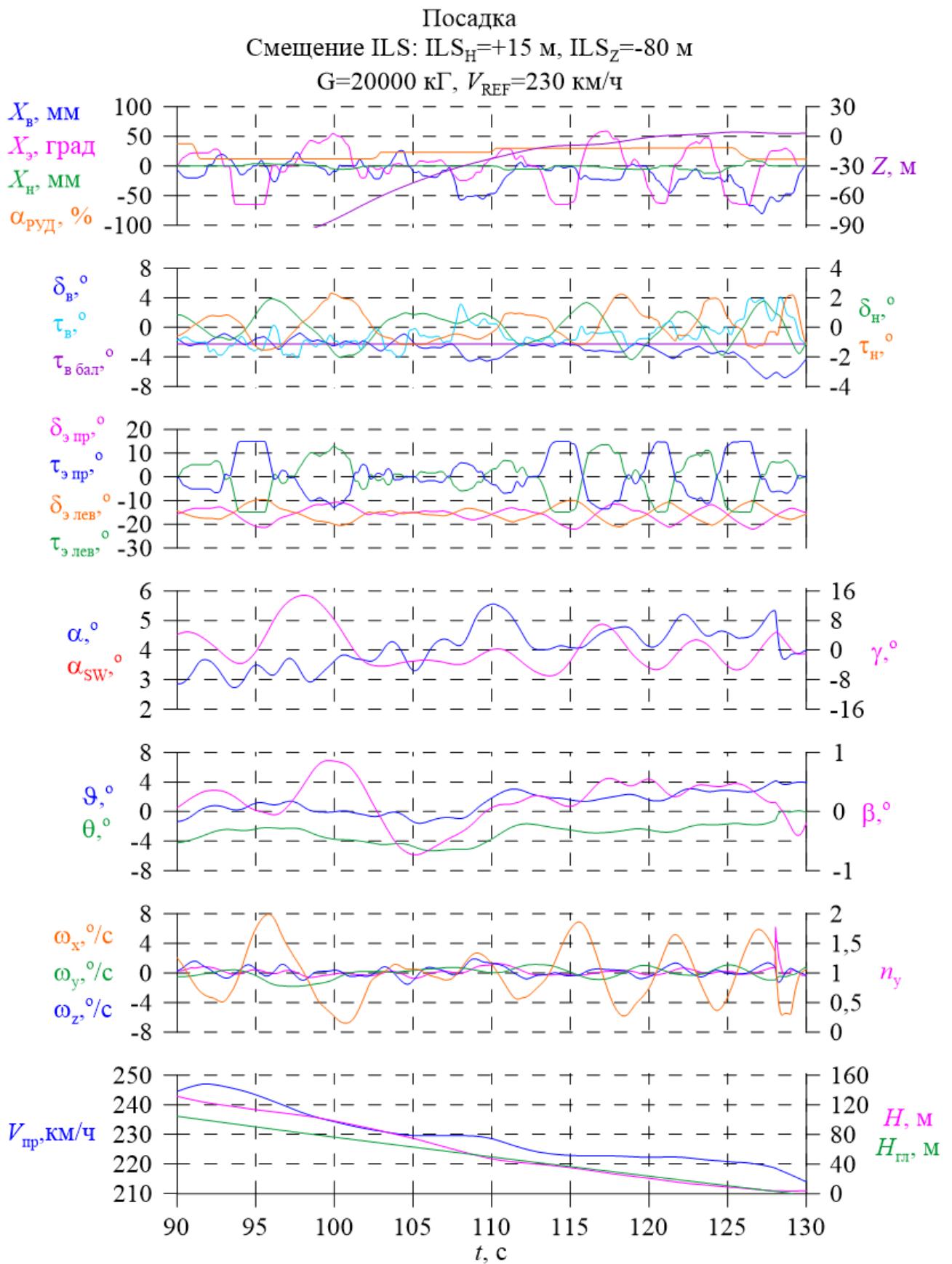


Рисунок 4.32 – Результаты стендового моделирования захода на посадку с устранением отклонений от глиссады

Выводы к Главе 4

Разработан инновационный вариант построения силовой части системы управления регионального самолёта транспортной категории с двумя централизованными гидросистемами и использованием аварийного дистанционного сервоуправления, обеспечивающего безопасное завершение полёта при отказе двух гидросистем. Предлагаемая структура аварийного дистанционного сервоуправления не требует механического резерва и может быть реализована на перспективном пассажирском самолёте.

Сформированы требования к системе управления самолётом с аварийным сервоуправлением. Составлена математическая модель динамики самолёта с учётом особенностей сервоуправления. Проведен широкий спектр расчётных исследований по обоснованию структуры и выбору параметров алгоритмической части контура аварийного сервоуправления, а также по обоснованию требований к коэффициенту демпфирования ЭГРП, с учётом действующих нормативных требований и рекомендательных циркуляров, рассмотренных в Главе 1.

Проведены стендовые исследования на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ с участием лётного состава для подтверждения соответствия характеристик управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления требованиям к возможности безопасного завершения полёта. По оценкам лётчика, управляемость самолёта в режиме аварийного сервоуправления на выбранном режиме захода на посадку соответствует рейтингу $PR=4.5\dots 5$ по шкале Купера-Харпера. Имеется некоторая склонность к раскачке самолёта лётчиком преимущественно в поперечном канале управления, соответствующая рейтингу $3\dots 3.5$ по шкале PIOR. Полученные лётные оценки подтверждают правильность результатов расчётных исследований и возможность безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления.

Заключение

1. Разработана методика формирования структурного построения силовой системы управления для применения в том числе на ранних этапах проектирования, которая позволяет обеспечить выполнение нормативных требований к управляемости и системе управления самолёта в отказных ситуациях. В ходе реализации разработанной методики поставлена и решена задача целочисленного программирования с использованием суррогатной оптимизации для выбора распределения потребителей системы управления по энергосистемам. Применение данной методики помогает избежать необходимости внесения изменений в конструкцию самолёта (а именно, структуру силовой системы управления и взаимосвязанные системы энергоснабжения) на поздних стадиях проектирования и сопутствующего увеличения финансовых затрат.

2. Сформированы два новых требования к системе управления самолёта: требование по обеспечению максимально возможной дальности планирования после отказа всех двигателей и требование к предельно допустимому увеличению посадочной дистанции самолёта при отказах систем энергопитания. Предложены практические рекомендации по обеспечению выполнения разработанных требований на этапе формирования структурного построения системы управления. Учёт данных требований позволит повысить безопасность полёта самолётов транспортной категории в отказных ситуациях.

3. Разработан инновационный вариант построения силовой системы управления регионального самолёта транспортной категории с двумя централизованными гидросистемами и использованием аварийного дистанционного сервоуправления, обеспечивающего безопасное завершение полёта при отказе двух гидросистем. Предлагаемая структура аварийного дистанционного сервоуправления не требует механического резерва и может быть реализована на перспективном пассажирском самолёте.

4. Сформированы требования к системе управления самолётом с аварийным сервоуправлением. Составлена математическая модель динамики

самолёта с учётом особенностей сервоуправления. Проведен широкий спектр расчётных исследований по обоснованию структуры и выбору параметров алгоритмической части контура аварийного сервоуправления, а также обоснованию требований к коэффициенту демпфирования ЭГРП, с учётом действующих нормативных требований и рекомендательных циркуляров, рассмотренных в Главе 1.

5. Проведены стендовые исследования на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ с участием лётного состава для подтверждения соответствия характеристик управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления требованиям к возможности безопасного завершения полёта. По оценкам лётчика, управляемость самолёта в режиме аварийного сервоуправления на выбранном режиме захода на посадку соответствует рейтингу $PR=4.5\dots 5$ по шкале Купера-Харпера. Имеется некоторая склонность к раскачке самолёта лётчиком преимущественно в поперечном канале управления, соответствующая рейтингу $3\dots 3.5$ по шкале PIOR. Полученные лётные оценки подтверждают правильность результатов расчётных исследований и возможность безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления.

Список сокращений и условных обозначений

АДТ – аэродинамическая труба
 АДХ – аэродинамические характеристики
 ВПП – взлётно-посадочная полоса
 ВС – воздушное судно;
 ВСУ – вспомогательная силовая установка
 ГА – гидроаккумулятор
 ГС – гидравлическая система
 ЛР – лётное руководство
 МАК – Межгосударственный авиационный комитет;
 ПСПК – пилотажный стенд с подвижной кабиной
 ПХ – пилотажные характеристики
 РРД – режим работы двигателя
 РУМ – рычаг управления механизацией
 САХ – средняя аэродинамическая хорда
 ССУ – силовая система управления
 ТНУ – турбонасосная установка
 ЭГРП – электрогидравлический рулевой привод
 ЭДСУ – электродистанционная система управления
 ЭС – электрическая система

AC – Advisory Circular
 AMC – Acceptable Means of Compliance
 ARP – Aerospace Recommended Practice
 ASA – Aircraft Safety Assessment
 CCA – Common Cause Analysis
 CMA – Common Mode Analysis
 EASA – European Aviation Safety Agency
 FAA – Federal Aviation Administration

FHA – Functional Hazard Assessment

FMEA – Failure Modes and Effect Analysis

FMES – Failure Modes and Effect Summary

FTA – Fault Tree Analysis

PASA – Preliminary Aircraft Safety Assessment

PSSA – Preliminary System Safety Assessment

QRH – Quick Reference Handbook

RAT – Ram Air Turbine

SSA – System Safety Assessment

Список литературы

1. Алёшин Б.С., Баженов С.Г., Диценко Ю.И., Шелюхин Ю.Ф. Системы дистанционного управления магистральных самолётов. М.: Наука, 2013.
2. Руководство по процессам сертификации высокоинтегрированных сложных бортовых систем воздушных судов гражданской авиации – Р4754. Межгосударственный авиационный комитет, 2007.
3. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. М.: «Авиаиздат», 2015.
4. Federal Aviation Regulation. Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes (FAR-25).
5. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 24. European Aviation Safety Agency, 10 January 2020.
6. Kornstaedt L. Airbus New Operational Landing Distances. The Airbus Safety Magazine. Issue 12. July 2011.
7. Moir I., Seabridge A. Aircraft Systems: Mechanical, electrical and avionics subsystems integration. Third Edition. Wiley, 2008.
8. Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом. Тезисы 17-й Международной конференции «Авиация и космонавтика». Типография «Люксор». 2018. С. 52–53.
9. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов. Издательский отдел ЦАГИ, Авиа-издательство КНР. Москва-Пекин, 1995.
10. Кувшинов В.М., Петров В.Н., Берко Г.С. Принципы построения силовых систем управления (ССУ) магистральных транспортных самолётов. Москва. Аэрокосмический научный журнал - 2015 - №2 – С. 19-33.

11. Методы проектирования перспективных энергосистем силового привода летательных аппаратов / А.М. Матвеенко, М.Г. Акопов, А.А. Волков и др.; Под ред. А.М. Матвеенко. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.
12. Ермаков С.А., Оболенский Ю.Г., Сухоруков Р.В. Энергообеспечение рулевых приводов самолета при отказе его маршевых двигателей. XII Всероссийское Совещание По Проблемам Управления ВСПУ-2014. Москва, 16-19 июня 2014 г.
13. Шумилов И.С. Системы управления рулями самолетов: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009.
14. Lampl T., Wolf T., Hornung M. Preliminary Design of Advanced Flight Control System Architectures for Commercial Transport Aircraft. CEAS 2017 paper no. 237.
15. Bauer C., Lagadec K., Bes C., Mongeau M. Flight-control system architecture optimization for fly-by-wire airliners. Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 30, No. 4, July-August 2007.
16. Certification considerations for highly-integrated or complex aircraft systems. SAE ARP4754. 1996.
17. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems. SAE ARP4754 Rev.A. 2010.
18. Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment. SAE ARP4761, 1996.
19. Руководство №4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования самолётов гражданской авиации. Межгосударственный Авиационный комитет, 2007.
20. Авиарегистр МАК. Перечень КТ и РЦ. URL: <https://armak-iac.org/dokumenty/kt-i-rts/>
21. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП25.1309 «Конструкция и анализ систем». АР МАК, 2015 г.

22. Advisory Circular AC 25-7D “Flight Test Guide For Certification Of Transport Category Airplanes”. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2018.
23. Flying Qualities of Piloted Airplanes. Military Specification. MIL-F-8785C. 5 November 1980.
24. Flying Qualities of Piloted Aircraft. Department of Defence Interface Standard. MIL-STD-1797A Notice 3. 24 August 2004.
25. Advisory Material Joint. AC/AMJ 25.671 Control Systems – General. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2001.
26. Mare J-C. Aerospace Actuators 1. Needs, Reliability and Hydraulic Power Solutions. ISTE, Wiley, 2016.
27. Airbus A318/A319/A320/A321 Flight Crew Operating Manual. Airbus. 20 August 2015.
28. Airbus A318/A319/A320/A321 Quick Reference Hand Book. Airbus, 2005.
29. Airbus A330. Flight Crew Operating Manual. Systems Description. Airbus.
30. Airbus A330. Flight Crew Operating Manual. Flight Operations. Airbus.
31. Airbus A380 Flight Crew Operating Manual. Airbus, 2005.
32. A350-900 Flight Deck and Systems Briefing for Pilots. Issue 02. Airbus, September 2011.
33. Boeing 777-200/-200LR/-300/-300ER/F Flight Crew Operations Manual. Document Number D632W001-TBC. The Boeing Company, 1994.
34. Boeing 777. Quick Reference Handbook. Revision Number 16. Delta Air Lines. 2016.
35. Boeing 787-8 Flight Crew Operations Manual. Document Number D615Z003-TBC. The Boeing Company, 2007.
36. Boeing 787. Quick Reference Handbook. The Boeing Company. 15 February 2010.
37. Model BD-500-1A11. Flight Crew Operating Manual Volume 1. FCOM Vol. 1. BD500-3AB48-32600-01. Issue No. 008. Bombardier Inc. 2016-2018.

38. Model BD-500-1A11. Quick Reference Handbook (QRH). BD500-3AB48-32900-01. Issue No. 009. Bombardier Inc. 2016-2018.
39. Embraer 195 Airplane Operations Manual Volume 1. АОМ-1502-031. Temporary Revision 4.2 – October 14, 2015. Embraer, 2015.
40. Руководство по лётной эксплуатации самолёта RRJ 75 (в четырёх частях). Подготовка и выполнение полёта. Т7.92.0000.000.000 РЛЭ, Ревизия D, Часть 1. АО «Гражданские самолёты Сухого», 2010.
41. В.Ф. Брагазин, А.Н. Козяйчев, Р.И. Терехов. Исследование особенностей движения самолета МС-21 по скользкой ВПП. Сборник тезисов XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Д. Богданова, Россия, 1-2 марта 2018г.
42. Brewer H.K. Parameters affecting aircraft tire control forces. AIAA Pap., 1974, №966, 1–9.
43. Бюшгенс А.Г., Брагазин В.Ф. Квазистатическая модель работы автомата торможения авиационных колёс для задач математического и полунатурного моделирования // Труды ЦАГИ. – 1985. – Вып. 2280. – С. 15 – 24.
44. Оболенский Ю.Г., Ермаков С.А., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов: учебное пособие. М.: издательство ГУП г. Москвы «Окружная газета ЮЗАО», 2011.
45. Борисов М.В., Грибовский Д.Н., Ольдаев Е.В., Терехов Р.И. Стендовые исследования устойчивости и управляемости перспективного магистрального самолёта с КСУ при отказах гидросистем. Материалы XXV Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2014. С. 69.
46. Динамика полёта: Учебник для студентов высших учебных заведений. Изд. 2-е, испр. и доп./ А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. Г.С. Бюшгена. – М.: Машиностроение–Полёт, 2017. 776 с.

47. Ольдаев Е.В., Терехов Р.И. Расчётные исследования устойчивости и управляемости перспективного магистрального самолёта с КСУ при отказе всех двигателей. XXIV Научно-техническая конференция по аэродинамике. Материалы конференции. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2013. С. 193.
48. Терехов Р.И. Построение структуры силовой части системы управления магистрального самолёта для обеспечения максимальной дальности планирования при отказе двигателей. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 182.
49. ФАВТ. Перечень аэропортов федерального значения. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-aeroporty-i-ajerodromy-perechen-aeroportov/>
50. ФАВТ. Перечень аэропортов (аэродромов), открытых для выполнения международных полетов воздушных судов. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-aeroporty-i-ajerodromy-mezhdunarodnye-aeroporty>
51. Брагазин В.Ф., Терехов Р.И. Оценка влияния отказов гидросистем перспективного магистрального самолёта на посадочную дистанцию. 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Сборник тезисов. Типография «Люксор». 2016. С. 78–79.
52. Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В., Белоконов В.М. и др. Аэромеханика самолёта: Динамика полёта: Учебник для авиационных вузов / Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
53. Кузин Л.Т. Основы кибернетики. Т.1. Математические основы кибернетики. М.: «Энергия», 1973.
54. Powell, M. J. D. The Theory of Radial Basis Function Approximation in 1990. In Light, W. A. (editor), Advances in Numerical Analysis, Volume 2:

- Wavelets, Subdivision Algorithms, and Radial Basis Functions. Clarendon Press, 1992, pp. 105–210.
55. Regis, R. G., and C. A. Shoemaker. A Stochastic Radial Basis Function Method for the Global Optimization of Expensive Functions. *INFORMS J. Computing* 19, 2007, pp. 497–509.
 56. Wang, Y., and C. A. Shoemaker. A General Stochastic Algorithm Framework for Minimizing Expensive Black Box Objective Functions Based on Surrogate Models and Sensitivity Analysis. URL: <https://arxiv.org/pdf/1410.6271.pdf>.
 57. Gutmann, H.-M. A Radial Basis Function Method for Global Optimization. *Journal of Global Optimization* 19, March 2001, pp. 201–227.
 58. Егер С.М., Матвеенко А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники: Учебник / Под ред. И.А. Шаталова. – М.: Машиностроение, 2003. – 720 с.
 59. MD-88/90 Operations Manual Volume 2. Copyright 2014 Delta Air Lines, Inc. 744 p.
 60. Ермаков С.А., Карев В.И., Константинов С.В., Оболенский Ю.Г., Селиванов А.М., Сухоруков Р.В. Системы дистанционного управления и рулевые приводы – структуры и развитие // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. №2. С. 161-171.
 61. Баженов С.Г., Дементьев А.А., Диценко Ю.И., Лазурин Г.А., Терехов Р.И. Обеспечение инвариантности и расширение набора функций комплексной системы управления самолетом транспортной категории в случае многомерного управления // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. LV №3. 2024. С. 59–75.
 62. Терехов Р.И. Оценка параметров аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом с учётом нелинейных особенностей динамики органов управления // Вестник Московского авиационного института. Т. 29. № 1. 2022.
 63. Билялетдинова Л.Р., Стеблинкин А.И. Математическое моделирование электромеханического рулевого привода с шариковинтовой передачей с

- учетом нелинейностей типа «сухое трение» и «люфт» // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. №3. С. 95-108.
64. Руководство для конструкторов. Том 1. Расчёт самолёта на флаттер. Издание 2. ЦАГИ, издательство Бюро новой техники НКАП, 1943. 122 с.
 65. Терехов Р.И. Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом в продольном канале // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85785>
 66. Flight Control Design – Best Practices. NATO RTO-TR-029. December 2000.
 67. Gautrey J.E. Flying Qualities and Flight Control System Design for a Fly-By-Wire Transport Aircraft. Engineering Doctorate Thesis. Cranfield University. September 1998.
 68. Mitchell D.G., et al. The Evolution, Revolution, and Challenges of Handling Qualities. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA 2003-5465, 11-14 August 2003.
 69. Кувшинов В.М., Анимица О.В. Программный комплекс FlightSim для моделирования и анализа динамики самолета с системой управления в среде MATLAB/Simulink // Техника Воздушного Флота. 2004. т. LXXVIII, №1 (666). С. 1-10.
 70. Кувшинов В.М., Анимица О.В. Программный комплекс FlightSim – современное средство моделирования и анализа динамики ЛА с системами управления // Труды ЦАГИ. 2011. Вып. 2699. С. 34-44.
 71. Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Особенности аварийного дистанционного сервоуправления самолётом транспортной категории. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 183.
 72. Cooper G., Harper R. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities. NASA TN D-5153. April 1969.
 73. Лётчик как динамическая система / А.В. Ефремов, А.В. Оглоблин, А.Н. Предтеченский, В.В. Родченко. – М.: Машиностроение, 1992.

74. Weingarten, N.C., Chalk C.R. In-Flight Investigation of Large Airplane Flying Qualities for Approach and Landing. AFWAL-TR-81-3118. 1981.