

Государственный научный центр
Федеральное государственное унитарное предприятие
«Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н. Е. Жуковского»



На правах рукописи

Козяйчев Андрей Николаевич

**Разработка законов управления, повышающих
безопасность полёта самолётов транспортной категории**

Специальность: 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление
движением летательных аппаратов

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
Доктор технических наук
С.Г. Баженов

Жуковский – 2021

Оглавление

Введение.....	3
Глава 1 Технический уровень, требования, функции и алгоритмы ЦСДУ современных самолётов транспортной категории.....	13
1.1 Требования к характеристикам основного контура	17
1.2 Функции системы дистанционного управления современных самолётов транспортной категории	23
1.3 Алгоритмы, реализующие функции ЦСДУ.....	26
1.3.1 Алгоритмы продольного канала управления	26
1.3.2 Алгоритмы бокового канала управления.....	30
1.4 Общая характеристика алгоритмов управления современных самолётов транспортной категории	33
Глава 2 Описание объекта управления и методов расчёта областей устойчивости ..	36
2.1 Общее описание объекта управления	36
2.2 Расчёт областей устойчивости многосвязной системы управления с помощью частотных методов	39
Глава 3. Разработка функции ограничения угла крена вблизи земли	54
3.1 Разработка алгоритма ограничения угла крена вблизи земли с применением конечных автоматов.....	59
Глава 4. Разработка интегральных законов управления в боковом канале	86
4.1 Интегральный закон управления в поперечном канале.....	87
4.2 Интегральный закон управления в путевом канале	106
4.3 Расчёт областей устойчивости самолёта с КСУ в боковом канале	118
Глава 5. Расчётные и стендовые исследования интегральных законов управления	123
5.1 Расчётные исследования интегральных законов управления в поперечном и путевом каналах	124
5.2 Стендовые исследования интегральных законов управления в поперечном и путевом каналах	136
Заключение.....	152
Список сокращений и условных обозначений	155
Список литературы	163
Приложение. Отзывы лётчиков-испытателей	170

Введение

В настоящее время полёты безопаснее, чем когда-либо прежде, несмотря на то, что авиационная отрасль постоянно растёт. Факты свидетельствуют о том, что за последние 20 лет достигнуты значительные улучшения в области безопасности полётов. Однако это не означает, что мы можем быть довольны, поскольку очевидно, что общество ожидает нулевых показателей касательно несчастных случаев, и это должно быть целью.

По данным фирм производителей авиационной техники [1-3] процесс создания самолёта довольно длителен, он занимает в среднем 8-10 лет. При этом срок эксплуатации гражданского воздушного судна составляет более 20 лет. При проектировании самолёта учитывается множество факторов таких как себестоимость перевозок, расход топлива, уровень комфорта для пассажиров, степень неблагоприятного воздействия на окружающую среду и др. Но кроме экономических факторов, для современных магистральных самолётов важнейшей проблемой является обеспечение высокого уровня безопасности полёта. На фоне роста авиаперевозок и пассажироместимости актуальной становятся проблемы обеспечения регулярности авиационных перевозок в любых метеоусловиях и обеспечения безопасности полёта. Очевидно, что рост авиаперевозок приведёт к росту числа авиационных происшествий, что недопустимо. На фоне мирового роста авиаперевозок, возрастает роль регулярности и безопасности авиаперевозок.

Безопасность пассажирских перевозок всегда являлась главным приоритетом при создании гражданской авиационной техники [1-6]. Безопасность полёта является интегральной характеристикой в которой учитывается подготовленность лётного состава, нагрузка на экипаж возникающая в процессе полёта, техническое состояние воздушного судна (ВС), его техническое совершенство, среда в которой эксплуатируется ВС и пр. На ВС в полёте может действовать множество потенциально опасных факторов, которые могут оказывать неблагоприятное влияние на ВС. Авиационное происшествие, как правило, является результатом совместного влияния нескольких неблагоприятных факторов. Согласно статистике

(см. рисунок 0.1), большая часть авиационных происшествий и катастроф связана с «человеческим фактором» – ошибочными действиями экипажа и наземного персонала.

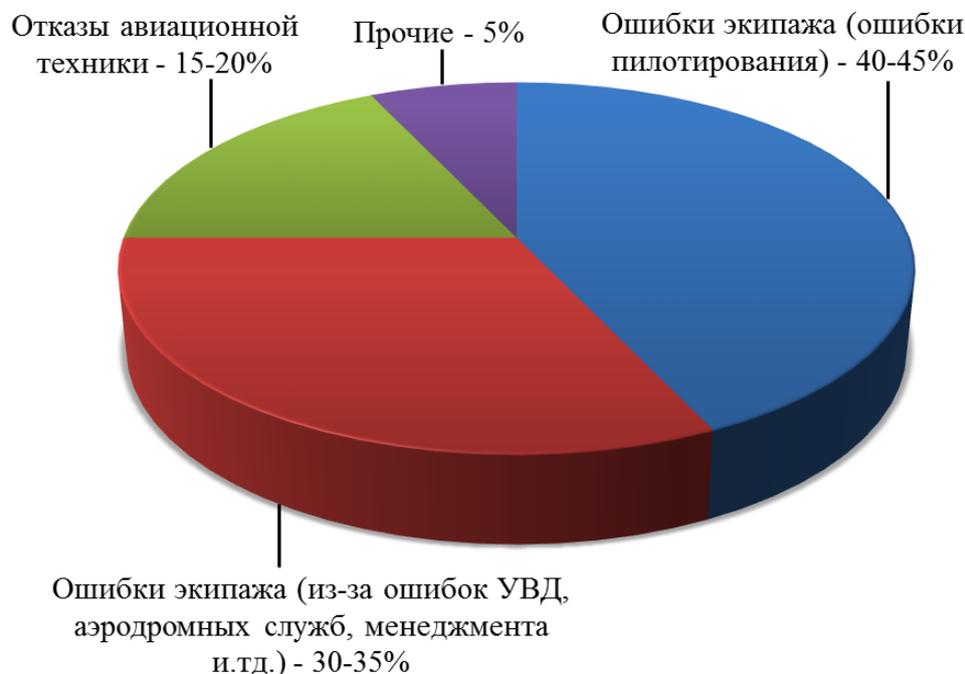


Рисунок 0.1 – Основные причины авиационных происшествий [1].

В связи с этим все большее внимание уделяется снижению роли «человеческого фактора». Одним из путей в этом направлении является развитие автоматизации управления самолётом на всех режимах полёта. В современных авиалайнерах, реализован обширный набор функций системы управления, основная цель которых – предотвращение превышения предельных параметров полёта средствами предупреждения или ограничения [1, 6-16]. Большое значение имеет и надёжность системы управления (СУ). Надёжность СУ самолёта определяется архитектурным построением, уровнем резервирования и надёжностью элементов [1, 17–18].

Также согласно статистике наибольшее количество происшествий происходит на режимах взлёта и посадки, что обуславливает пристальное внимание к повышению автоматизации этих режимов и разработки дополнительных автоматических ограничителей и систем предупреждения и информирования.

Основываясь на представленных выше данных можно сделать вывод о том, что для уменьшения интенсивности авиационных происшествий необходимо снизить роль человеческого фактора. Снижение роли человеческого фактора может быть достигнуто за счёт существенного повышения автоматизации управления ВС. Особо важное значение имеют вопросы ограничения предельных параметров режимов полёта и повышения комфорта управления самолёта.

Основа автоматизации управления магистральных самолётов была заложена введением необратимого бустерного управления. Прогресс в развитии цифровой вычислительной техники позволил создать специализированные бортовые цифровые вычислительные комплексы, объединившие в себе функции нескольких бортовых систем. Внедрение бортовых цифровых вычислительных комплексов обеспечивает практическое решение проблем автоматизации.

Важным моментом в развитии СУ пассажирских самолётов можно считать переход на цифровые системы дистанционного управления (ЦСДУ). ЦСДУ может включать большее количество функций, чем аналоговая система управления. ЦСДУ может принимать и интерпретировать входные данные от нескольких датчиков одновременно. Так как вычислители ЦСДУ непрерывно обеспечивают обратную связь на самолёте, рабочая нагрузка на пилота уменьшается. Это позволяет управлять даже неустойчивым самолётом.

Стоит заметить, что большинство ранних летательных аппаратов с ЦСДУ имели аналоговую электрическую, механическую или гидравлическую резервную систему управления полётом. Эти резервные системы служат для снижения риска полного отказа системы управления полётом. Для авиалайнеров избыточность управления полётом повышает их безопасность, но электродистанционные системы управления (ЭДСУ), которые физически легче и имеют более низкие требования к техническому обслуживанию, чем обычные системы управления, улучшают экономию, как с точки зрения стоимости владения, так и с точки зрения экономии в полете.

Самолёт F-16 был первым серийным самолётом, использующим ЦСДУ. Запущенный в производство в 1984 году Airbus A320 стал первым авиалайнером,

летавшим с полностью цифровой системой дистанционного управления. Первым отечественным авиалайнером с ЦСДУ был самолёт Ту-204 [1, 11].

Важным шагом в развитии ЦСДУ является отказ от механического и гидравлического резервирования и переход на полное дистанционное управление. В частности, данный подход реализован на дальнемагистральном самолёте А380. На таком же принципе построена СУ отечественного самолёта Sukhoi SuperJet 100 [1]. Отказ от механического и гидравлического резервирования стал возможен благодаря существенному увеличению надёжности бортовой вычислительной техники.

В настоящее время СУ современных гражданских самолётов достигли высокого уровня совершенства. Создание, сертификация и успешная эксплуатация гражданской авиационной техники включает множество сложных научно-технических, производственных, организационных и прочих процессов и охватывает множество видов деятельности. Развитие гражданской авиации трудно себе представить без передовой технологической и научной базы.

Актуальность работы. Важнейшим приоритетом при создании авиационной техники, является безопасность полёта. Высокие темпы роста авиационных перевозок повышают актуальность обеспечения безопасности полёта. Современное развитие ЦСДУ позволяет реализовать обширный набор функций, способствующих повышению безопасности полёта. Современные магистральные самолёты обладают широким набором функций ограничения предельных режимов и функций предупреждения о выходе самолёта из эксплуатационной области. При этом рост числа авиаперевозок и как следствие необходимость обеспечения их регулярности, в том числе в плохих метеоусловиях и/или наличии ошибок пилотирования, выявил режимы и области полёта где требуются дополнительные ограничения. Одними из таких режимов являются режимы взлёта и посадки на которых возможно касание частями самолёта поверхности ВПП. Эти касания могут приводить к дорогостоящему ремонту и простою авиационной техники, а при несвоевременном обнаружении создать угрозу безопасности полёта.

Растущая конкуренция среди авиапроизводителей приводит к росту объёма функций, реализуемых системой дистанционного управления (СДУ) это относится не только к функциям ограничения и предупреждения, но и к функциям, повышающим комфорт управления, данные функции снижают нагрузку на экипаж и создают конкурентные преимущества.

Степень разработанности. В Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) под руководством академика Г.С. Бюшгенса создана научная школа по проблемам устойчивости, управляемости и системам управления самолётов [1, 21]. Специалистами ЦАГИ и при их непосредственном участии разрабатывались принципы и алгоритмы систем управления практически всех отечественных самолётов. Функциональный облик СДУ современных самолётов формировался в течении длительного времени. В формирование функционального облика СДУ внесли большой вклад сотрудники ЦАГИ среди которых необходимо выделить Александрова Г.В., Бориса Ю.А., Бюшгенса Г.С., Диденко Ю.И., Дубова Ю.Б., Живова Ю.Г., Кувшинова В.М., Наумова С.Я., Святодуха В.К., Студнева Р.В., Суханов В.Л., Сухова В.И., Шелюхин Ю.Ф. и др. [1, 6, 7, 9–14, 21-27]. Этими учёными совместно со специалистами конструкторских бюро были разработаны и внедрены алгоритмы СУ пассажирских самолётов таких как МС-21, Sukhoi SuperJet 100, Ту-334, Ту-214, Ту-204, Ил-96. Для дальнейшего развития СУ гражданских самолётов разрабатываются и совершенствуются алгоритмы СУ реализующие расширенный функциональный состав, данные алгоритмы будут применены на перспективных самолётах транспортной категории таких как ШФДМС и Ил-276. Алгоритмы реализующие расширенный функциональный состав основаны на принципах интегральных систем управления. Сотрудники ЦАГИ в числе первых занялись исследованием и разработкой интегральных систем управления, среди них необходимо выделить Диденко Ю.И., Святодуха В.К., Студнева Р.В., Шелюхина Ю.Ф. и др. Также необходимо отметить сотрудников других организаций Алашеева О.Ю., Гониодского В.И., Калика А.А., Кирюшкина А.П., Краснокутского М.И., Кузнецова А.Г. и других, внёсших весомый вклад в создание первой отечественной ЦСДУ самолёта Ту-204. Также стоит

отметить Долотовского А.В., Терехина В.А., Чочиева В.А. и др. внёсших большой вклад в создание СУ современного отечественного авиалайнера Sukhoi SuperJet 100. При разработке комплексной системы управления российского магистрального самолёта МС-21 необходимо отметить вклад А.Н. Митриченко, Байкова С.В. и др.

В разработку, внедрение и развитие алгоритмов СУ с использованием интегральных законов управления неоценимый вклад внесли, Дубов Ю.Б., Дынников А.И., Живов Ю.Г., Загайнов Г.И., Кувшинов В.М., Оболенский Ю.Г., Поединок А.М., Суханов В.Л., Тарасов А.З. и др.

Для эффективного применения разработанных алгоритмов на реальных самолётах было решено множество задач связанных с реализацией функций управления, обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости, ограничения параметров движения, обеспечения логики перехода от одного режима к другому. Реализовать такие сложные законы управления возможно только с использованием цифровых вычислителей, которые используются сейчас на всех создаваемых магистральных самолётах.

Объект исследования. Объектом исследования является перспективный магистральный самолёт транспортной категории с ЦСДУ.

Цель диссертационной работы. Целью работы является повышение безопасности полёта самолётов при движении вблизи земли и повышение комфорта пилотирования самолётов транспортной категории.

Задачи работы. Разработка функций и алгоритмов системы дистанционного управления магистрального самолёта в боковом канале для улучшения характеристик управляемости и повышения безопасности полёта.

Научная новизна. В работе получены следующие результаты, обладающие новизной и научной значимостью:

- Определена концепция управления в поперечном канале самолёта транспортной категории. Для её реализации разработан интегральный закон управления.

- Определена концепция управления в путевом канале самолёта транспортной категории. Для её реализации разработан интегральный закон управления.
- Разработан алгоритм ограничения угла крена при полёте вблизи земли.
- Модифицированные методы исследования устойчивости многосвязных систем впервые применены для анализа динамики самолёта с КСУ в боковом канале.

Практическая значимость результатов исследования. Практическая ценность работы заключается в разработке интегральных законов управления в поперечном и путевых каналах, что позволило реализовать широкий набор функций, существенно повышающих комфорт пилотирования на всех режимах полёта. Применение функции ограничения угла крена вблизи земли позволяет предотвратить превышение заданного максимального угла крена, обусловленного геометрией самолёта, и тем самым предотвратить касание частями самолёта поверхности взлётно-посадочной полосы (ВПП).

Методами исследования в работе являются аналитические методы синтеза систем управления, классические частотные методы оценки запасов устойчивости, матричные и частотные методы исследования многосвязных систем, метод конечных автоматов для синтеза современных систем управления численное и стендовое моделирование движения магистрального самолёта с комплексной системой управления.

Основные положения, выносимые на защиту.

1. Функции КСУ и интегральный закон управления в поперечном канале.
2. Функции КСУ и интегральный закон управления в путевом канале.
3. Обоснование функции ограничения угла крена при движении самолёта вблизи земли и алгоритм её реализации.
4. Модифицированные методы анализа устойчивости самолёта с многосвязной системой управления в боковом канале и результаты их применения.
5. Результаты математического и стендового моделирования движения перспективного магистрального самолёта с КСУ, подтверждающие эффективность разработанных функций и алгоритмов КСУ.

Достоверность полученных результатов подтверждается использованием апробированного математического аппарата исследования динамики полёта и систем управления, математическим моделированием предложенных алгоритмов, а также стендовыми исследованиями, с участием лётчиков-испытателей, проведёнными на пилотажных стендах ЦАГИ.

Апробация работы. Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на:

XXIII Научно-технической конференции по аэродинамике (п. Володарского 2012 г.). Доклад: «Повышение безопасности полёта вблизи земли путём автоматического ограничения предельных углов крена».

15ом семинаре ЦАГИ-ОНЕРА (г. Сочи 2016 г.). Доклад: «Control function providing airliner flight safety at low altitude».

15ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (г. Москва 2016 г.). Доклад: «Стендовые исследования ограничителя угла крена вблизи земли».

17ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (г. Москва 2018 г.). Доклад: «Интегральный закон управления углом скольжения для магистрального самолёта».

XIX Научно-технической конференции по аэродинамике (д. Богданиха 2018 г.). Доклады: «Исследование интегрального закона управления углом скольжения для магистрального самолёта», «Интегральные законы ручного управления в поперечном и путевом каналах коммерческого авиалайнера».

Девятом международном аэрокосмическом конгрессе IAC'18 (г. Москва 2018). Доклад «Интегральный закон управления угловой скоростью крена и углом крена магистрального самолёта»

XXX Научно-технической конференции по аэродинамике (п. Володарского 2019 г.). Доклад: «Интегральный закон управления в поперечном канале самолёта транспортной категории».

Публикации. По теме диссертации опубликованы 4 научные работы (из них 2 в рекомендованных ВАК РФ изданиях 1 в журнале, входящем в Web of Science):

1. Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. Синтез алгоритма ограничения угла крена при движении самолёта вблизи поверхности земли / С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, А.Н. Козьяйчев // Учёные записки ЦАГИ, 2016, Т.47. №3. С.71-79.
2. Козьяйчев А.Н. Стендовые исследования ограничителя угла крена вблизи поверхности земли. / А.Н. Козьяйчев // Труды МАИ. 2018. №98. С.15 URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/911/Kozyaychev_rus.pdf?lang=ru&issue=98
3. Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. Исследование на пилотажном стенде функции по предотвращению касания крылом самолёта поверхности взлётно-посадочной полосы. / Ю.И. Диденко, А.Н. Козьяйчев // Техника воздушного флота. 2018. Т. ХСII №3. С.8-14.
4. Баженов С.Г., Козьяйчев А.Н., Королев В.С. Частотные методы анализа устойчивости самолёта с многосвязной системой управления. / С.Г. Баженов, А.Н. Козьяйчев, В.С. Королев // Проблемы управления. 2020. №2. С.20-27.

Основное содержание диссертационной работы отражено в 4 опубликованных работах (из них 3 в рекомендованных ВАК РФ изданиях) и 8 тезисах докладов.

Результатами диссертационной работы являются создание алгоритма функции ограничения угла крена вблизи земли, и разработка алгоритмов интегральных законов управления в поперечном и путевом каналах.

Все результаты, представленные в диссертации, получены автором лично или при его непосредственном участии. Автором лично были разработаны интегральные законы управления в путевом и поперечном каналах управления самолёта транспортной категории. При непосредственном участии автора были определены концепции управления, реализуемые интегральными законами управления, а также определено их функциональное наполнение. При непосредственном участии автора разработана функция ограничения угла крена вблизи земли. Автором лично разработана и отработана логика переключения между управляющим сигналом и сигналом стабилизации угла крена в функции ограничения угла крена вблизи земли. Автором модифицированы методы анализа

устойчивости самолёта с многосвязной системой управления в боковом канале. Все расчётные исследования проведены лично автором. Стендовые исследования планировались и проводились под руководством или лично автором. Обработка результатов и их анализ по каждой главе выполнены автором лично. Совместно полученные результаты представлены с согласия соавторов.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа включает введение, пять глав, заключение, список сокращений и условных обозначений, список использованных источников и приложение. Объём диссертации составляет 178 страниц. Работа включает 88 рисунков и 2 таблицы. Список литературы состоит из 58 наименований.

Глава 1

Технический уровень, требования, функции и алгоритмы ЦСДУ современных самолётов транспортной категории.

Традиционные механические и гидромеханические системы управления полётом используют ряд рычагов, стержней, тросов, шкивов и т. д., которые пилоты перемещают, посредством отклонения рычагов управления, чтобы отклонить управляющие поверхности на необходимую величину. Их "ручной" облик даёт пилотам прямое, тактильное ощущение того, как самолёт справляется с аэродинамическими силами во время полёта. С другой стороны, механические системы также сложны в эксплуатации, нуждаются в постоянном контроле, тяжелы и громоздки, требуют частого технического обслуживания. Поскольку ЦСДУ является электронной, она намного легче и менее громоздка, чем механическая проводка, что позволяет повысить топливную экономичность и гибкость конструкции самолёта. Компьютеры управления полётом интерпретируют управляющие сигналы от пилота. Затем они перемещают поверхности (через приводы) по мере необходимости для достижения желаемого изменения траектории полёта. ЦСДУ реализуется с учётом очень строгих требований к надёжности как с точки зрения безопасности (системы не должны выдавать ошибочные сигналы), так и с точки зрения реализуемых функций. Эти системы имеют очень строгие требования безопасности. Большинство, но не все из этих требований исходят непосредственно от авиационных властей. Для предотвращения критических отказов в полете большинство ЦСДУ имеют трёхкратное или четырёхкратное резервирование. Однако потеря части функций управления допускается, поскольку единственными последствиями этого может быть увеличение рабочей нагрузки экипажа. Степень критичности различных функций в обеспечении безопасности полёта различен [1, 5, 6, 18 10, 28-35]. Например, высший уровень критичности имеют те функции, отказ которых приводит к катастрофической ситуации, вероятность такого отказа должна быть не ниже 10^{-9} . Потеря функций, приводящая к аварийная ситуация должна иметь вероятность не выше 10^{-7} . Функции отказ которых приводит к усложнению

условий полета или увеличению нагрузки на лётчика могут иметь более низкий уровень надёжности.

Набор функций ЦСДУ самолётов транспортной категории формировался длительное время. Современные самолёты транспортной категории обладают широким диапазоном изменения веса и центровки. Как следствие этого для достижения требуемых характеристик устойчивости и управляемости СУ должны обеспечивать высокий уровень автоматизации управления полётом. Кроме того, современная СУ должна ограничивать действия лётчика если они могут привести к опасным или катастрофическим последствиям.

Структурное построение ЦСДУ должно отражать требования по обеспечению надёжности функций различного уровня важности.

Основной контур реализует все функции, предусмотренные производителем самолёта, для этого требуется большое количество информационных сигналов о параметрах движения самолёта и окружающей среды. Поэтому основной контур управления, для современных самолётов транспортной категории, реализуется в цифровых вычислителях. При реализации критически важных функций желательно использовать минимальный состав оборудования. Поэтому в ЦСДУ предусматривается резервный и аварийный контур, в которых реализованы функции потеря которых приведёт к катастрофе. Этот контур непосредственного или пропорционального управления. При управлении через резервный или аварийный контур может использоваться ограниченное количество органов управления. Данные контура могут иметь аналоговую, аналого-цифровую или цифровую реализацию. В зависимости от характеристик самолёта как объекта управления может потребоваться различное функциональное наполнение резервного и аварийного контуров. Характеристики устойчивости и управляемости, обеспечиваемые данными контурами, должны быть достаточным для безопасного завершения полёта. Необходимо обеспечить независимый режим работы резервного и основного контуров, желательно с автоматическим переключением на резервный контур в случае отказа основного.

Таким образом, современные СУ проектируются основываясь на иерархической структуре: основной, резервный и аварийный контуры (рисунок 1.1).

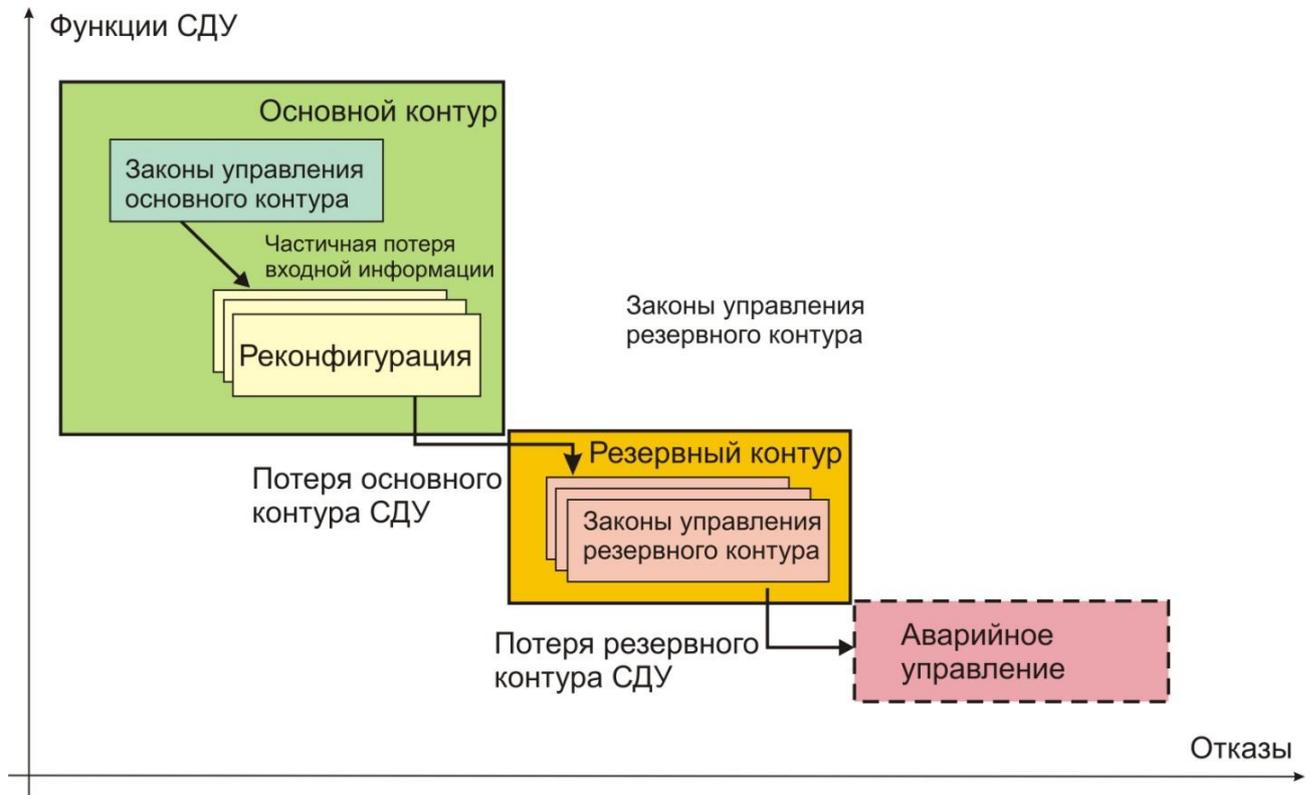


Рисунок 1.1 – Иерархическая структура СУ самолёта

Основной контур управления ЦСДУ должен обеспечивать выполнение всех функций управления самолётом, предусмотренным в обычной эксплуатации.

Резервный контур управления должен обеспечивать реализацию ограниченного набора функций управления, обеспечивая пилотирование самолёта с некоторым ухудшением характеристик устойчивости и управляемости.

Аварийный контур должен обеспечивать пилотирование в особых ситуациях, вызванных различными отказами. Пилотирование при работе аварийного контура характеризуется значительными ограничениями.

Рассмотрим основные функции основного, резервного и аварийного контуров более подробно.

Основной контур СДУ должен обеспечивать:

- требуемые характеристики устойчивости и управляемости при ручном управлении в ожидаемых условиях эксплуатации в соответствии с требованиями АП-25/FAR-25 и других авиационных правил и нормативных документов;
- на всех режимах полёта автоматическое предупреждение (тряска штурвала, затяжеление управления, увеличение устойчивости и др. в режиме ручного управления) с целью невыхода за ограничения по углам атаки, нормальной перегрузке, углам тангажа и крена, скорости и числу Маха;
- на всех режимах полёта автоматическое ограничение угла атаки сваливания, максимальной скорости V_D , отклонения руля направления по режимам полёта;
- автоматическую и ручную балансировку в продольном и поперечном каналах управления;
- ручную балансировку в путевом канале;
- автоматическое и ручное отклонение интерцепторов и тормозных щитков в полете и на земле;
- автоматическое и ручное торможение самолёта в полете и на пробеге;
- стабилизацию тангажа и крена при невмешательстве лётчика в управление самолётом через рычаги управления;
- автоматическое снижение нагрузок на конструкцию самолёта при манёврах и порывах ветра и повышение комфорта пассажиров и экипажа;
- автоматическое парирование возмущающих моментов при несимметричной тяге двигателей;
- парирование основных возмущений, обусловленных изменением конфигурации самолёта и тяги двигателей;
- автоматическое и ручное управление закрылками и предкрылками в полете и на земле. Автоматическое управление обеспечивает как необходимые запасы до скорости сваливания, так и автоматическую уборку механизации при приближении к максимальной скорости полёта с выпущенными закрылками.

- требуемое качество обработки управляющих сигналов вычислительной системы самолётовождения.

Резервный контур СДУ должен обеспечивать реализацию ограниченного набора функций управления и обеспечить безопасное продолжение и завершение полёта, то есть:

- обеспечивать ручное управление по всем каналам от рычагов управления;
- обеспечивать возможность балансировки самолёта по тангажу, крену и рысканию;
- обеспечивать управление интерцепторами как органами поперечного управления, если это необходимо, так и в качестве воздушных тормозов при движении самолёта в воздухе и на ВПП.
- обеспечивать ручное управление воздушными тормозами;
- обеспечивать ручное управление механизацией крыла.

Аварийный контур СДУ должен обеспечивать безопасное завершение полёта, в случае отказа основного и резервного контуров.

1.1 Требования к характеристикам основного контура

При выборе параметров каждого контура управления необходимо основываться на конкретных требованиях. Например, для обеспечения требуемого уровня характеристик управляемости необходимо обеспечение требуемых показателей статических и динамических характеристик управляемости.

В настоящее время в Авиационных правилах АП-25 [29] содержится минимальное число количественных требований к характеристикам устойчивости и управляемости. Оценка характеристик управляемости должна проводиться в лётных испытаниях и пилотажных стендах с участием лётчиков, что на стадии проектирования и выбора параметров контуров управления невозможно. В ранее действующих Нормах лётной годности [28], использовалось значительно большее количество численных требований, таких как: требование к относительному заброс по нормальной перегрузке, ко времени срабатывания по нормальной перегрузке, к статическому показателю продольной управляемости и т.д.

Для проектирования законов СДУ и выбора параметров этих законов крайне необходимо определить количественные показатели характеристик устойчивости и управляемости. Данные показатели могут содержаться в различной литературе по СУ самолётов транспортной категории, нормативных требованиях различных стран, где предполагается сертификация самолёта, а также определяться на основании опыта проектирования СУ самолётов транспортной категории. Ниже представлен типовой перечень требований к характеристикам устойчивости и управляемости основного контура, стоит отметить, что данный перечень может дополняться требованиями изложенными в техническом задании к самолёту.

Требования к характеристикам устойчивости и управляемости продольного движения. Данные требования можно свести к требованиям к динамическим и статическим характеристикам переходного процесса по нормальной перегрузке:

Требования к динамическим характеристикам:

- относительный заброс по нормальной перегрузке должен быть не более $\Delta \bar{n}_{y \text{ заб}} = 0.2$;
- время срабатывания переходного процесса по нормальной перегрузке должно быть не более $t_{\text{ср}} = 4$ с.

Требования к статическим характеристикам:

- градиент управляемости, который определяется как отклонение рычага продольного управления на единицу перегрузки, должен быть отрицательным, зависеть от приборной скорости, уменьшается по модулю с ростом скорости и при этом быть по абсолютной величине не менее 50 мм/ед. пер (для штурвальной колонки);
- градиент усилий по перегрузке, который определяется как усилие на рычаге продольного управления на единицу нормальной перегрузки, должен быть отрицательным и удовлетворять условию $\left| P_{\text{в}}^{n_y} \right| \geq 100 \text{ Н/ед. пер}$ (для штурвальной колонки);

- для самолётов, оборудованных специальными средствами управления, обеспечивающими стабильный характер балансировочных кривых $P_B = f(V, M)$ и достаточный, по оценке пилота, положительный градиент усилий на рычаге управления допускается, при положительной оценке пилота, нулевой градиент усилий на рычаге управления в диапазоне скоростей от V_{SW} до V_{MO} или V_{FE} , для конфигурации с выпущенной механизацией;
- при полёте со скоростями от $V_{SW} < V$ и $V > V_{MO}/V_{FE}$ должен обеспечиваться положительный градиент усилий и перемещений по скорости $P_B^V > 0$, $X_B^V > 0$ (устойчивость по скорости);
- перекрёстные связи не должны вносить (по оценке пилота) особенностей, затрудняющих пилотирование.

Требования к эффективности продольного управления:

- рекомендуется, чтобы усилия на штурвале, потребные для создания максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{y \max}^{\circ}$, до срабатывания сигнализации о приближении к сваливанию при балансировке самолёта по усилиям в исходном режиме прямолинейного полёта по абсолютной величине были не менее 25 кгс;
- необходимо обеспечить достижения предельных значений нормальной перегрузки и угла атаки;
- должна обеспечиваться необходимая эффективность продольного управления для подъёма носового колеса и отрыва самолёта, а также для посадки, в том числе и в момент касания с $n_y = 1$, при этом запас эффективности продольного управления должен быть не менее 10 %.

Требования к характеристикам устойчивости и управляемости в путевом и поперечном каналах. Основные требования, необходимые для разработке системы управления, можно сформулировать в следующем виде:

Требования к характеристикам бокового колебательного движения:

- боковое колебательное возмущённое движение как с фиксированными, так и со свободным управлением должно быть устойчивым, при этом время затухания боковых колебаний до 5 % начальной амплитуды должно быть не более 12 с для взлётно-посадочных режимов и не более чем 20 с для крейсерских режимов полёта;
- частота боковых колебаний должна быть не ниже чем 0.4 рад/с.

Требования к характеристикам движения крена:

- эффективность поперечного управления должна обеспечивать вывод самолёта из установившегося разворота с креном 30 град и ввод в разворот противоположного направления с креном 30 град (при отклонении органа управления по крену не более чем на 90 град) за время не более 7 с;
- запас поперечного управления при боковом скольжении (вплоть до углов скольжения, которые могут потребоваться в обычных эксплуатационных условиях) должен допускать ограниченное маневрирование и парирование порывов ветра.
- уменьшение угловой скорости крена в процессе крена самолёта при неизменных положениях рычагов управления не должно быть большим (желательно не более 50%), по оценке пилота, и не должно быть чрезмерного заброса по углу рыскания
- управляемость самолёта и характеристики переходных процессов при отказе критического двигателя и невмешательстве пилота в управление в течение 2 с после отказа должны быть такими, чтобы в процессе парирования отказа исключался выход самолёта за эксплуатационные ограничения по углу атаки (перегрузке) и углу скольжения, рекомендуется, чтобы угол крена при этом не превышал 45°. Действия по парированию отказа не должны включать управление двигателем, триммерами и не должны потребовать значительные усилия управления;
- поперечная управляемость должна быть достаточной при всех скоростях с одним неработающим двигателем для создания угловой скорости крена,

обеспечивающей безопасность полёта, не требуя чрезмерных усилий или перемещений рычагов управления;

— постоянная времени крена должна быть не более чем 1.4 с;

Требования к характеристикам спирального движения:

— влияние спирального движения должно быть таким, чтобы в случае неустойчивости этого движения время удвоения крена из режима установившегося разворота было не менее 20 с, желательна нейтральность спирального движения.

Требования к взаимодействию движений:

— желательно на всех режимах полёта иметь малую взаимосвязь движений крена и рысканья;

— прямая реакция по крену на отклонения педалей.

Требования к запасам устойчивости:

— должен обеспечиваться как минимум двукратный запас устойчивости общему коэффициенту усиления по каждому тракту управления;

— желательно иметь следующий запас устойчивости по фазе:

— для слабоавтоматизированных самолётов – не менее 60 град.

— для режима маневрирования – не менее 45 град;

— для автоматических режимов – не менее 30 град.

Согласно [33], область режимов полёта разделяется на нормальную, эксплуатационную и предельную области. Попадание самолёта в предельную область должно сопровождаться хорошо различимым предупреждением. Нарушение границы предельной области режимов полёта, может сопровождаться повреждением или разрушением конструкции, или попаданием самолёта в сложное пространственное положение поэтому необходимо предотвратить превышение самолётом с СДУ предельных параметров полёта, условное изображение границ областей полёта представлено на рисунке 1.2. Поскольку СДУ обязана обеспечивать безопасность полёта, то целесообразно возложить на СДУ функции **по защите диапазона режимов полёта.**

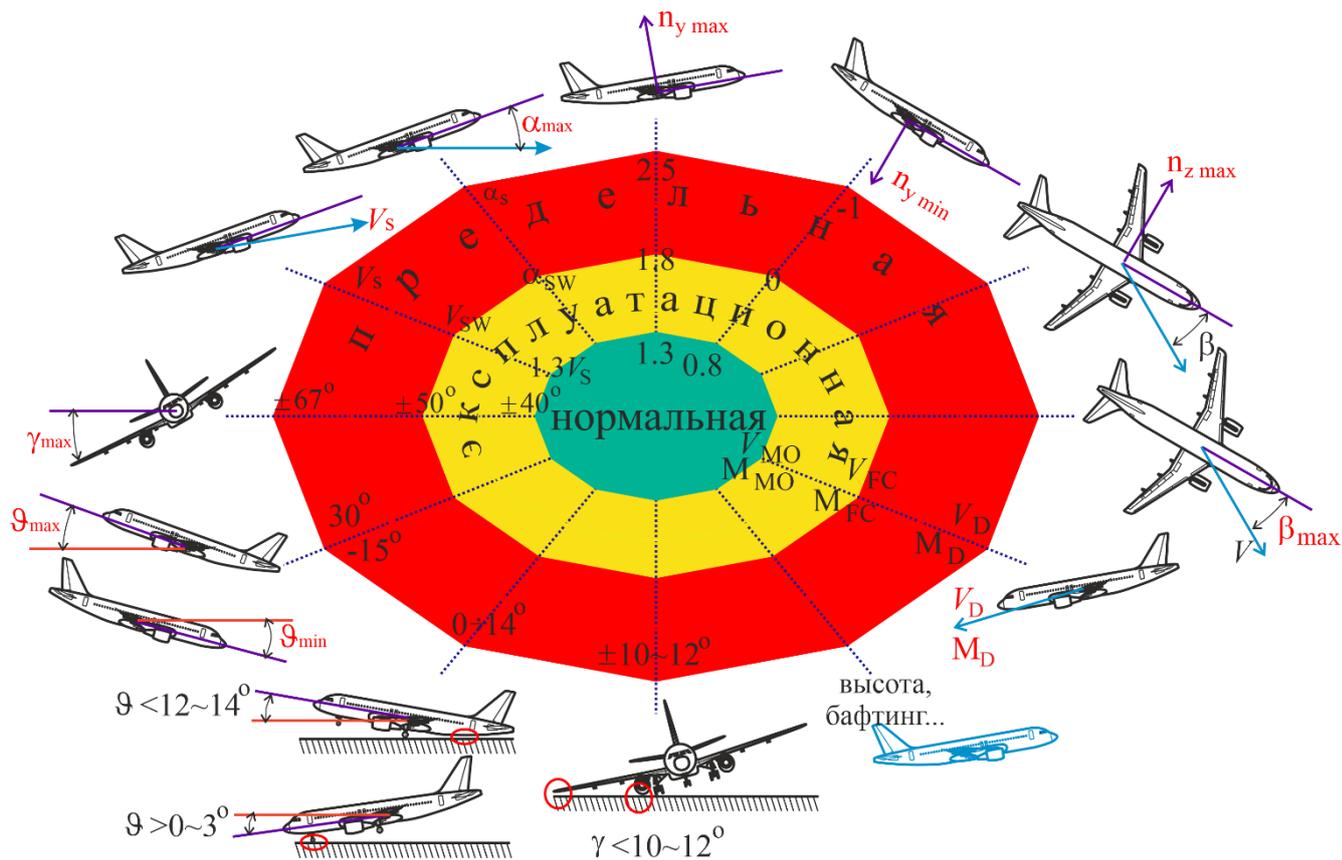


Рисунок 1.2 – Нормальная, эксплуатационная и предельная области режимов полёта пассажирского самолёта согласно АП-25

Обычно для самолётов с СДУ рассматривают ограничения или предупреждения о превышении следующих параметров:

- угла атаки;
- угла тангажа;
- угла крена;
- угла скольжения;
- угла тангажа на взлёте и посадке;
- угла крена на взлёте и посадке;
- нормальной перегрузки;
- боковой перегрузки;
- скорости сваливания;
- максимальной приборной скорости;
- максимального числа M полёта.

Параметры движения, превышение которых может привести к катастрофе, должны строго ограничиваться, в том числе, и при управляющих действиях лётчика. Другие параметры могут быть превышены, но стоит понимать, что при дальнейшем движении самолёта, он может попасть за границу предельной области. Например, превышение нормальной перегрузки сверх $n_{y \max}^3$ может привести к остаточным деформациям конструкции самолёта. Поэтому превышение предельных значений этих параметров должно сопровождаться предупреждением пилотов. Для этого на самолётах применяются различные способы такие как тряска рычагов управления с различной частотой, затяжеление рычагов управления путём подключения дополнительной загрузки, автоматическое увеличение тяги при опасности сваливания, уменьшение тяги и/или автоматический выпуск интерцепторов при чрезмерном разгоне самолёта, резкое увеличение устойчивости самолёта по превышаемому параметру, реализуемое через СДУ.

1.2 Функции системы дистанционного управления современных самолётов транспортной категории

Суммарный опыт проектирования современных СДУ, позволяет определить базовый набор функций СДУ, которые включены в СДУ новейших и проектируемых самолётов транспортной категории. Эти функции условно можно разделить на следующие группы:

- функции управления;
- функции, обеспечения безопасности полёта;
- функции повышения комфорта управления.

Функции управления. К функциям управления относятся традиционные функции, обеспечивающие формирование и отработку сигналов управления:

- формирование сигналов управления по тангажу, крену и курсу от рычагов управления и переключателей;
- обеспечение удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости самолёта во всем эксплуатационном диапазоне режимов

полёта в соответствии с нормами лётной годности самолётов транспортной категории, таких как AP-25, CS-25 и FAR-25.

Функции, повышающие безопасность полёта. Функции, повышающие безопасность полёта, обеспечивающие высокий уровень безопасности полёта, подразделяются на функции ограничения и функции предупреждения.

Функции ограничения. Предотвращение выхода самолёта за предельные значения параметров движения преследует цель повышения безопасности полёта путём непосредственного воздействия на органы управления. К важным параметрам движения можно отнести угол атаки, перегрузку, скорость или число M полёта, так же необходимо обеспечить защиту от касания поверхности ВПП хвостовой частью, крылом и/или мотогондолой. Актуальными задачами для перспективных самолётов транспортной категории являются задачи ограничения углов тангажа, крена и скольжения.

С целью повышения безопасности полёта в СДУ перспективных самолётов транспортной категории, как правило, включают следующие автоматические функции ограничения:

- ограничение угла атаки требуемой величиной;
- ограничение минимальной и максимальной нормальной перегрузки;
- ограничение приборной скорости полёта $V_{пр}$ и числа M величинами, зависящими от конфигурации самолёта;
- ограничение угла отклонения руля направления в зависимости от скорости полёта.
- ограничение минимального и максимального угла тангажа в полете;
- ограничение максимального угла крена в полете;
- ограничение углов крена и тангажа вблизи поверхности земли из условия недопущения касания хвостовой частью фюзеляжа, крылом и мотогондолой поверхности ВПП;

Функции предупреждения. Функции предупреждения предназначены для информирования экипажа о приближении к границе эксплуатационной области по параметру полёта. Современные СДУ, как правило, обладают обширным набором функций предупреждения:

- автоматическое предупреждение о превышении углом атаки эксплуатационного диапазона;
- автоматическое предупреждение о превышении эксплуатационного диапазона скорости полёта и/или числа М;
- автоматическое предупреждение о выходе за пределы эксплуатационного диапазона углов тангажа;
- автоматическое предупреждение о превышении углом крена значений необходимых для обычной эксплуатации.

Также, алгоритмы СДУ могут включать различные функции, повышающие комфорт пилотирования и безопасность полёта, например, автоматическое увеличение тяги двигателей при приближении к сваливанию.

Функции повышения комфортности управления. К этим функциям относятся:

- автоматическая балансировка самолёта в продольном канале;
- автоматический выпуск воздушных тормозов и интерцепторов для торможения самолёта при движении по ВПП;
- стабилизация угла тангажа;
- стабилизация угла крена;
- автоматическое парирование возмущений, вызванных изменением положения механизации крыла и тяги двигателей;
- автоматическое парирование возмущений обусловленных, отказом двигателя;
- автокоординация самолёта в вираже.

1.3 Алгоритмы, реализующие функции ЦСДУ

1.3.1 Алгоритмы продольного канала управления

Реализация перечисленных выше функций управления и ограничения с необходимой точностью диктует применение интегрального закона управления в продольном канале. Реализация законов управления, построенных на принципах интегрального управления по сигналам угла атаки, нормальной перегрузки, скорости тангажа и скорости полёта позволит:

- реализовать необходимые статические характеристики управляемости $X_B^{n_y}$, $P_B^{n_y}$, X_B^α , P_B^α с требуемой точностью;
- реализовать предупреждение о приближении к предельным значениям по углу атаки, перегрузке, скорости полёта, числу М, углу тангажа;
- реализовать надёжное ограничение угла атаки, нормальной перегрузки, скорости полёта V и числа М;
- реализовать функцию автоматической балансировки в продольном канале.

Обеспечение характеристик устойчивости и управляемости. Основы современного подхода к разработке требований и формированию характеристик устойчивости и управляемости заложены в работах Г.С. Бюшгенса, Г.В. Александрова, Г.И. Загайнова, Ю.Ф. Шелюхина, Ю.И. Диденко, О.Ю. Алашеева, Ю.Г. Живова, А.Н.Митриченко и др. [1,6–14, 26–28].

В продольном канале, при отклонении рычага управления по тангажу, вычислители ЦСДУ интерпретируют это отклонение приращение заданной перегрузки $\Delta n_{y \text{ зад}}$. Премещение рычага управления трактуется как необходимость вывести самолёт на заданное значение нормальной перегрузки. Следовательно, отклонение руля высоты напрямую не связано с отклонением рычага управления по тангажу. Заданная перегрузка $\Delta n_{y \text{ зад}}$ определяется как отклонение рычага управления по тангажу от нейтрального положения с учётом заданного значения градиента:

$$\Delta n_{y \text{ зад}} = \frac{X_{\text{в}}}{X_{\text{в}}^{n_y \text{ зад}}} \quad (1.1)$$

Возмущения продольном канале из-за изменения скорости, тяги и/или конфигурации, которые в слабоавтоматизированном самолёте потребовали бы от пилота вмешаться в управление, компенсируются ЦСДУ.

На рисунке 1.3 представлена упрощённая блок-схема контура обеспечения устойчивости и управляемости.

Алгоритм автобалансировки. В разработку алгоритма балансировки в интегральных СУ, а также в исследование устойчивости по скорости самолёта с интегральной системой управления большой вклад внесли Григорьев В.А., Волошин О.Л., Диденко Ю.И., Наумов С.Я., Святодух В.К., Шелюхин Ю.Ф. [1, 15, 24, 28, 36-37]. В установившемся режиме полёта алгоритмом автобалансировки формируется сигнал управления на руль высоты и стабилизатор, таким образом, чтобы, балансировка осуществлялась стабилизатором, а руль высоты стремился к нулевому положению.

Алгоритм стабилизации угла тангажа. В настоящее время на большинстве самолётов реализован режим совмещённого управления угловым движением самолёта. В этом режиме осуществляется автоматическая стабилизация того углового положения самолёта, которое имело место на момент окончания вмешательства лётчика в управление. Режим совмещённого управления, когда в управлении одновременно участвует и лётчик, и система автоматического управления (САУ), даёт определённое улучшение характеристик как ручного, так и автоматического управления. Однако этот режим может быть активирован только при включённом автопилоте. Но поскольку совмещённый режим значительно повышает комфорт пилотирования данный режим активно стали включать алгоритмы ручного управления (см. рисунок 1.3). Стабилизация угла тангажа функционирует только в эксплуатационной области полёта. При выходе из эксплуатационной области или работе автопилота, или при наличии сигнала обжатия шасси режим стабилизации отключается.

Закон управления рулём высоты

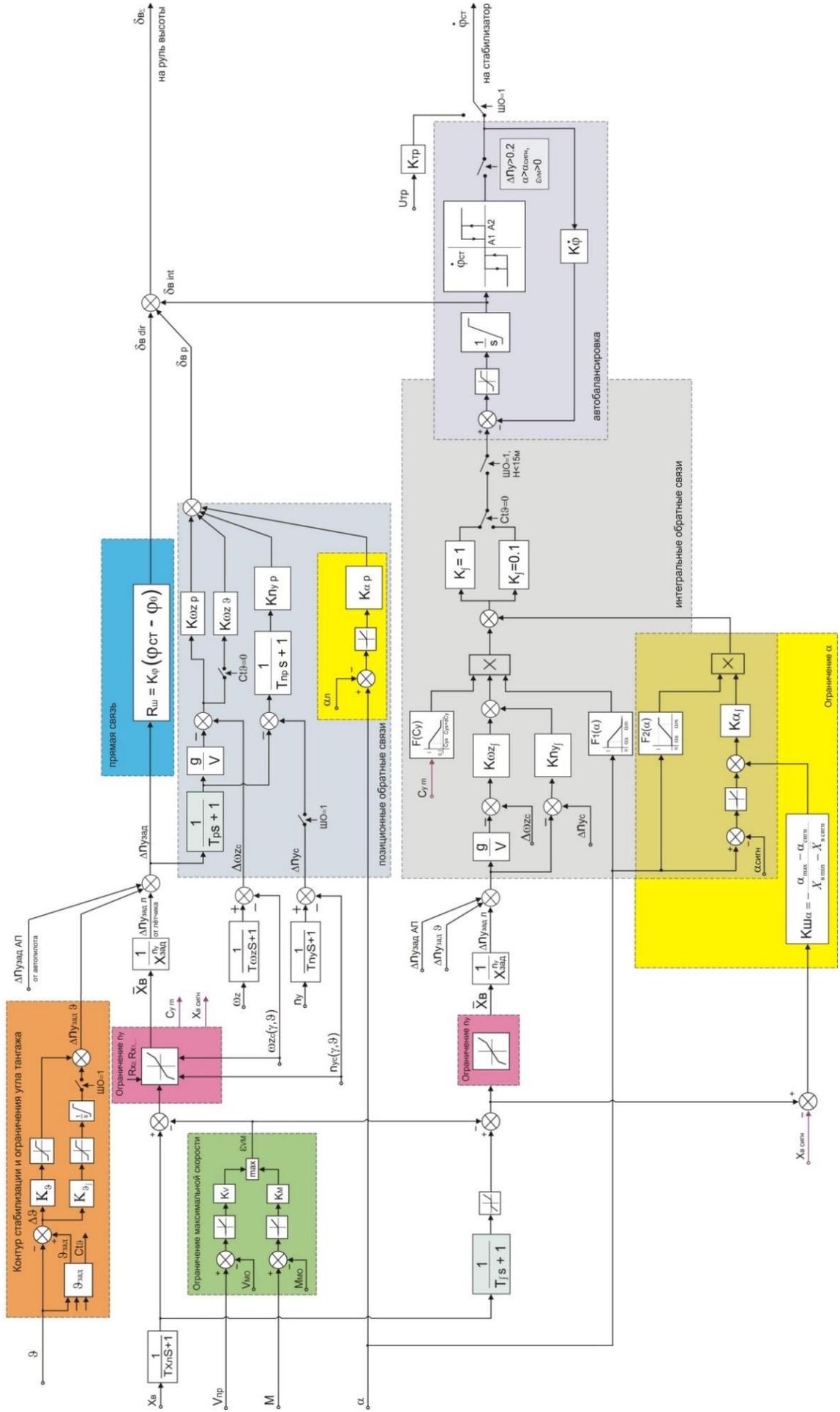


Рисунок 1.3 – Блок-схема управления рулём высоты

Ограничение угла тангажа в полете. Основы алгоритмов ограничения угла тангажа разработаны в работах Ю.Ф. Шелюхина, Ю.И. Диденко, В.Н. Космачева, Л.В. Лишиной, П.В. Кузьмина и др. [1, 11, 9, 14]. Ограничение угла тангажа в полете в СДУ современных самолётов транспортной категории осуществляется, как правило, за счёт включения дополнительной обратной связи по углу тангажа.

Алгоритм ограничения нормальной перегрузки. Алгоритмы ограничения нормальной перегрузки подробно рассмотрены в работах [1, 6-7, 9,-10, 26, 38]. Ограничение нормальной перегрузки необходимо для недопущения выхода самолёта за пределы нормальной перегрузки, что может привести к повреждению конструкции. Ограничение нормальной перегрузки позволяет достичь максимально допустимой перегрузки за кратчайшее время, не опасаясь её превысить. Если пилот продолжает удерживать рычаг управления по тангажу полностью на себя то ограничение перегрузки плавно перейдёт в ограничение угла атаки.

Алгоритм ограничения угла атаки. Алгоритм ограничения угла атаки реализуется путём включения дополнительных интегральных связей по углу атаки [1, 6, 7, 9, 10, 12, 22, 26]. Параметры алгоритма ограничения выбираются таким образом, чтобы при максимальном отклонении рычага управления по тангажу на кабрирование самолёт с СУ не превысил заданный максимальный угол атаки α_{\max} . Данный угол атаки, как правило, назначается несколько меньшим чем угол атаки сваливания. Подключение ограничителя угла атаки происходит при $\alpha \geq \alpha_{\text{сигн}}$.

Алгоритм ограничения скорости полёта. Функция предупреждения о превышении скорости полёта величины $V_{\text{МО}}$ или $M_{\text{МО}}$ и ограничения скорости величиной V_{D} или M_{D} формируется за счет включения дополнительных обратных связей по скорости при $V > V_{\text{max}}$ и числу M при $M > M_{\text{МО}}$. Максимальная скорость зависит от положения механизации $V_{\text{max}} = f(\delta_{\text{зак}}, \delta_{\text{пр}})$.

Сигнал ограничения скорости полёта включается в контур управления рулём высоты (см. рисунок 1.3), а также в контур управления интерцепторами. Настройка ограничителя скорости полёта производится таким образом, чтобы при

выполнении нормируемых манёвров экстренного снижения не была превышена скорость V_D/M_D .

Предупреждение о приближении к скорости сваливания и ограничение минимальной скорости полёта, как правило реализуется через функцию ограничения угла атаки и сопровождается звуковой и световой индикацией тряской рычага управления или появлением дополнительной загрузки рычага управления. Всё это в совокупности позволяет более эффективно реализовать функцию предупреждения о приближении к сваливанию.

1.3.2 Алгоритмы бокового канала управления

Современный подход к созданию алгоритмов СУ в путевом и поперечном каналах описывается в работах [1, 7, 9, 11, 23–26, 38]. Алгоритмы управления в путевом и поперечном каналах в современных СДУ современных магистральных самолётов используют обратные связи по скоростям крена и рыскания, боковой перегрузке и углу крена, а также в ряде систем используется обратная связь по углу скольжения. Помимо функций обеспечивающих удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости автомата путевого и поперечного каналов управления выполняет специальные функции, например, предупреждение о превышении заданного угла крена в полете, ограничение угла крена, стабилизация угла крена, ограничение угла скольжения, компенсация возмущающих моментов при отказах двигателя.

Канал управления рулём направления. Для обеспечения требуемых характеристик в путевом канале, как правило, применяется статический закон управления, в котором используются обратные связи по скоростям крена, рыскания, боковой перегрузке, угла скольжения. Упрощённая блок-схема путевого канала управления (канала руля направления) представлена на рисунке 1.4.

Автомат парирования отказа двигателя (АПОД). Большой вклад в разработку алгоритмов АПОД внёс В.Ф. Брагазин [1, 15]. Алгоритмы АПОД, включены в СДУ российских самолётов семейства Ту-204. Алгоритмы АПОД

реализованы также на самолёте Sukhoi SuperJet 100, после модификации, выполненной В.А. Чочиевым и В.И. Ивахой.

АПОД отклонением органов путевого и поперечного управления компенсирует возмущающие моменты, вызванные отказом двигателя или разнотягом. Особую важность данная функция приобретает при выполнении взлёта и ухода на второй круг. На этих режимах тяга двигателей максимальна и в случае отказа одного из двигателей нагрузка на лётчика увеличивается из-за необходимости парирования возникающих при этом возмущающих моментов. Автоматическая компенсация несимметричной тяги двигателя позволяет существенно повысить безопасность полёта самолёта при отказе двигателя. Компенсация несимметричной тяги двигателей в том или ином виде применяется практически во всех современных самолётах транспортной категории.

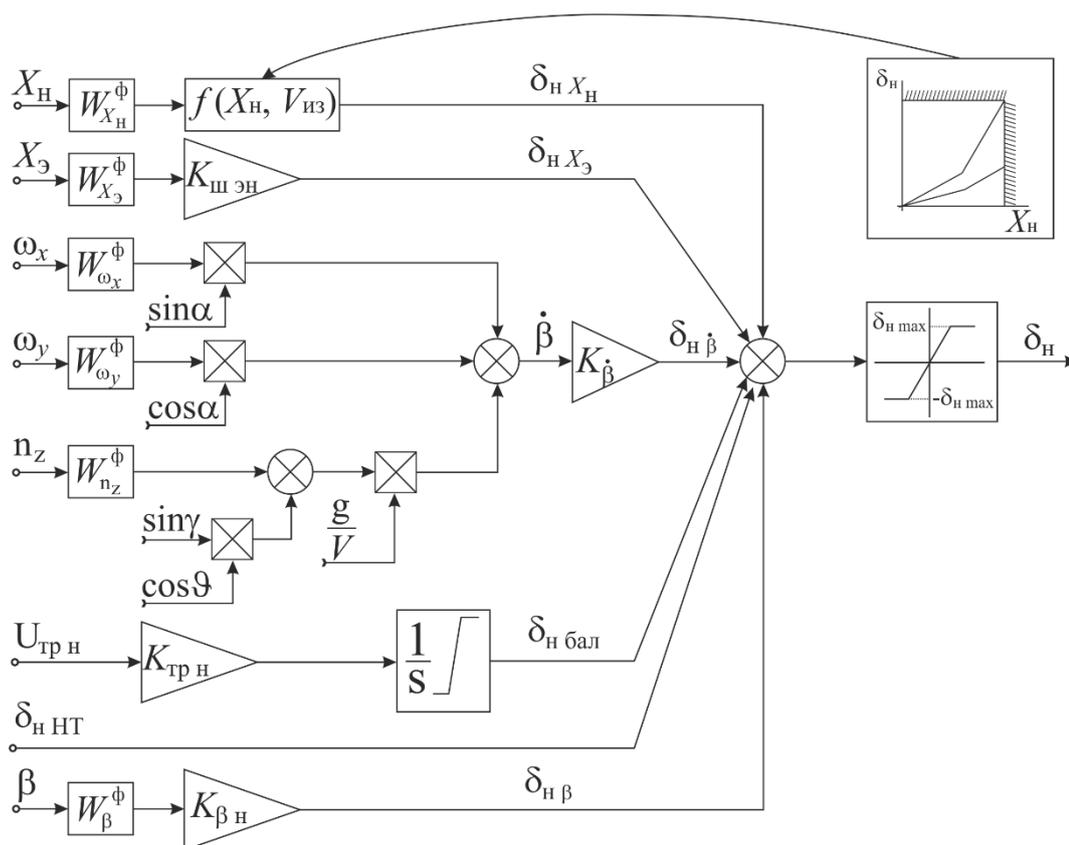


Рисунок 1.4 – Управление рулём направления

Канал управления элеронами. Для обеспечения требуемых характеристик в поперечном канале как правило, применяется также статический закон

управления, в котором используются обратные связи по скорости крена, и углу крена и иногда по углу скольжения. Упрощённая блок-схема поперечного канала управления (канала элеронов и интерцепторов) представлена на рисунке 1.5.

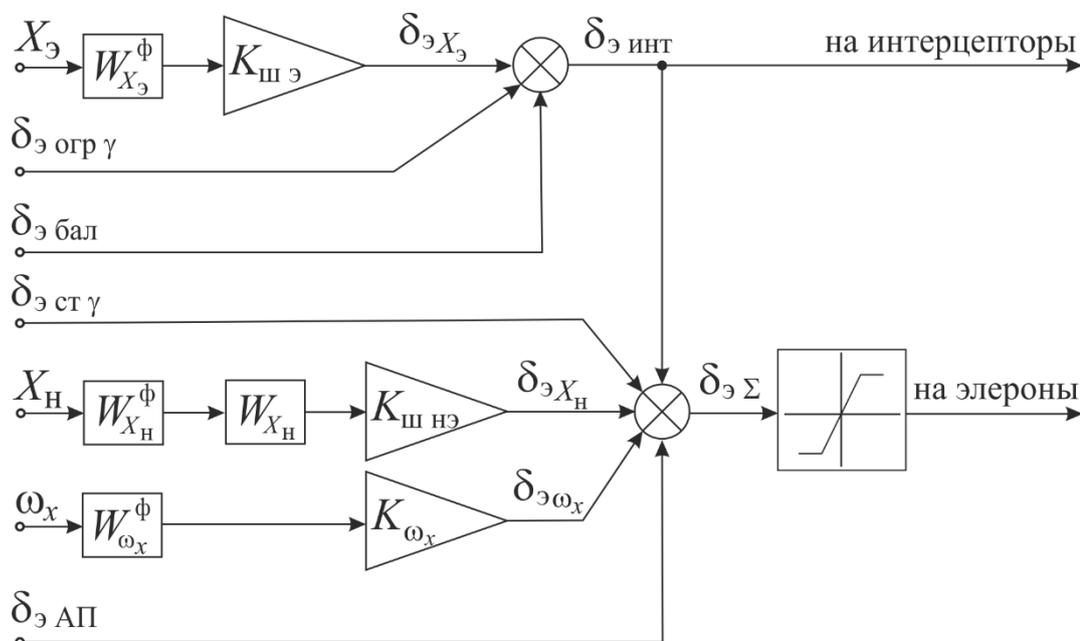


Рисунок 1.5 – Управление в поперечном канале

Алгоритм стабилизации угла крена. По аналогии с продольным каналом, в поперечном канале используется алгоритм стабилизации угла крена, он основан на том же принципе, что алгоритм стабилизации угла тангажа и отключается по признаку вмешательства лётчика в управление. Факт вмешательства лётчика в управление определяется по смещению рычага управления креном или педалей из нейтрального положения.

Ограничение угла крена в полете. Основы алгоритмов ограничения угла крена разработаны в работах Ю.Ф. Шелюхина, Ю.И. Диденко, В.Н. Космачева, Л.В. Лишиной и др. [1, 11]. Ограничение угла крена в полете обеспечивается путём повышения спиральной устойчивости за счёт подключения обратной связи по углу крена при $|\gamma| > \gamma_w$. Таким образом при освобождённых рычагах управления в поперечном и путевом каналах самолёт не превысит угол крена γ_w . Только при вмешательстве лётчика в управление возможно превышение γ_w . Данная реализация

обеспечивает и функцию предупреждения о развитии чрезмерного угла крена. Также возможно различное поведение самолёта на больших углах. Наиболее распространён следующий вариант реализации ограничителя угла крена в полёте: после подключения обратной связи по углу крена при $|\gamma| > \gamma_w$ отклонение рычага управления по крену пропорционально углу крена, параметры обратной связи выбираются таким образом, что бы максимальному отклонению рычага управления по крену соответствовал заданный максимальный угол крена.

1.4 Общая характеристика алгоритмов управления современных самолётов транспортной категории

Характерными чертами алгоритмов управления современных высокоавтоматизированных самолётов транспортной категории являются:

- очень высокий уровень функционального наполнения систем управления;
- высокая сложность алгоритмов управления;
- использование многочисленных источников информации, необходимых для реализации законов управления;
- наличие нескольких уровней системы управления (основной, резервный и аварийный контуры), для которых характерна деградация функциональности законов управления;
- наличие нескольких вариантов реконфигурации законов управления внутри уровня при частичной потере информации;
- наличие целого ряда режимов, реализуемых в контуре управления (ручное и автоматическое управления, совмещённое управление, стабилизация углового положения, ограничение параметров полёта и т. д.), для подключения которых используется достаточно сложная логика;
- использование большого количества табличных функций параметров полёта для настройки коэффициентов системы управления;
- наличие большого количества нелинейных элементов, что усложняет систему управления и её отработку;

- использование большого количества логических элементов, что резко увеличивает количество возможных состояний системы управления, т. е. кардинальным образом повышает сложность системы.

Причисленные особенности функционального наполнения и алгоритмического обеспечения современных и перспективных СУ требуют от разработчиков применения новых подходов к проектированию и сертификации высокоавтоматизированных систем управления самолётов.

Многолетний опыт разработки систем управления и опыт эксплуатации самолётов транспортной категории позволил сформировать необходимый перечень функций, обеспечивающих требуемый уровень характеристик управляемости и обеспечивающих необходимые запасы устойчивости. По мере развития СДУ наблюдался рост числа функций, реализуемых в СДУ. В продольном канале данный рост привёл к переходу со статических законов управления на интегральные законы управления. В поперечном канале управления, на большинстве самолётов транспортной категории, применяются статические законы управления. Но существуют режимы полёта на которых требуются дополнительные ограничения, одними из таких режимов является режимы взлёта и посадки, на которых возможно касание крылом или мотогондолой поверхности ВПП. Данные касания служат причиной простоя и дорогостоящего ремонта воздушного судна, а при несвоевременном обнаружении могут стать причиной авиационного происшествия. Поэтому необходимо разработать функцию предотвращающую касание крылом или мотогондолой поверхности ВПП.

Применение статических законов управления в совокупности с наращиванием числа функций, реализуемых в них, приводит к значительному их усложнению. В связи с этим представляется целесообразным в поперечном канале управления перейти на интегральные законы управления (имеющими интеграл в алгоритмах управления). Переход на интегральные законы управления позволит упростить структуру алгоритмов законов управления и облегчить их настройку. Интегральные законы управления в поперечном

каналах управления должны реализовывать весь набор функций, существующих в СДУ со статическими законами управления. Также применение интегральных законов управления в путевом и поперечном позволит повысить точность ограничения параметров движения, таких как угол крена и угол скольжения и т.д. повысить точность стабилизации угла крена. Также интегральные законы позволяют реализовать новые функции в законах СДУ, например, функцию ограничения скорости крена и функцию автоматической балансировки в путевом канале. Кроме того, интегральные законы управления являются более «гибкими», чем статические т.е. позволяют более легко добавлять в свои алгоритмы новые функции и перенастраивать свои параметры после коррекции исходных данных, например, коррекции аэродинамических характеристик.

Глава 2

Описание объекта управления и методов расчёта областей устойчивости

2.1 Общее описание объекта управления

Реализация функций и разработка алгоритмов выполняется для среднемагистрального пассажирского самолёта общий вид, которого представлен на рисунке 2.1. Самолёт представляет собой моноплан, выполненный по нормальной аэродинамической схеме. Крыло самолёта низко расположенное, стреловидное, имеет трапецевидную форму в плане. Механизация крыла представлена предкрылками и закрылками. На крыле расположены элероны, интерцепторы и воздушные тормоза (одна секция на каждой консоли). Палубное горизонтальное оперение и однокилевое вертикальное оперение – стреловидные, они установлены на хвостовой части фюзеляжа. Горизонтальное оперение (стабилизатор) имеет руль высоты, а вертикальное оперение – руль направления. Фюзеляж самолёта имеет овальное поперечное сечение. Два турбореактивных двигателя размещены на пилонах под крылом. Шасси самолёта выполнено по трёхопорной схеме с носовой управляемой стойкой.

Основные геометрические характеристики:

площадь крыла (полная).....	122.5 м ²
удлинение крыла.....	8.5
средняя аэродинамическая хорда.....	4.2
размах крыла.....	34 м
стреловидность крыла по ¼ хорд.....	25°
угол установки крыла.....	3.6°

Характерные массы самолёта следующие:

максимальная взлётная масса.....	73500 кг
максимальная посадочная масса.....	64500 кг
максимальная масса без топлива.....	61000 кг
масса пустого снаряжённого самолёта.....	41900 кг

Диапазон эксплуатационных центровок самолёта составляет $\bar{x}_T = 0.17 - 0.42$, при этом на взлёте предельная задняя центровка составляет 0.39. Положение

центра тяжести самолёта по высоте относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) составляет $y_T = -0.2$ м.

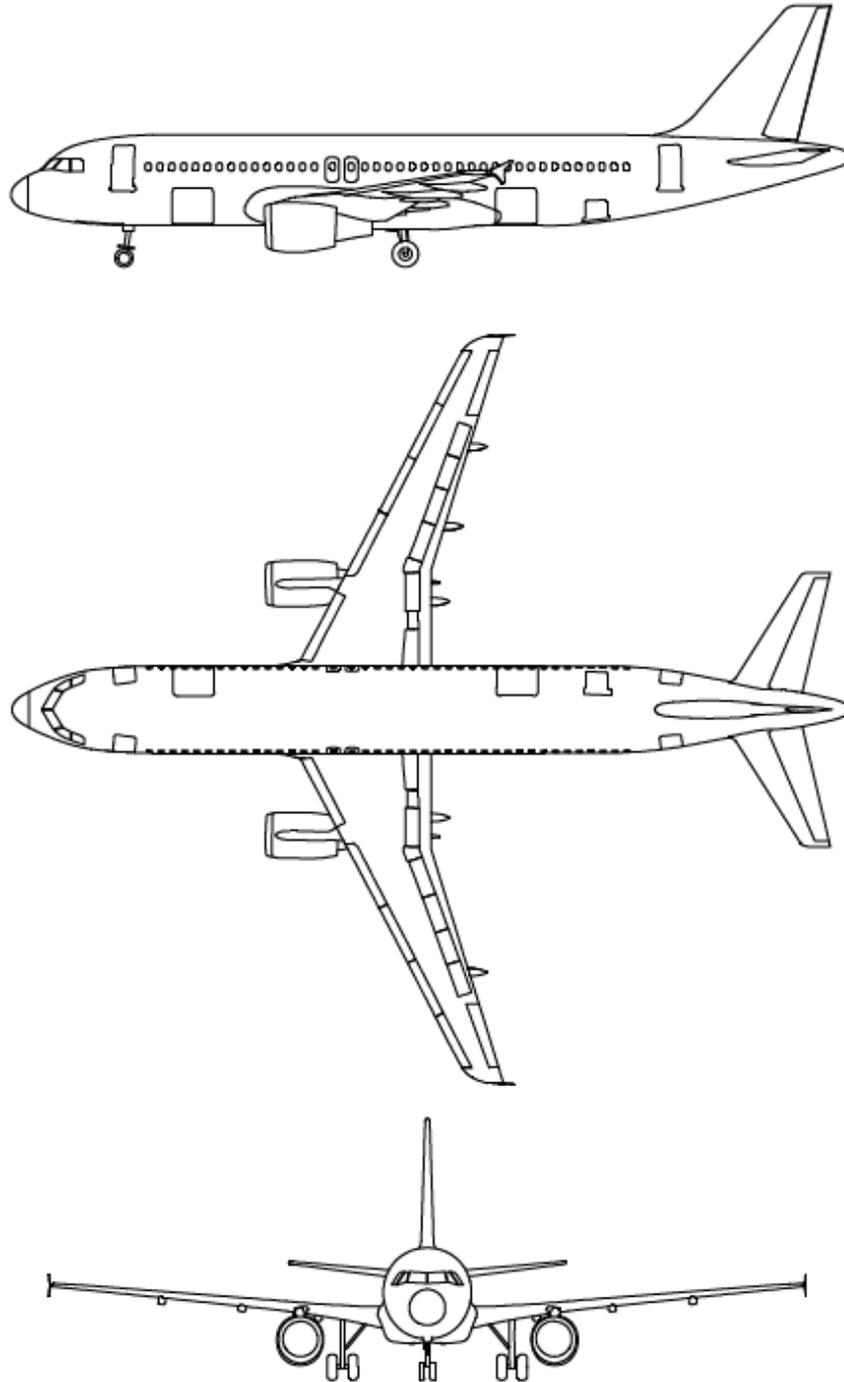


Рисунок 2.1 – Общий вид самолёта

В качестве рычага управления используется БРУ в продольном и поперечном каналах и педали в путевом канале. Диапазон отклонения БРУ по тангажу – $X_b = \pm 100$ мм в пересчёте на миллиметры хода штурвала, по крену – $X_s = \pm 70^\circ$ в

пересчёте на градусы отклонения штурвала, диапазон перемещения педалей – $X_H = \pm 100$ мм.

Название конфигураций, позиции рычага выпуска закрылков, позиции предкрылков и закрылков, режим полёта и условное значение позиции закрылков для интерполяции аэродинамических характеристик приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Конфигурации механизации крыла

Название конфигурации	Позиция рычага выпуска механизации	Позиции предкрылков и закрылков ($\delta_{пр}/\delta_3$)	Использование на режимах полёта
Конфигурация 0	0	0/0	крейсерский полёт
Конфигурация 1	1	18/0	ожидание
Конфигурация 1+F	1	18/10	взлёт
Конфигурация 2	2	22/15	взлёт, заход на посадку
Конфигурация 3	3	22/20	взлёт, заход на посадку, посадка
Конфигурация FULL	FULL	27/40	посадка

В нормальных условиях эксплуатации основной взлётной конфигурацией является Конфигурация 2, а основной посадочной конфигурацией – Конфигурация FULL.

Органы управления и диапазон их отклонения:

стабилизатор.....	+3°÷ –12°
руль высоты.....	+22°÷ –27°
элероны.....	+25°÷ –25°
руль направления.....	+30°÷ –30°
интерцепторы (по 4 секции на каждой консоли крыла).....	0°÷ –50°
воздушные тормоза.....	0°÷ –50°

Аэродинамическая компоновка самолёта является традиционной для пассажирских самолётов. Геометрические и весовые характеристики самолёта

близки к характеристикам самых распространённых в мире гражданских самолётов Boeing 737 и Airbus A-320, а также современным самолётам MC-21, C919, Airbus A-320 neo и Boeing 737 MAX.

Алгоритмы СДУ самолёта включают весь набор функций, характерных для современных и перспективных магистральных самолётов, перечисленных выше.

2.2 Расчёт областей устойчивости многосвязной системы управления с помощью частотных методов

При анализе динамики самолёта с КСУ, использующей множество органов управления вычисление областей устойчивости замкнутой системы является достаточно сложной задачей. Такая задача, в частности, возникает при анализе устойчивости самолёта с КСУ в боковом канале, где используются элероны, руль направления и интерцепторы и присутствуют перекрёстные связи в КСУ между каналами путевого и поперечного управления. Ещё больше ситуация усложняется в случае резервированной КСУ, точный анализ которой возможен только методами многосвязных систем [39].

Рассмотрим различные методы исследования устойчивости самолёта в боковом канале с КСУ, формирующей управляющие сигналы на элероны и руль направления с использованием сигналов обратной связи по углу скольжения (или боковой перегрузки), угловым скоростям крена и рыскания и углу крена. Для этого случая имеем вектор фазовых координат – \mathbf{y} и вектор управляющих воздействий – \mathbf{u} :

$$\mathbf{y} = [\beta, \omega_x, \omega_y, \gamma]^T, \quad \mathbf{u} = [\delta_\delta, \delta_\delta]^T \quad (2.1)$$

В этом случае система операторный уравнений, описывающая самолёт имеет вид:

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \\ \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W(\frac{\beta}{\delta_\delta}) & W(\frac{\beta}{\delta_\delta}) \\ W(\frac{\omega_y}{\delta_\delta}) & W(\frac{\omega_y}{\delta_\delta}) \\ W(\frac{\omega_x}{\delta_\delta}) & W(\frac{\omega_x}{\delta_\delta}) \\ W(\frac{\gamma}{\delta_\delta}) & W(\frac{\gamma}{\delta_\delta}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_\delta \\ \delta_\delta \end{bmatrix} = \mathbf{W}\mathbf{u} \quad (2.2)$$

Комплексная система управления описывается следующей системой операторных уравнений:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_H}{\beta}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_H}{\gamma}) \\ D(\frac{\delta_a}{\beta}) & D(\frac{\delta_a}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_a}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_a}{\gamma}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \\ \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_H}{X_H}) & D(\frac{\delta_H}{X_a}) \\ D(\frac{\delta_a}{X_H}) & D(\frac{\delta_a}{X_a}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_H \\ X_a \end{bmatrix} = \mathbf{D}\mathbf{y} + \mathbf{D}^x\mathbf{X} \quad (2.3)$$

Граф замкнутой системы «самолёт-КСУ», приведён на рисунке 2.2. Коэффициенты R_a и R_H будут использованы в качестве параметров осей областей устойчивости. При штатной работе системы они равны единице и могут быть опущены. Для анализа устойчивости замкнутой системы рассматриваются только сигналы обратной связи, сигналы от лётчика X_a и X_H можно опустить.

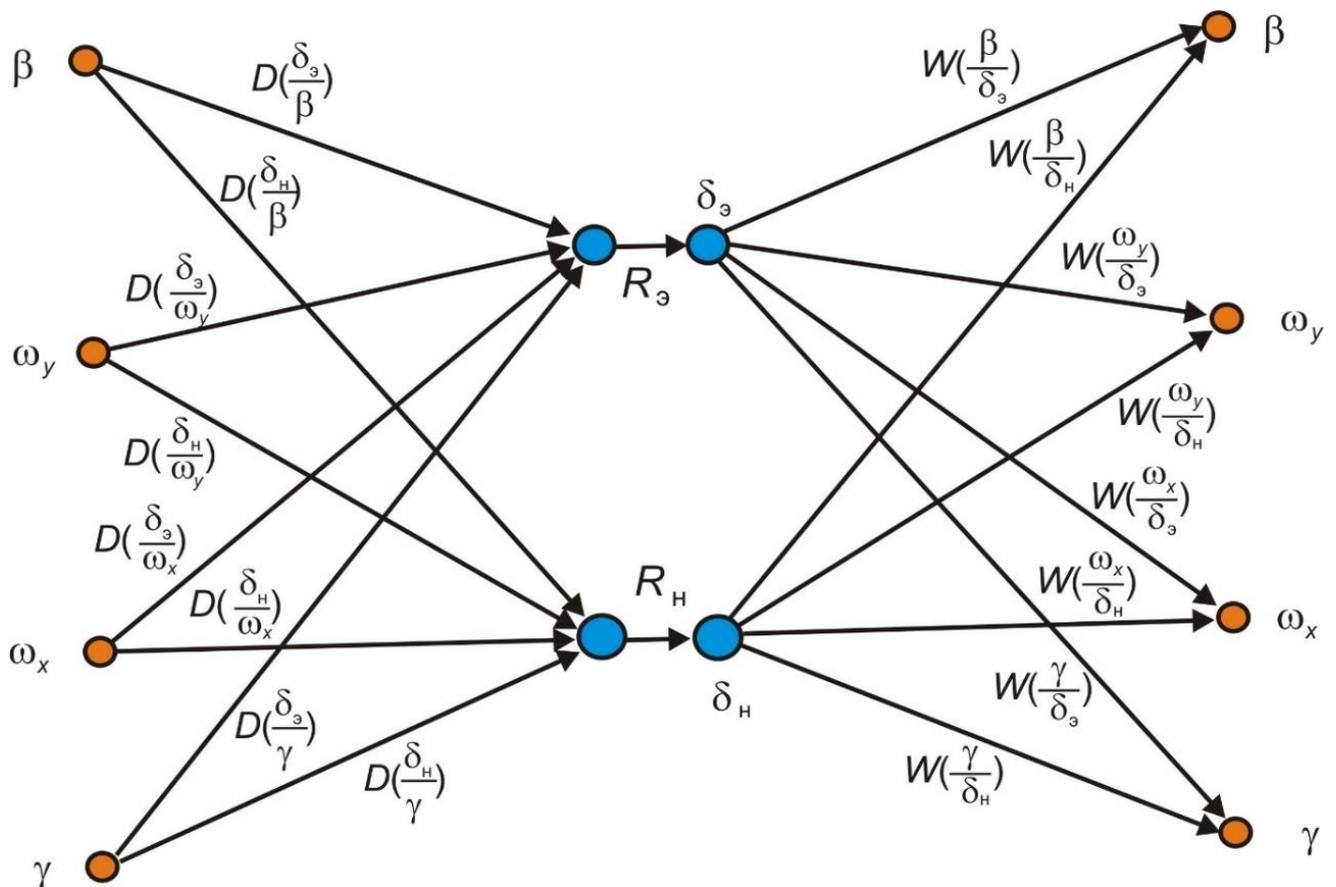


Рисунок 2.2 – Структура самолёта с системой управления в боковом канале

Далее анализ устойчивости можно проводить различными методами. Наиболее распространёнными являются следующие методы:

- размыкание системы по всем сигналам выбранного сечения (управляющие сигналы - \mathbf{u} , вектор пространства состояний - \mathbf{y}). После этого составляется матричное уравнение границы устойчивости в операторной форме и определяется его решение;
- размыкание замкнутой системы по одному из управляющих сигналов при замкнутом контуре второго сигнала. К примеру, система может быть разомкнута по рулю направления и замкнута по элеронам. После этого анализ устойчивости ведётся традиционным образом, т.е. рассчитываются передаточная функция и частотная характеристика разомкнутой системы и оцениваются запасы устойчивости по амплитуде и фазе;
- размыкание системы по всем сигналам выбранного сечения (управляющие сигналы - \mathbf{u} , вектор пространства состояний - \mathbf{y}). После этого проводится анализ собственных значений и собственных векторов матрицы уравнения состояния (т.н. метод структурной декомпозиции).

Оценим достоинства и недостатки каждого метода и рассмотрим, как согласуются результаты, полученные этими методами.

В инженерной практике традиционным подходом к анализу устойчивости в случае использования нескольких органов управления является размыкание системы по одному органу управления при замкнутых каналах других органов, вычисление соответствующей передаточной функции и частотной характеристики разомкнутой системы и оценка запасов устойчивости традиционным способом. Получим выражение для такой передаточной функции. Подставляя из (2.2) в (2.3) выражение для вектора состояния $\mathbf{y} = [\beta, \omega_y, \omega_x, \gamma]^T$ и опуская X_n и X_9 , получим уравнение состояния:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_H}{\beta}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_H}{\gamma}) \\ D(\frac{\delta_\beta}{\beta}) & D(\frac{\delta_\beta}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_\beta}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_\beta}{\gamma}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W(\frac{\beta}{\delta_H}) & W(\frac{\beta}{\delta_\beta}) \\ W(\frac{\omega_y}{\delta_H}) & W(\frac{\omega_y}{\delta_\beta}) \\ W(\frac{\omega_x}{\delta_H}) & W(\frac{\omega_x}{\delta_\beta}) \\ W(\frac{\gamma}{\delta_H}) & W(\frac{\gamma}{\delta_\beta}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_\beta \end{bmatrix} = \mathbf{D}\mathbf{W}\mathbf{u} = \mathbf{W}^u\mathbf{u} \quad (2.4)$$

где: $W_{ij}^u = \sum_{k=1}^4 D_{ik} W_{kj}$ - элементы матрицы \mathbf{W}^u передаточных функций системы, разомкнутой по управляющим сигналам $\mathbf{u} = [\delta_\beta, \delta_H]^T$.

Граф прохождения сигналов этой системы представлен на рисунке 2.3а.

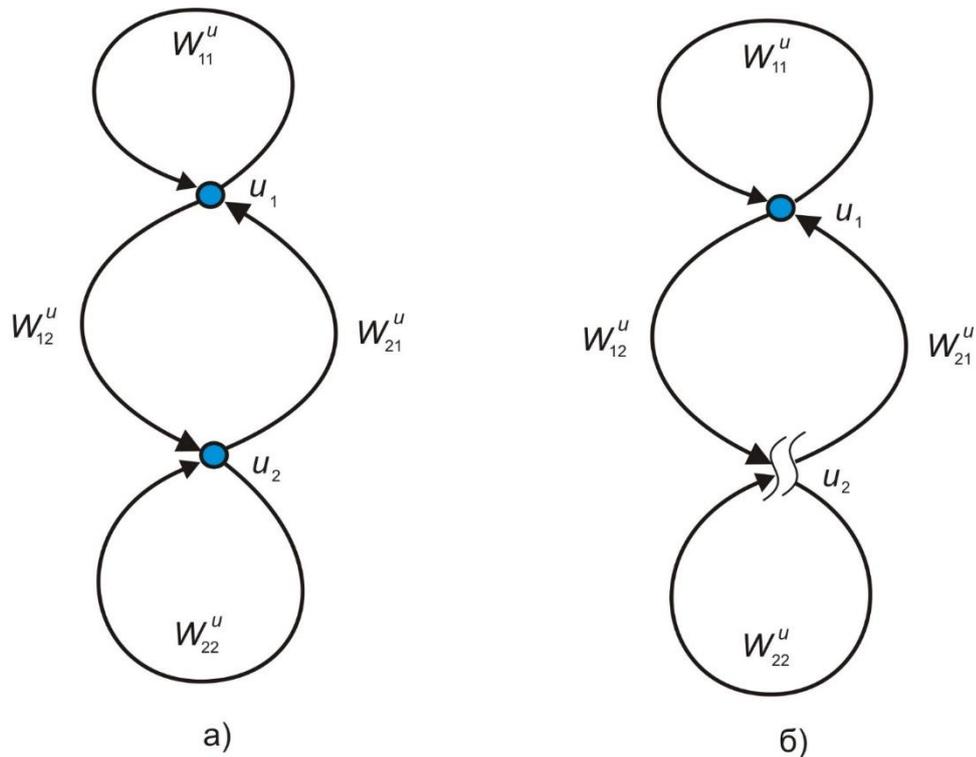


Рисунок 2.3 – Графы двухканальной системы управления

Уравнением для определения границы устойчивости является:

$$\det(\mathbf{E} - \mathbf{W}^u(s)) = 0 \quad (2.5)$$

или в развёрнутом виде:

$$\det \begin{bmatrix} 1 - W_{11}'' & -W_{12}'' \\ -W_{21}'' & 1 - W_{22}'' \end{bmatrix} = 1 - W_{11}'' - W_{22}'' + W_{11}''W_{22}'' - W_{12}''W_{21}'' = 0 \quad (2.6)$$

Рассмотрим свойства этого уравнения:

– уравнение имеет нелинейный характер, что может оказать влияние на оценку запасов устойчивости по амплитуде и фазе. В частности, если топология контуров системы управления такова, что один и тот же коэффициент усиления присутствует в передаточных функциях W_{11}'' и W_{22}'' или W_{12}'' и W_{21}'' , то в уравнении (2.5) будет присутствовать квадрат этого коэффициента, что не позволяет использовать обычный метод оценки запасов по амплитуде и фазе. Также, если одно и то же звено чистого запаздывания e^{-st} присутствует одновременно в вышеупомянутых передаточных функциях, то в выражении (2.6) будет присутствовать звено e^{-2st} , что также искажает оценку запаса устойчивости.

– в том случае, если $W_{12}'' = 0$ или $W_{21}'' = 0$ система распадается на две независимые односвязные подсистемы, уравнение (2.6) принимает вид:

$$1 - W_{11}'' - W_{22}'' + W_{11}''W_{22}'' = (1 - W_{11}'')(1 - W_{22}'') = 0 \quad (2.7)$$

и анализ устойчивости подсистем можно проводить по традиционному методу, решая уравнения:

$$\begin{aligned} 1 - W_{11}'' &= 0, \\ 1 - W_{22}'' &= 0. \end{aligned} \quad (2.8)$$

Похожий подход к исследованию и синтезу многосвязных систем управления заключается во введении понятия передаточной функции, определяющей устойчивость замкнутой системы. Эта передаточная функция вводится следующим образом. Уравнение (2.5) можно представить в более привычном виде:

$$W_{p.c}(\omega) = 1 - \det[E - A(\omega)] = 1 \quad (2.9)$$

где $W_{p.c}(s)$ – передаточная функция разомкнутой системы, которая определяет устойчивость замкнутой системы. Для двухмерного случая выражение для этой передаточной функции принимает вид:

$$W_{p.c} = 1 - \det \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \\ -W_{21}^u & 1 - W_{22}^u \end{bmatrix} = W_{11}^u + W_{22}^u - W_{11}^u W_{22}^u + W_{12}^u W_{21}^u \quad (2.10)$$

Как уже отмечалось выше, уравнение потери устойчивости является нелинейным, т.к. включает в себя слагаемые $W_{11}^u W_{22}^u$ и $W_{12}^u W_{21}^u$. Примеры графов прохождения сигналов, соответствующих линейной части уравнения потери устойчивости и передаточной функции разомкнутой системы приведены на рисунке 2.4.

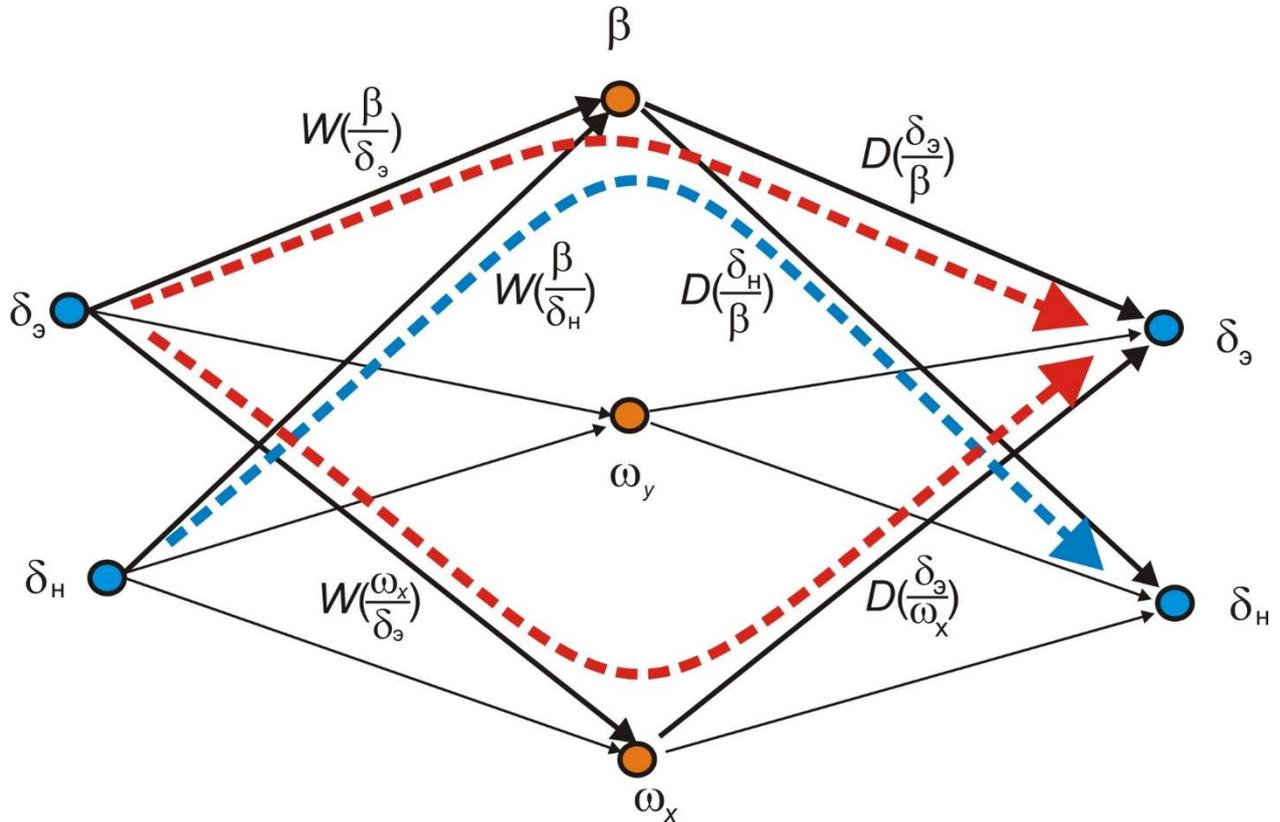


Рисунок 2.4 – Примеры графов прохождения сигналов, соответствующих линейной части передаточной функции

Для W_{11}^u и W_{22}^u справедливы выражения:

$$\begin{aligned} W_{11}^u &= D\left(\frac{\delta_n}{\beta}\right)W\left(\frac{\beta}{\delta_n}\right) + D\left(\frac{\delta_n}{\omega_y}\right)W\left(\frac{\omega_y}{\delta_n}\right) + D\left(\frac{\delta_n}{\omega_x}\right)W\left(\frac{\omega_x}{\delta_n}\right) + D\left(\frac{\delta_n}{\gamma}\right)W\left(\frac{\gamma}{\delta_n}\right) \\ W_{22}^u &= D\left(\frac{\delta_3}{\beta}\right)W\left(\frac{\beta}{\delta_3}\right) + D\left(\frac{\delta_3}{\omega_y}\right)W\left(\frac{\omega_y}{\delta_3}\right) + D\left(\frac{\delta_3}{\omega_x}\right)W\left(\frac{\omega_x}{\delta_3}\right) + D\left(\frac{\delta_3}{\gamma}\right)W\left(\frac{\gamma}{\delta_3}\right) \end{aligned} \quad (2.11)$$

На рисунки 2.4 приведены графы прохождения сигналов, соответствующие слагаемым:

$D(\frac{\delta_3}{\beta})W(\frac{\beta}{\delta_3})$, $D(\frac{\delta_3}{\omega_x})W(\frac{\omega_x}{\delta_3})$ и $D(\frac{\delta_H}{\beta})W(\frac{\beta}{\delta_H})$. На рисунки 2.5 приведён

пример прохождения сигналов, соответствующих нелинейной части передаточной функции. В частности, выражение для передаточной функции разомкнутой системы содержит слагаемое:

$$W_{12}^u W_{21}^u = (D(\frac{\delta_3}{\beta})W(\frac{\beta}{\delta_H}) + D(\frac{\delta_3}{\omega_y})W(\frac{\omega_y}{\delta_H}) + D(\frac{\delta_3}{\omega_x})W(\frac{\omega_x}{\delta_H}) + D(\frac{\delta_3}{\gamma})W(\frac{\gamma}{\delta_H})) \cdot (D(\frac{\delta_H}{\beta})W(\frac{\beta}{\delta_3}) + D(\frac{\delta_H}{\omega_y})W(\frac{\omega_y}{\delta_3}) + D(\frac{\delta_H}{\omega_x})W(\frac{\omega_x}{\delta_3}) + D(\frac{\delta_H}{\gamma})W(\frac{\gamma}{\delta_3})) \quad (2.12)$$

Это выражение в числе прочих включает следующее:

$$D(\frac{\delta_H}{\beta})W(\frac{\beta}{\delta_3})D(\frac{\delta_3}{\omega_x})W(\frac{\omega_x}{\delta_H}) \quad (2.13)$$

которому соответствует приведённый на рисунок 2.5 граф.

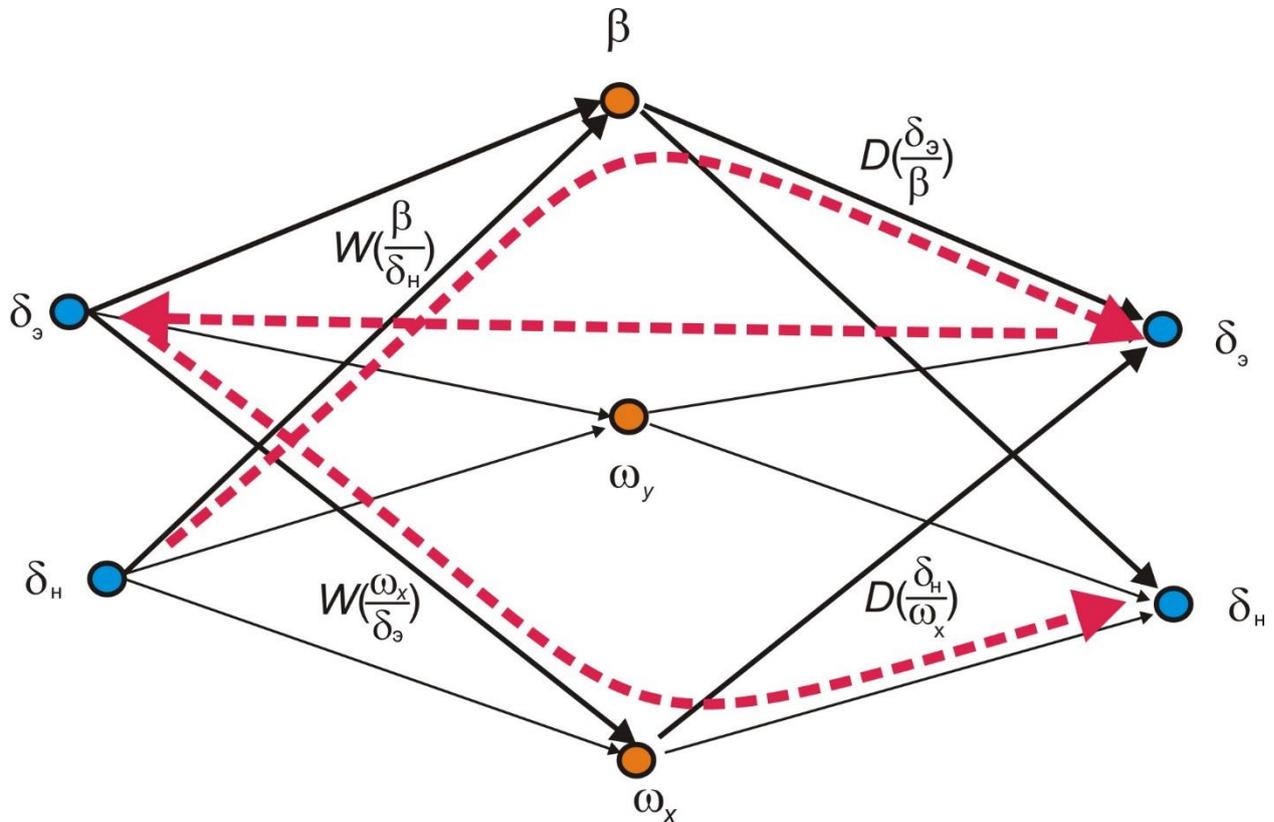


Рисунок 2.5 – Пример прохождения сигналов, соответствующий слагаемому нелинейной части передаточной функции

При этом необходимо учитывать возможность нелинейной зависимости запасов устойчивости от коэффициентов усиления и времён чистого запаздывания в случае их одновременного присутствия в разных контурах.

Недостаток этого метода заключается в том, что полученная частотная характеристика обладает неопределённым физическим смыслом. Если нарисовать частотную характеристику передаточной функции (2.9), то понять её физический смысл достаточно сложно. Можно лишь определить наличие или отсутствие устойчивости замкнутой системы. Даже оценить запасы по амплитуде и фазе проблематично вследствие нелинейной зависимости выражения (2.9) от параметров системы управления.

Рассмотрим структуру передаточной функции разомкнутой системы в случае размыкания системы по одному управляющему сигналу при замкнутом контуре другого управляющего сигнала. Без нарушения общности можно считать, что размыкание происходит по сигналу u_2 , тогда как контур, соответствующий сигналу u_1 замкнут (см. рисунок 2.3б). Для передаточной функции разомкнутой системы можно получить выражение:

$$W_{p.c} = W_{22}^u + \frac{W_{12}^u W_{21}^u}{(1 - W_{11}^u)} \quad (2.14)$$

Для границы устойчивости имеем уравнение:

$$W_{p.c} = W_{22}^u + \frac{W_{12}^u W_{21}^u}{(1 - W_{11}^u)} = 1 \quad (2.15)$$

Преобразуя уравнение (2.15) можно получить:

$$W_{22}^u (1 - W_{11}^u) + W_{12}^u W_{21}^u = 1 - W_{11}^u \quad (2.16)$$

или:

$$1 - W_{11}^u - W_{22}^u + W_{11}^u W_{22}^u - W_{12}^u W_{21}^u = 0 \quad (2.17)$$

Можно видеть, что выражения (2.6) и (2.17) идентичны. Аналогичный результат получается при размыкании системы по сигналу u_1 . Таким образом, подход с поканальным размыканием многосвязной системы при замкнутых

остальных контурах позволяет корректно оценивать устойчивость замкнутой системы.

Обобщим данный результат на случай произвольной размерности. Пусть самолёт с системой управления описывается системой уравнений:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ \dots \\ u_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_{11}^u & W_{12}^u \dots & W_{1n}^u \\ \dots & & \dots \\ W_{n1}^u & W_{n2}^u & W_{nn}^u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ \dots \\ u_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_1^{X_1} & \dots & W_1^{X_m} \\ \dots & & \dots \\ W_n^{X_1} & & W_n^{X_m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ \dots \\ X_m \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Для анализа устойчивости управляющие сигналы X_1, \dots, X_m не имеют значения, и уравнение границы устойчивости:

$$\det \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1n}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n1}^u & -W_{n2}^u & 1 - W_{nn}^u \end{bmatrix} = 0 \quad (2.19)$$

При размыкании системы по сигналу u_n при замкнутых остальных контурах имеем уравнения состояния:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ \dots \\ u_{n-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_{11}^u & W_{12}^u \dots & W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ W_{n-1,1}^u & W_{n-1,2}^u & W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ \dots \\ u_{n-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_{1,n}^u \\ \dots \\ W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} u_n^* \quad (2.20)$$

$$u_n = \begin{bmatrix} W_{n,1}^u & \dots & W_{n,n-1}^u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ \dots \\ u_{n-1} \end{bmatrix} + W_{n,n}^u u_n^* \quad (2.21)$$

Из уравнения (2.20) получаем:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ \dots \\ u_{n-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u & 1 - W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} W_{1,n}^u \\ \dots \\ W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} u_n^* \quad (2.22)$$

Подставляя в уравнение (2.21) получаем:

$$u_n = \begin{bmatrix} W_{n,1}^u & \dots & W_{n,n-1}^u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u & 1 - W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} W_{1,n}^u \\ \dots \\ W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} u_n^* + W_{n,n}^u u_n^* \quad (2.23)$$

Таким образом, искомая передаточная функция принимает вид:

$$W_{p.c} = \begin{bmatrix} W_{n,1}^u & \dots & W_{n,n-1}^u \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u & 1 - W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} W_{1,n}^u \\ \dots \\ W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} + W_{n,n}^u \quad (2.24)$$

Условием нахождения на границе устойчивости является:

$$W_{p.c} = \begin{bmatrix} W_{n,1}^u & \dots & W_{n,n-1}^u \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u, \dots & -W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u, \dots & 1 - W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} W_{1,n}^u \\ \dots \\ W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} + W_{n,n}^u = 1 \quad (2.25)$$

Покажем, что выражения (2.17) и (2.25) эквивалентны. Равенство нулю определителя в выражении (2.17) свидетельствует о том, что строки матрицы $\mathbf{E} - \mathbf{W}^u$ линейно зависимы. Поскольку в выражении (2.25) присутствует обратная матрица алгебраического дополнения элемента W_{nn}^u считаем, что она существует, т.е. первые $n-1$ строк матрицы $\mathbf{E} - \mathbf{W}^u$ являются линейно независимыми. В этом случае n -я строка является линейной комбинацией остальных строк, т.е.:

$$\begin{bmatrix} -W_{n,1}^u & \dots & -W_{n,n-1}^u, 1 - W_{n,n}^u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_1, & \dots & c_{n-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1,n}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u & -W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

Для определения коэффициентов c_1, \dots, c_{n-1} рассмотрим первые $n-1$ столбцов.

Имеем:

$$\begin{bmatrix} -W_{n,1}^u & \dots & -W_{n,n-1}^u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_1, & \dots & c_{n-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u & 1 - W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

и

$$\begin{bmatrix} c_1, & \dots & c_{n-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -W_{n,1}^u & \dots & -W_{n,n-1}^u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u & 1 - W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.28)$$

Линейная зависимость должна выполняться и для n -го столбца, т.е.:

$$1 - W_{n,n}^u = [c_1, \dots, c_{n-1}] \begin{bmatrix} -W_{1,n}^u \\ \dots \\ -W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

Подставляя сюда выражение для коэффициентов c_1, \dots, c_{n-1} получаем:

$$1 - W_{n,n}^u = [W_{n,1}^u \dots W_{n,n-1}^u] \cdot \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \dots & -W_{1,n-1}^u \\ \dots & & \dots \\ -W_{n-1,1}^u & -W_{n-1,2}^u & 1 - W_{n-1,n-1}^u \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} W_{1,n}^u \\ \dots \\ W_{n-1,n}^u \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Очевидно, что выражения (2.25) и (2.29) эквивалентны. Таким образом, и для случая произвольной размерности системы, размыкание по отдельным контурам позволяет корректно определять границу устойчивости замкнутой системы.

Возможен другой подход [39]. Согласно (2.5) условием нахождения на границе устойчивости замкнутой системы является равенство нулю определителя матрицы $\mathbf{E} - \mathbf{W}^u(s)$, что происходит в случае равенства нулю одного или нескольких собственных значений этой матрицы. Эквивалентным условием границы устойчивости является равенство единице одного или нескольких собственных значений матрицы $\mathbf{W}^u(s)$. Таким образом, рассчитав собственные значения $\lambda_i(s)$ $i=1, \dots, N$ матрицы $\mathbf{W}^u(s)$ и построив соответствующие частотные характеристики $\lambda_i(\omega)$ можно судить об устойчивости замкнутой системы. Найденные собственные значения можно назвать частотными характеристиками контуров, составляющих многосвязную систему:

$$W_i(\omega) = \lambda_i(\omega), \quad i = 1, \dots, N \quad (2.30)$$

Определив эти характеристики, можно выделить контур, в котором система теряет устойчивость и оценить устойчивость многосвязной системы в целом. Чтобы определить собственные значения матрицы $\mathbf{W}^u(s)$ необходимо решить уравнение:

$$\det \begin{bmatrix} \lambda - W_{11}^u & -W_{12}^u \\ -W_{21}^u & \lambda - W_{22}^u \end{bmatrix} = \lambda^2 - \lambda(W_{11}^u + W_{22}^u) + W_{11}^u W_{22}^u - W_{12}^u W_{21}^u = 0 \quad (2.31)$$

В случае равенства единице собственного значения λ из (2.31) получаем уравнение

$$1 - W_{11}^u - W_{22}^u + W_{11}^u W_{22}^u - W_{12}^u W_{21}^u = 0 \quad (2.32)$$

которое совпадает с выражением (2.6).

Для случая системы, где одна из перекрёстных связей равна нулю ($W_{12}^u = 0$ или $W_{21}^u = 0$) имеем собственные значения матрицы $\mathbf{W}^u(s)$:

$$\lambda_1 = W_{11}^u, \quad \lambda_2 = W_{22}^u \quad (2.33)$$

и условия потери устойчивости:

$$\begin{aligned} W_{11}^u &= 1, \\ W_{22}^u &= 1, \end{aligned} \quad (2.34)$$

которые совпадают с (2.8).

Ещё одним важным и интересным вопросом является выбор сечения в графе прохождения сигналов, по которому производится размыкание системы. В самом деле размыкание может быть проведено не только по сигналам вектора управления – $\mathbf{u} = [\delta_3, \delta_n]^T$, но и по сигналам вектора состояния – $\mathbf{y} = [\beta, \omega_x, \omega_y, \gamma]^T$.

В этом случае имеем уравнение состояния:

$$\begin{aligned} \mathbf{y} = \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \\ \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} W(\frac{\beta}{\delta_n}) & W(\frac{\beta}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_y}{\delta_n}) & W(\frac{\omega_y}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_x}{\delta_n}) & W(\frac{\omega_x}{\delta_3}) \\ W(\frac{\gamma}{\delta_n}) & W(\frac{\gamma}{\delta_3}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_n}{\beta}) & D(\frac{\delta_n}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_n}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_n}{\gamma}) \\ D(\frac{\delta_3}{\beta}) & D(\frac{\delta_3}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_3}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_3}{\gamma}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \\ \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} + \\ &+ \begin{bmatrix} W(\frac{\beta}{\delta_n}) & W(\frac{\beta}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_y}{\delta_n}) & W(\frac{\omega_y}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_x}{\delta_n}) & W(\frac{\omega_x}{\delta_3}) \\ W(\frac{\gamma}{\delta_n}) & W(\frac{\gamma}{\delta_3}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_n}{X_n}) & D(\frac{\delta_n}{X_3}) \\ D(\frac{\delta_3}{X_n}) & D(\frac{\delta_3}{X_3}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_n \\ X_3 \end{bmatrix} = \mathbf{W}^y \mathbf{y} + \mathbf{W}^x \mathbf{X}. \end{aligned} \quad (2.35)$$

Устойчивость замкнутой системы определяется, очевидно, свойствами матрицы \mathbf{W}^y . Очевидно, что результаты, полученные при анализе устойчивости с помощью матриц \mathbf{W}^u и \mathbf{W}^y должны совпадать, т.к. проводится анализ одной и той же системы. Проведём анализ собственных значений матрицы \mathbf{W}^y и сравним их с собственными значениями матрицы \mathbf{W}^u . Для матриц \mathbf{W}^u и \mathbf{W}^y справедливы выражения:

$$\begin{aligned} \mathbf{W}^u &= \mathbf{D}\mathbf{W}, \quad \dim \mathbf{W}^u = [2 \times 2], \\ \mathbf{W}^y &= \mathbf{W}\mathbf{D}, \quad \dim \mathbf{W}^y = [4 \times 4]. \end{aligned} \quad (2.36)$$

Матрицы \mathbf{W}^u и \mathbf{W}^y появляются в результате умножения матрицы \mathbf{W} размерности $[4 \times 2]$ и \mathbf{D} размерности $[2 \times 4]$. Очевидно, что столбцы матрицы \mathbf{W} и строки матрицы \mathbf{D} являются линейно зависимыми. Без нарушения общности можно считать, что первые две строки матрицы \mathbf{W} являются базисными. В этом случае матрицу \mathbf{W} можно представить в виде:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \mathbf{W}_1 \\ \mathbf{W}_2 \\ c_{31}\mathbf{W}_1 + c_{32}\mathbf{W}_2 \\ c_{41}\mathbf{W}_1 + c_{42}\mathbf{W}_2 \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

Матрицу \mathbf{D} представим в виде:

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \mathbf{D}_1^T & \mathbf{D}_2^T & \mathbf{D}_3^T & \mathbf{D}_4^T \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

Матрица \mathbf{W}^y принимает вид:

$$\mathbf{W}^y = \begin{bmatrix} \mathbf{W}_1\mathbf{D}_1^T & \mathbf{W}_1\mathbf{D}_2^T & \mathbf{W}_1\mathbf{D}_3^T & \mathbf{W}_1\mathbf{D}_4^T \\ \mathbf{W}_2\mathbf{D}_1^T & \mathbf{W}_2\mathbf{D}_2^T & \mathbf{W}_2\mathbf{D}_3^T & \mathbf{W}_2\mathbf{D}_4^T \\ c_{31}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_1^T + c_{32}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_1^T & c_{31}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_2^T + c_{32}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_2^T & c_{31}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_3^T + c_{32}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_3^T & c_{31}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_4^T + c_{32}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_4^T \\ c_{41}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_1^T + c_{42}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_1^T & c_{41}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_2^T + c_{42}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_2^T & c_{41}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_3^T + c_{42}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_3^T & c_{41}\mathbf{W}_1\mathbf{D}_4^T + c_{42}\mathbf{W}_2\mathbf{D}_4^T \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

Видно, что 3-я и 4-я строки являются линейной комбинацией 2-х первых строк, т.е. ранг матрицы \mathbf{W}^y равен или меньше двух. Поэтому по меньшей мере два собственных значения матрицы \mathbf{W}^y равны нулю. Определим значения оставшихся двух собственных значений матрицы \mathbf{W}^y . Пусть λ_i и \mathbf{v}_i являются собственным значением и собственным вектором матрицы \mathbf{W}^y , т.е.:

$$\mathbf{W}^u \mathbf{v}_i = \mathbf{D} \mathbf{W} \mathbf{v}_i = \lambda_i \mathbf{v}_i \quad (2.40)$$

Умножим левую и правую части уравнения (2.40) на матрицу \mathbf{W} . В результате получаем:

$$\mathbf{W} \mathbf{D} \mathbf{W} \mathbf{v}_i = \mathbf{W}^y \mathbf{W} \mathbf{v}_i = \lambda_i \mathbf{W} \mathbf{v}_i \quad (2.41)$$

Из полученного выражения следует, что λ_i является собственным значением, а $\mathbf{W} \mathbf{v}_i$ является собственным вектором матрицы \mathbf{W}^y . Таким образом, матрица \mathbf{W}^y имеет собственные значения, совпадающие со всеми собственными значениями матрицы \mathbf{W}^u , а оставшиеся собственные значения являются нулевыми. Таким образом анализ устойчивости системы при размыкании по вектору состояния эквивалентен анализу устойчивости при размыкании по управляющим сигналам.

В данной главе представлено краткое описание самолёта транспортной категории на примере которого будет производиться разработка, настройка и демонстрация работы предлагаемых законов и функций управления в поперечном и путевом каналах. Как отмечалось выше, компоновка самолёта является традиционной для самолётов транспортной категории. Геометрические и весовые характеристики самолёта близки к характеристикам самых распространённых в мире гражданских самолётов Boeing 737 и Airbus A-320.

Так же в главе, проведён сравнительный анализ различных методов оценки устойчивости замкнутой системы «самолёт–КСУ» в боковом канале как многосвязной системы. Рассматриваемые методы подразумевают различные варианты размыкания замкнутой системы и формирования передаточных функций разомкнутой системы. Анализ устойчивости проведён по традиционной передаточной функции разомкнутой системы и по собственным значениям матрицы передаточных функций. Показана эквивалентность методов для определения точки потери устойчивости замкнутой системы. Показано, что эти способы применены для оценки устойчивости самолёта в боковом канале с комплексной системой управления, использующей два органа управления –

элероны и руль направления. В последующих главах данные способы будут применены для оценки запасов устойчивости самолёта с системой управления.

Глава 3. Разработка функции ограничения угла крена вблизи земли

Большинство пассажирских самолётов имеют ограничение по углу крена при движении вблизи земли ($|\gamma_{\max}| \approx 10 - 12^\circ$) обусловленное геометрией самолёта, т.е. возможностью касания частями самолёта (консолью крыла или мотогондолой двигателя) поверхности ВПП (см. рисунок 3.1).



Рисунок 3.1 – Геометрическое ограничение при движении по ВПП

Данное ограничение, в общем случае, зависит от радиовысоты полёта и угла тангажа. Для магистральных самолётов угол тангажа при взлёте и посадке мал (при движении вблизи ВПП на взлёте $\vartheta \approx 10 - 12^\circ$, при посадке $\vartheta \approx 7 - 8^\circ$), поэтому можно ограничиться зависимостью максимального угла крена о радиовысоты полёта.

В алгоритмах СДУ современных магистральных самолётов предусмотрена функция ограничения угла в полёте [1]. Но это ограничение носит прежде всего, предупредительную функцию поскольку допускает превышение заданных максимальных значений. При этом, при движении самолёта вблизи земли ограничение угла крена должно быть «жёстким», не допускающим значительного превышения заданного максимального значения. Функция ограничения угла крена в полёте реализована путём повышения спиральной устойчивости за счёт подключения обратной связи по углу крена, которая подключается при превышении угла крена заданной величины γ_w , обычно $\gamma_w = 0.5 \cdot \gamma_{\max}$ и $|\gamma_{\max}| \approx 67 - 70^\circ$. Использование данной функции для ограничения угла крена вблизи земли невозможно, так как требует увеличения коэффициента обратной связи в несколько раз, что приводит либо к значительному увеличению

перерегулирования по углу крена, либо к потери устойчивости. Так на рисунке 3.2 представлено сравнение работы существующего ограничителя угла крена в полёте для различных значений заданного максимального угла крена и различных значений коэффициента обратной связи по крену. При полном отклонении БРУ по крену на максимальную величину ($X_{\ominus \max} = 70^\circ$) функция ограничения угла крена ограничивает угол крена величиной близкой к заданному максимальному углу крена $\gamma_{\max} = 70^\circ$ (см. рисунок 3.2а). При уменьшении максимального угла крена до $\gamma_{\max} = 10^\circ$ и сохранении коэффициента обратной связи, моделирование показало, что в этом случае угол крена ограничивается значительно большей величиной ($\gamma \approx 40^\circ$), чем заданный максимальный угол крена ($\gamma_{\max} = 10^\circ$). Проанализировав логарифмическую амплитудно-частотную характеристику разомкнутой системы «самолёт-система управления» (размокание осуществлялась по управляющему сигналу на элероны, амплитуда входного сигнала $A_{\text{вх}}=1^\circ$) видно, что для рассматриваемого режима запас по амплитуде $\Delta L_m=14.9$ дБ это соответствует запасу по коэффициенту усиления 5.56. На рисунке 3.2 г представлены результаты моделирования движения самолёта с системой управления при увеличенном коэффициенте обратной связи в 4.5. Из рисунка видно, что переходный процесс по углу крена носит колебательный характер, колебания происходят относительно угла крена $\gamma \approx -13^\circ$. Дальнейшее увеличение приведёт к увеличению колебательности, а затем к потере устойчивости. Кроме того, необходимо обеспечить двукратный запас устойчивости по коэффициенту усиления. Поэтому, разрабатываемая для ограничения угла крена вблизи земли функция должна обеспечивать выполнение следующих требований:

- при максимальных отклонениях рычага управления по крену заданный максимальный угол крена не должен быть превышен более чем 1° ;
- время достижения заданного максимального угла крена при максимальном отклонении рычага управления по крену не должно превышать 5-6 секунд;

- установившееся значение угла крена при максимальном отклонении рычага управления по крену не должно превышать заданный максимальный угол крена более чем на 1° ;
- должен быть обеспечиваться двукратный запас устойчивости с учётом временных запаздываний по сигналам обратных связей, нелинейности характеристик исполнительных элементов и других особенностей реализации системы.

Для того чтобы выполнить вышеизложенные требования была разработана функция ограничения угла крена вблизи земли, основанная на принципе переключения управляющего сигнала от лётчика X_γ на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена γ_{\max} при угрозе его превышения.

Алгоритм функции ограничения угла крена вблизи земли, блок-схема которого приведена на рисунке 3.3, формирует следующий закон управления углом отклонения элеронов: управляющий сигнал от лётчика в поперечном канале управления $\delta_{X_\gamma} = K_{\text{ш } \gamma} \cdot X_{\gamma \phi}$ ($X_{\gamma \phi}$ – фильтрованный сигнал управления по крену от лётчика, $K_{\text{ш } \gamma}$ – коэффициент передачи отклонения БРУ по крену к элеронам) с учётом весового коэффициента K_γ сравнивается с сигналами стабилизации заданного угла крена $\delta_{\gamma-}$ и $\delta_{\gamma+}$ в зависимости от направления вращения самолёта по крену ($\delta_{\gamma-}$ – при положительном угле крена, $\delta_{\gamma+}$ – при отрицательном угле крена):

$$\delta_{\gamma-} = K_\gamma^{\text{огр}} \cdot (\gamma_\phi - \gamma_{\max}) + K_{\omega x}^{\text{огр}} \cdot \omega_{x\phi} + \delta_\gamma^* \quad (3.1)$$

$$\delta_{\gamma+} = K_\gamma^{\text{огр}} \cdot (\gamma_\phi + \gamma_{\max}) + K_{\omega x}^{\text{огр}} \cdot \omega_{x\phi} + \delta_\gamma^* \quad (3.2)$$

где:

$\gamma_{\max} = f(H)$ – нелинейная функция определяющая зависимость максимального угла крена от высоты полёта;

$K_\gamma^{\text{огр}} \cdot (\gamma_\phi - \gamma_{\max})$ – сигнал пропорционального управления;

$K_{\omega x}^{\text{огр}} \cdot \omega_{x\phi}$ – сигнал демпфирования;

$\omega_{x\phi}$, γ_ϕ – фильтрованные сигналы скорости крена и угла крена соответственно;

δ_3^* – дополнительный сигнал, который вводится для улучшения работы ограничителя при совместном управлении БРУ по крену и педалями или только педалями.

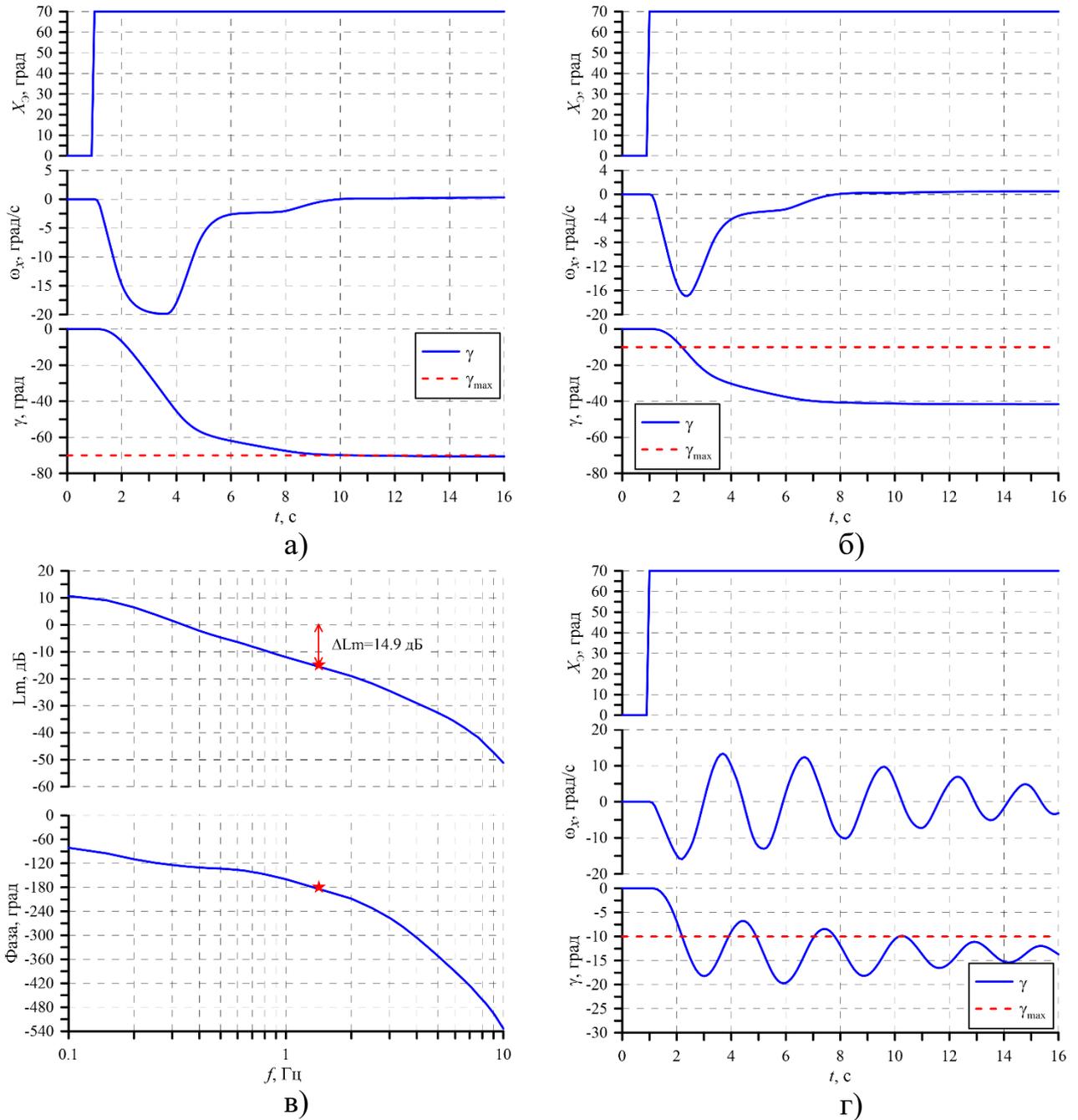


Рисунок 3.2 – Ограничитель угла крена в полёте (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{ИЗ}=250$ км/ч), а) – ограничение угла крена $|\gamma_{\max}| = 70^\circ$, б) – ограничение угла крена $|\gamma_{\max}| = 10^\circ$, в) – ЛАЧХ разомкнутой системы, г) – ограничение угла крена $|\gamma_{\max}| = 10^\circ$, коэффициент обратной связи увеличен.

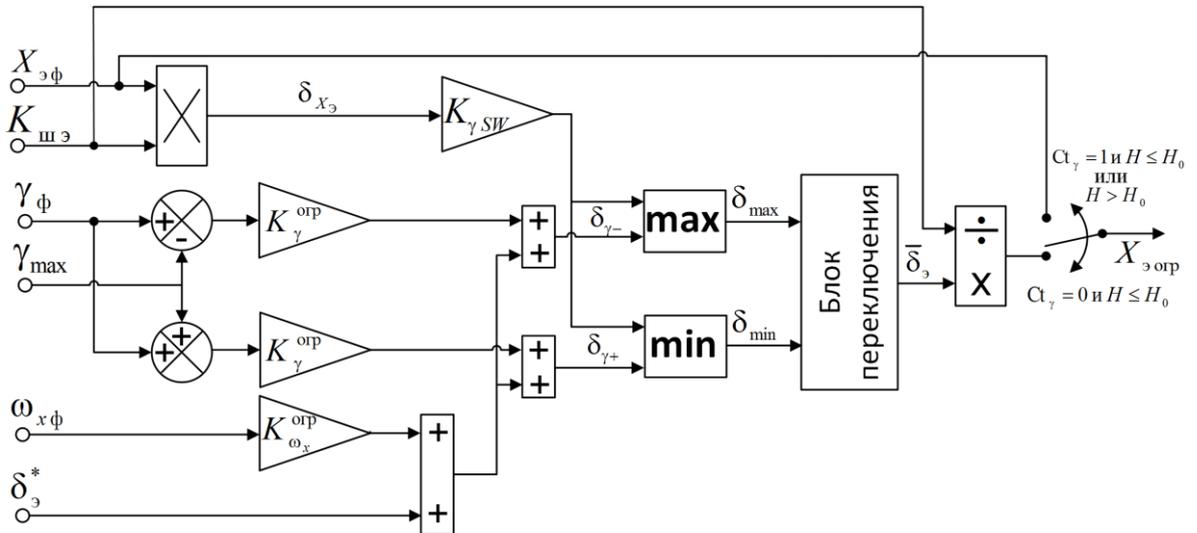


Рисунок 3.3 – Упрощённая блок-схема алгоритма функции ограничения угла крена вблизи земли.

В зависимости от наличия или отсутствия среди информационных сигналов системы дистанционного управления (СДУ) сигнала угла скольжения β .

При наличии сигнала угла скольжения:

$$\delta_{\text{э}}^* = K_{\beta}^{\text{орп}} \cdot \beta_{\text{ф}} \quad (3.3)$$

где

$\beta_{\text{ф}}$ – фильтрованный сигнал угла скольжения, при отсутствии сигнала угла скольжения:

$$\delta_{\text{э}}^* = \frac{1}{T_{X_{\text{н}}}^{\text{орп}} \cdot s + 1} \cdot K_{X_{\text{н}}}^{\text{орп}} \cdot X_{\text{нф}} \quad (3.4)$$

где

$X_{\text{нф}}$ – фильтрованный сигнал перемещения педалей;

Звено $\frac{1}{T_{X_{\text{н}}}^{\text{орп}} \cdot s + 1}$ для учёта динамики движения самолёта при перемещении педалей.

Далее будем рассматривать разработку алгоритма функции ограничения угла крена вблизи поверхности земли предполагая, что в СДУ имеется сигнал угла скольжения.

В блоке переключения (см. рисунок 3.3) реализуется логическая функция осуществляющая переключение между сигналом управления от лётчика δ_{X_3} и сигналами стабилизации $\delta_{\gamma-}$, $\delta_{\gamma+}$:

$$\bar{\delta}_3 = \begin{cases} \delta_{X_3} & \text{при } |X_{3\phi}| \leq \Delta X_3^{\text{огр}} \text{ и } |X_{н\phi}| \leq \Delta X_н^{\text{огр}} \\ \delta_{\max} & \text{при } X_{3\phi} < -\Delta X_3^{\text{огр}} \text{ или } (|X_{3\phi}| \leq \Delta X_3^{\text{огр}} \text{ и } X_{н\phi} > \Delta X_н^{\text{огр}}) \\ \delta_{\min} & \text{при } X_{3\phi} > \Delta X_3^{\text{огр}} \text{ или } (|X_{3\phi}| \leq \Delta X_3^{\text{огр}} \text{ и } X_{н\phi} < -\Delta X_н^{\text{огр}}) \end{cases} \quad (3.5)$$

где:

$$\delta_{\max} = \max(\delta_{\gamma-}; K_{\gamma SW} \cdot \delta_{X_3}) - \text{положительное вращение}; \quad (3.6)$$

$$\delta_{\min} = \min(\delta_{\gamma+}; K_{\gamma SW} \cdot \delta_{X_3}) - \text{отрицательное вращение}. \quad (3.7)$$

$\Delta X_3^{\text{огр}}$ и $\Delta X_н^{\text{огр}}$ – малые величины необходимые для определения нейтрального положения рычагов управления по крену X_3 и рысканью $X_н$, например $\Delta X_3^{\text{огр}} = 0.1$ град, $\Delta X_н^{\text{огр}} = 0.1$ мм.

В выражении (3.5) обеспечивается логическая полнота, т.е. для любого сочетания событий значение $\bar{\delta}_3$ может быть вычислено. Проверка полноты событий для выражений с высокой логической сложностью является существенной проблемой для разработки, тестирования и верификации систем управления, что стимулирует применение специальных форм представления алгоритмов, в которых логическая полнота событий обеспечивается автоматически.

3.1 Разработка алгоритма ограничения угла крена вблизи земли с применением конечных автоматов

Использование конечных автоматов [40-44] является одним из эффективных подходов к построению СУ с высоким уровнем логической сложности. Применение конечных автоматов позволяют создавать логически стройные и наглядные схемы управления и обеспечивают полноту рассматриваемых событий. Функция (3.5) в виде графа перехода приведена на рисунке 3.4. Конечные автоматы успешно применяются для разработки систем с высоким уровнем логической сложности, например, при наличии множества состояний системы и использовании различных законов управления для каждого состояния. Также конечные автоматы

могут быть эффективно применены для контроля сигналов. Для этого формируются сценарии изменения входных сигналов, для которых алгоритм контроля может сформировать выходной сигнал. Если на основании входных сигналов нельзя определить выходной сигнал, то сигнал считается отказавшим. На рисунке 3.5 представлены результаты теста, обеспечивающего полное покрытие логики блока переключения. Используемые в данном тесте сценарии изменения входных сигналов можно использовать в дальнейшем при тестировании логики переключения.

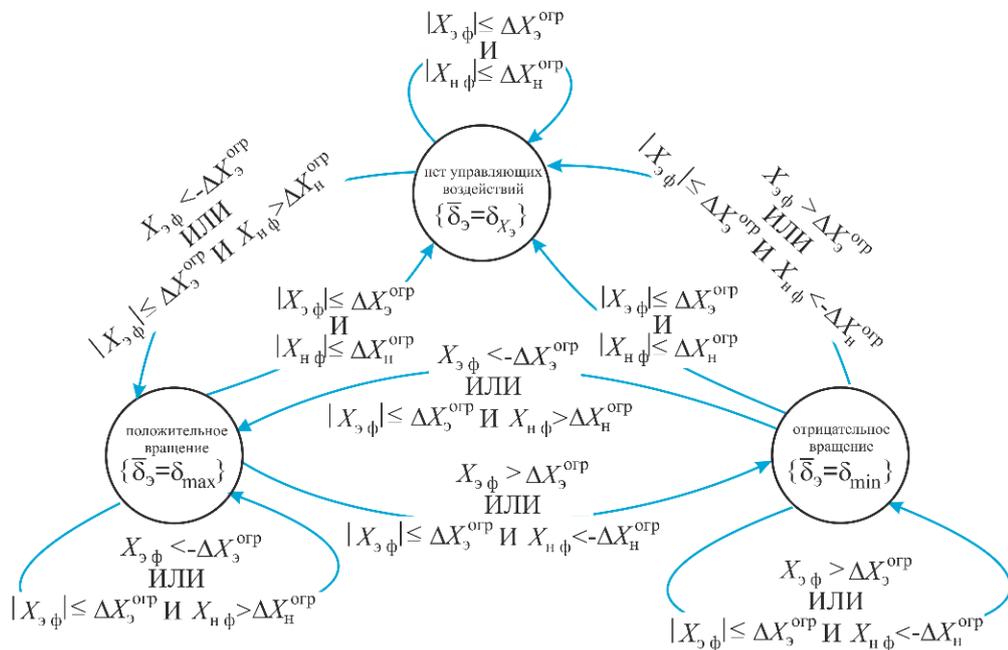


Рисунок 3.4 – Представление логической функции (3.5) в графа перехода

Используя функцию (3.5) вычисляется выходной сигнал алгоритма функции ограничения угла крена вблизи земли – сигнал отклонения БРУ по крену – $X_{э\text{огр}}$, который поступает далее в тракт управления и обеспечивает ограничение угла крена:

$$X_{э\text{огр}} = \begin{cases} X_{э\phi} & \text{при } (St_{\gamma} = 1 \text{ и } H \leq H_0) \text{ или } H > H_0 \\ \frac{\bar{\delta}_{\gamma}}{K_{ш\gamma}} & \text{при } St_{\gamma} = 0 \text{ и } H \leq H_0 \end{cases} \quad (3.8)$$

где:

St_{γ} – признак стабилизации крена (принимает дискретные значения: 1 – стабилизация крена включена; 0 – стабилизация крена не включена).

Отключение функции ограничения угла крена вблизи земли происходит при подключении функции стабилизации угла крена $St_\gamma=1$ или при превышении текущей высотой значения H_0 . Высота H_0 назначается таким образом, чтобы обеспечить безударный переход от «жесткого» ограничения угла крена вблизи земли к ограничению угла крена в воздухе.

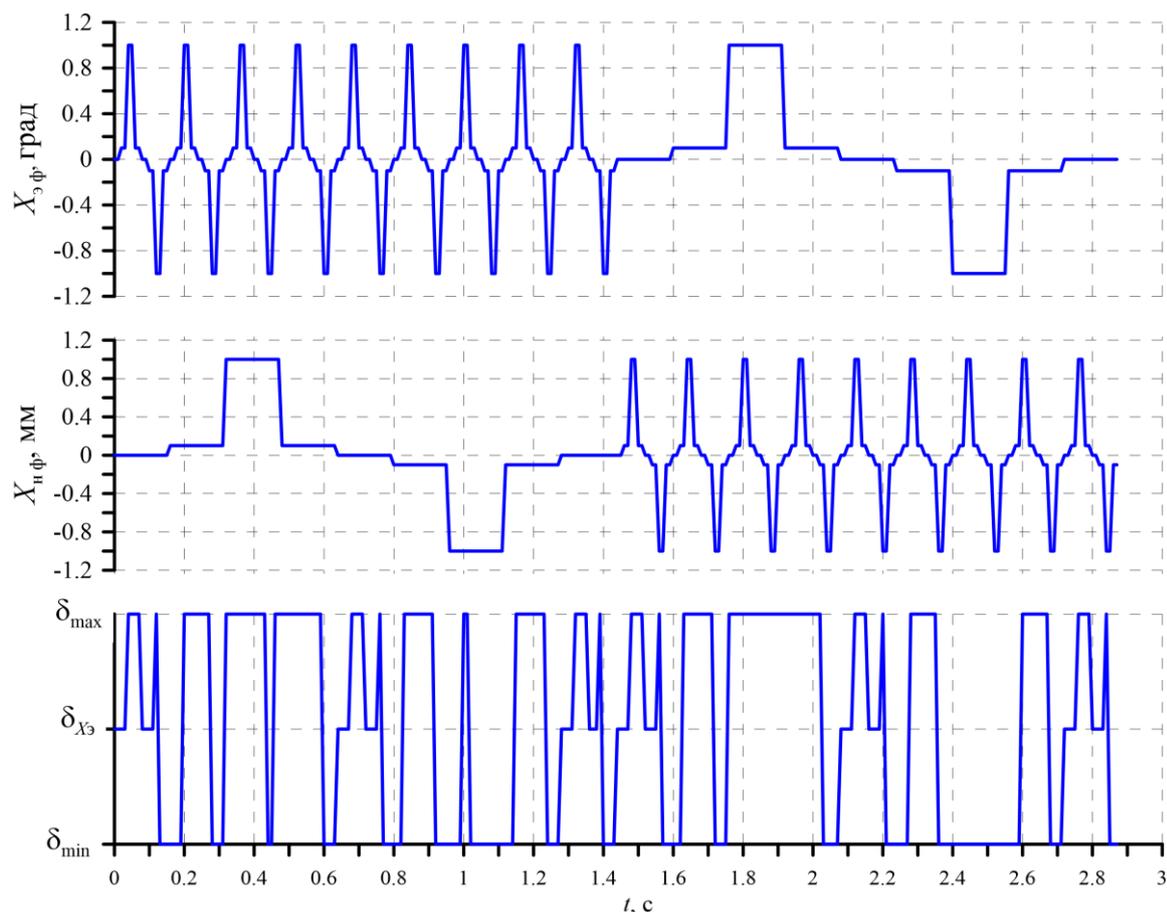


Рисунок 3.5 – Тест, обеспечивающий полное покрытие блока переключения

Признак стабилизации St_γ формируется в функции стабилизации угла крена, которая включена в СДУ современных и проектируемых магистральных самолётов. Функция стабилизации угла крена подключается по принципу совмещённого управления т.е. самолёт автоматически переходит в режим стабилизации угла крена при отсутствии вмешательства в управления в боковом канале. Признак вмешательства в управление вырабатывается в том случае, если сигнал усилия или перемещения относительно их балансировочных значений превышает заданный порог в течении заданного промежутка времени.

Применительно к боковому каналу, стабилизация угла крена включается при нейтральном положении БРУ по крену и педалям.

Рассматриваемый алгоритм ограничения угла крена вблизи поверхности земли внедряется в существующие алгоритмы управления в поперечном канале управления, рисунке 3.6. На рисунке использованы следующие обозначения:

$\delta_{\text{э огр } \gamma}$ – сигнал из алгоритма ограничителя угла крена в воздухе;

$\delta_{\text{э бал}}$ – сигнала балансирующего отклонения элеронов и интерцепторов;

$\delta_{\text{э АП}}$ – управляющий сигнал от автопилота;

$\delta_{\text{э ст } \gamma}$ – сигнал от функции стабилизации угла крена;

$\delta_{\text{э } X_H}$ – сигнал перекрёстной связи от педалей в канал элеронов;

$\delta_{\text{э } \omega_x}$ – сигнал демпфирования в поперечном канале.

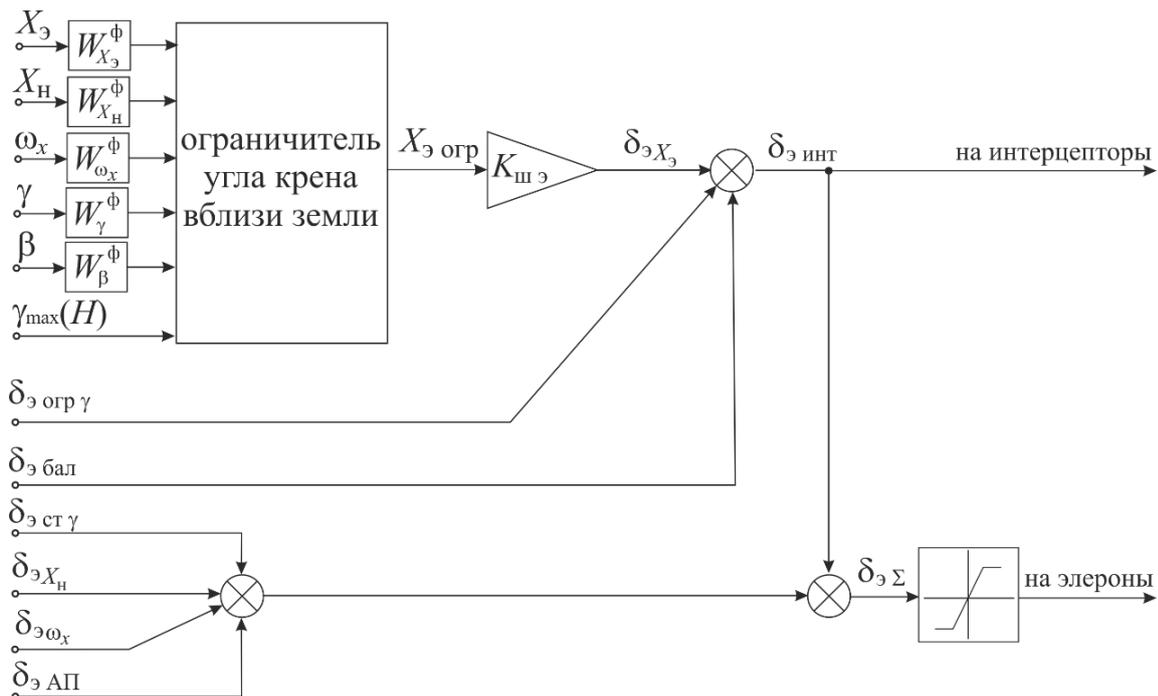


Рисунок 3.6 – Общая схема алгоритмов управления в поперечном канале

При выборе параметров ограничителя будем исходить из требований предъявляемым к функции ограничения угла крена вблизи земли, которые описаны выше.

На первом этапе проведён анализ линейной модели «самолёт+СУ+ограничитель угла крена вблизи земли». Выбор коэффициентов в

$K_{\gamma}^{\text{огр}}$, $K_{\omega_x}^{\text{огр}}$ и $K_{\beta}^{\text{огр}}$ осуществлялся следующим образом. При формировании управляющего сигнала на органы поперечного управления происходит выбор между управляющим сигналом от лётчика и сигналом ограничителя крена вблизи земли. Логика выбора (3.7) в упрощённом виде представлена на рисунке 3.7. Там же приведена упрощённая структура ограничителя крена.

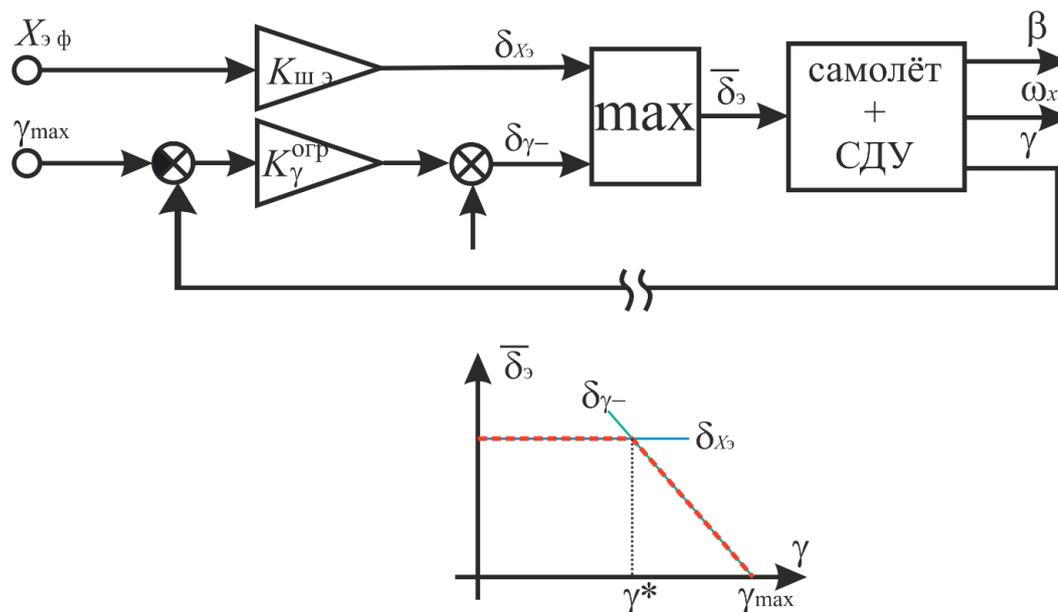


Рисунок 3.7 – Логика формирования управляющего сигнала в поперечном канале при наличии сигналов от лётчика и от ограничителя крена.

В случае $\gamma > \gamma^*$ система управления является линейной и для синтеза коэффициентов $K_{\gamma}^{\text{огр}}$ и $K_{\omega_x}^{\text{огр}}$ можно воспользоваться классическими частотными методами [45-48]. В диапазоне $\gamma > \gamma^*$ система описывается операторным уравнением:

$$\gamma = W^*(s) \cdot K_{\gamma}^{\text{огр}} \cdot (\gamma - \gamma_{\max}) \quad (3.9)$$

где $W^*(s)$ – передаточная функция самолёта с СДУ без обратной связи по углу крена в ограничителе, рисунок 3.7.

Определив передаточную функцию разомкнутой системы $W_{\text{р.с}} = W^*(s) \cdot K_{\gamma}^{\text{огр}}$ и построив соответствующие частотные характеристики (рисунок 3.8) можно определить коэффициенты обратной связи, обеспечивающие

заданные переходные процессы, с требуемым быстродействием и близкие к апериодическим.

Затем по результатам расчётов нелинейной модели изолированного бокового движения самолёта, учитывающей временные запаздывания по сигналам γ и ω_x которые составили $\tau_\gamma = \tau_{\omega_x} = 0.05$ с, а также используя нелинейную модель привода элеронов 2-го порядка с добротностью $D=20$ 1/с, коэффициенты $K_\gamma^{\text{орп}}$ и $K_{\omega_x}^{\text{орп}}$ были скорректированы с учётом обеспечения необходимых запасов устойчивости. Коэффициент $K_\beta^{\text{орп}}$ вводится для учёта влияния угла скольжения на движение самолёта по крену.

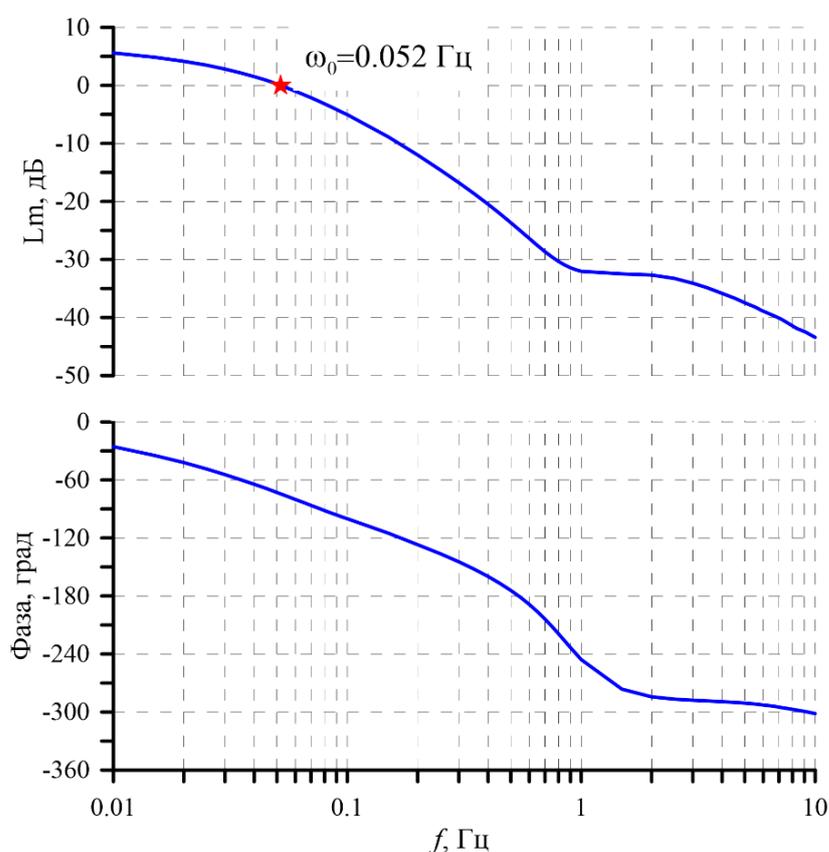


Рисунок 3.8 – Частотные характеристики разомкнутой системы при работе ограничителя крена (ω_0 - частота среза, $K_\gamma^{\text{орп}} = 2.2$).

С выбранными коэффициентами $K_\gamma^{\text{орп}}$, $K_{\omega_x}^{\text{орп}}$ и $K_\beta^{\text{орп}}$ были произведены расчёты реакции самолёта с системой управления при различных управляющих воздействиях:

- знакопеременном отклонении БРУ по крену на максимальную величину: БРУ по крену отклоняется на максимальную величину и удерживается в крайнем положении пока угол крена не перестанет существенно изменяться, затем БРУ отклоняется на максимальную величину в противоположенную сторону и удерживается в крайнем положении, рисунок 3.9;
- знакопеременном перемещении педалей на максимальную величину: педали перемещаются на максимальную величину и удерживаются в крайнем положении пока угол крена не перестанет существенно изменяться, затем педали перемещаются на максимальную величину в противоположенную сторону и удерживаются в крайнем положении, рисунок 3.10.

При расчётах максимальный угол крена принимался $|\gamma_{\max}| = 10^\circ$.

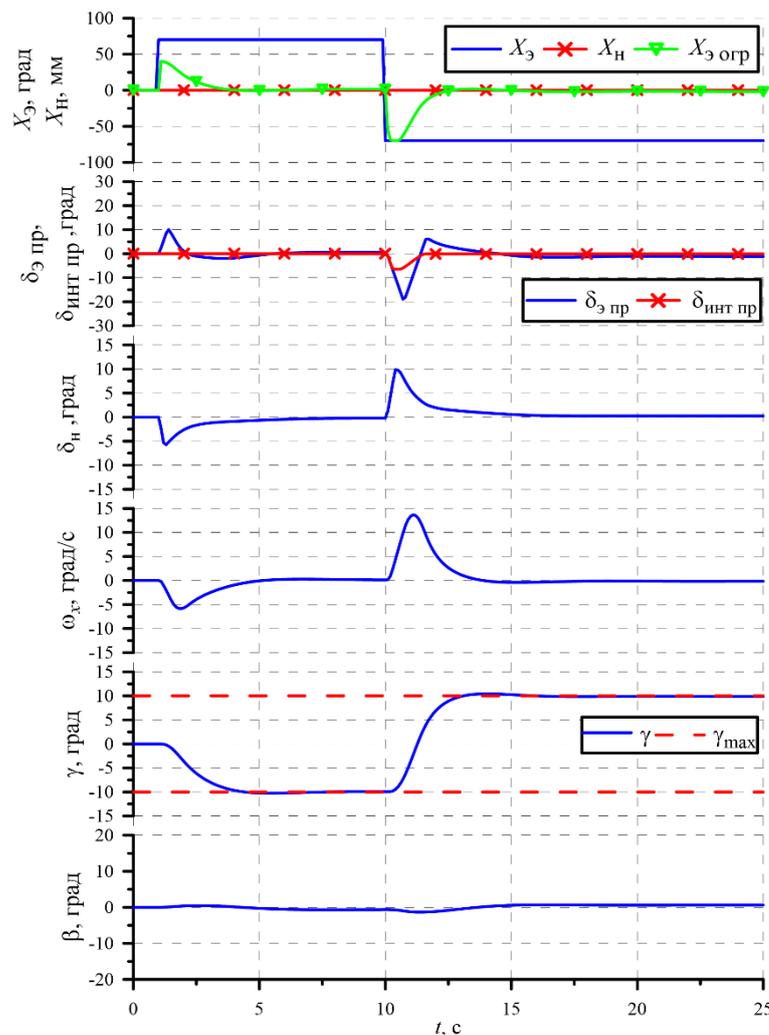


Рисунок 3.9 – Реакция самолёта на знакопеременное отклонение БРУ по крену (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кг, $V_{ИЗ}=250$ км/ч)

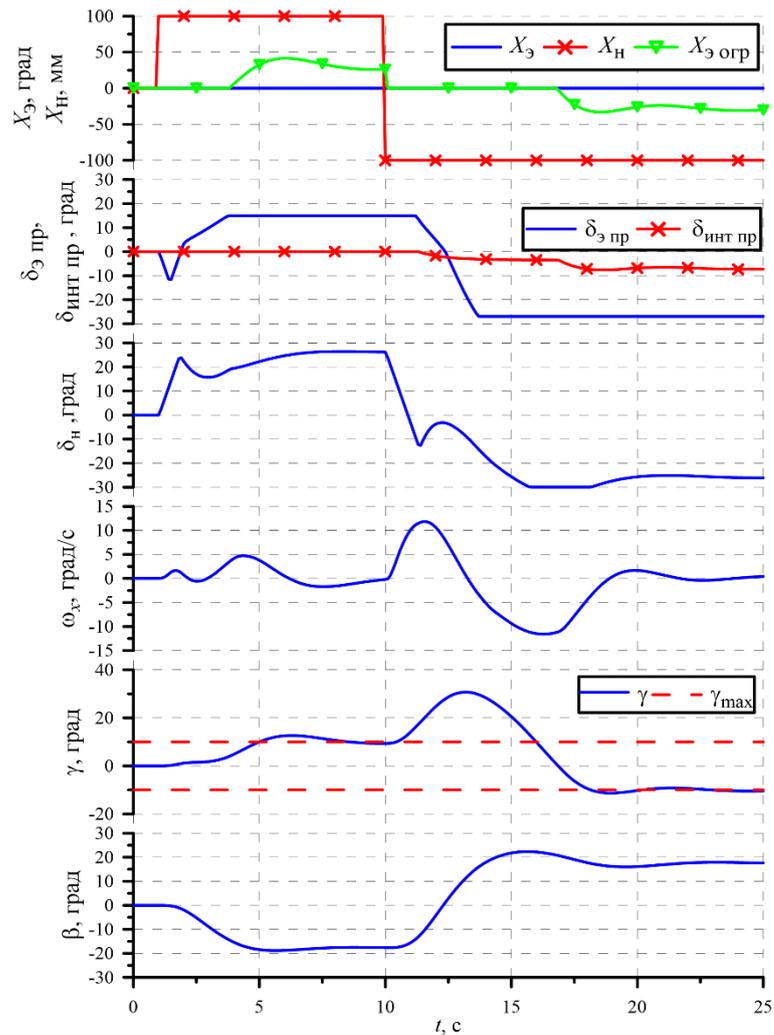


Рисунок 3.10 – Реакция самолёта на знакопеременное перемещение педалей (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{ИЗ}=250$ км/ч)

Результаты расчётов показывают, что при управлении БРУ по крену ограничение заданного максимального угла крена достаточно точное, превышение составляет менее 1° (см. рисунок 3.9). При управлении педалями (см. рисунок 3.10), при первом отклонении педалей заданный максимальный угол крена превышает на величину $\approx 3^\circ$, но затем при перемещении педалей угол крена продолжает увеличиваться, в том же направлении, до значительной величины (более 30°) после чего с течением времени развивается и ограничивается угол крена, соответствующий положению педалей, стоит отметить что точное ограничение угла крена при управлении педалями не требуется, но и нельзя допускать резкого непрогнозируемого изменения угла крена вблизи земли. Резкое увеличение угла крена при знакопеременном перемещении педалей объясняется тем, что при

переключки педалей происходит переключение, согласно логике (3.5), на другую ветвь алгоритма ограничения угла крена вблизи земли, но имеющийся в этот момент достаточно большой угол скольжения $\beta \approx -20^\circ$ создаёт момент крена приводящий к резкому увеличению угла крена. Основываясь на результатах данных расчётов можно сделать вывод о необходимости коррекции логики (3.5), в которой необходимо учесть параметры движения самолёта. Логика переключения с учётом параметров движения представлена ниже:

$$\bar{\delta}_3 = \begin{cases} \delta_{\max} & \text{при } X_{\text{эф}} < -\Delta X_3^{\text{огр}} \text{ или } (|X_{\text{эф}}| \leq \Delta X_3^{\text{огр}} \text{ и } \Delta\beta < 0) \\ \delta_{\min} & \text{при } X_{\text{эф}} > \Delta X_3^{\text{огр}} \text{ или } (|X_{\text{эф}}| \leq \Delta X_3^{\text{огр}} \text{ и } \Delta\beta \geq 0) \end{cases} \quad (3.10)$$

где

$$\Delta\beta = \begin{cases} \beta_\phi - \beta^* & \text{при } \beta_\phi > \beta^* \\ 0 & \text{при } -\beta^* \leq \beta_\phi \leq \beta^* \\ \beta_\phi + \beta^* & \text{при } \beta_\phi < -\beta^* \end{cases} \quad (3.11)$$

β^* – угол скольжения при котором величина момента крена достаточно мала.

Граф перехода для функции (3.10) изображён на рисунке 3.11.

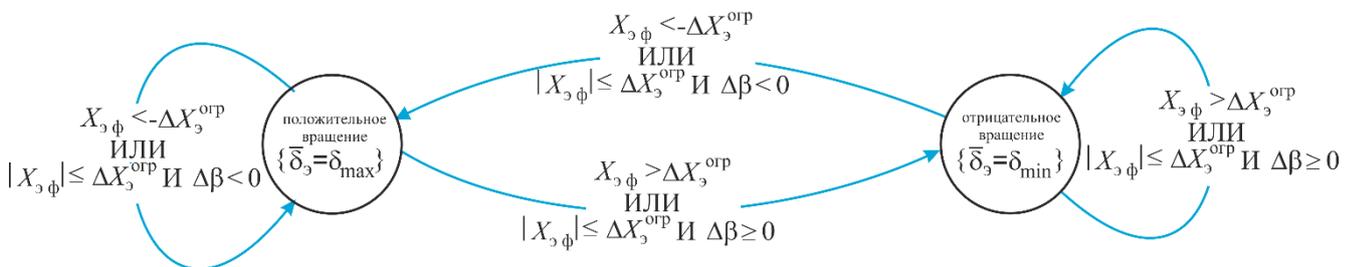


Рисунок 3.11 – Представление логической функции (3.10) в графа перехода

На рисунке 3.12 представлены результаты моделирования реакции самолёта при знакопеременном перемещении педалей на максимальную величину. Рисунок показывает, что благодаря коррекции логики переключения удалось не допустить резкого увеличения угла крена при изменении положения педалей на противоположенное.

В логике переключения (3.10) величина $\Delta\beta$ может быть заменена на сигнал угла крена:

$$\delta_{\varphi} = \begin{cases} \delta_{\max} & \text{при } X_{\varphi} < -\Delta X_{\varphi}^{\text{огр}} \text{ или } (|X_{\varphi}| \leq \Delta X_{\varphi}^{\text{огр}} \text{ и } \gamma_{\varphi} > 0) \\ \delta_{\min} & \text{при } X_{\varphi} > \Delta X_{\varphi}^{\text{огр}} \text{ или } (|X_{\varphi}| \leq \Delta X_{\varphi}^{\text{огр}} \text{ и } \gamma_{\varphi} \leq 0) \end{cases} \quad (3.12)$$

При этом надо отметить, что в системе должен присутствовать сигнал угла скольжения как в алгоритме ограничения угла крена вблизи земли, выражения (3.1)-(3.3), так и в алгоритмах поперечного управления желательно наличие обратной связи по углу скольжения.

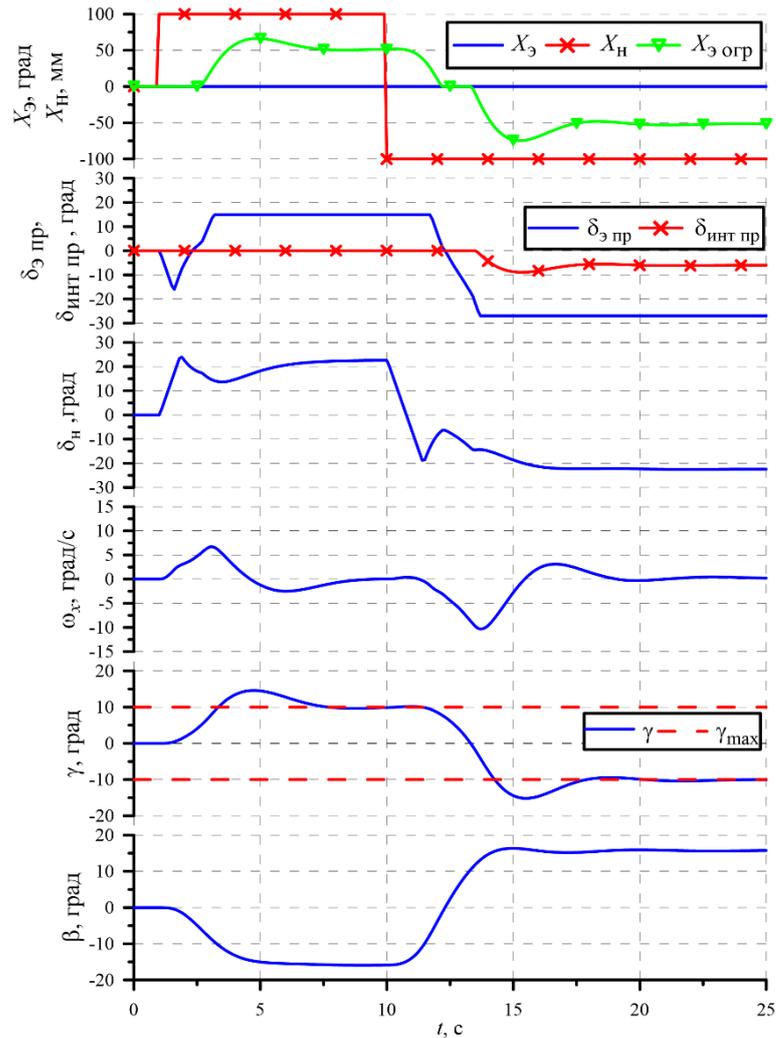


Рисунок 3.12 – Реакция самолёта на знакопеременное перемещение педалей с логикой переключения (3.10) (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{\text{ИЗ}}=250$ км/ч)

При рассмотрении логики переключения стоит рассмотреть логику переключения по сигналу угла крена, как наиболее логичную и простую на первый взгляд.

$$\delta_3 = \begin{cases} \delta_{\max} & \text{при } \gamma_\phi > 0 \\ \delta_{\min} & \text{при } \gamma_\phi \leq 0 \end{cases} \quad (3.13)$$

На рисунке 3.13 представлены результаты моделирования реакции самолёта при знакопеременном отклонении БРУ по крену на максимальную величину, при использовании логики переключения (3.13) в алгоритме ограничения угла крена вблизи земли.

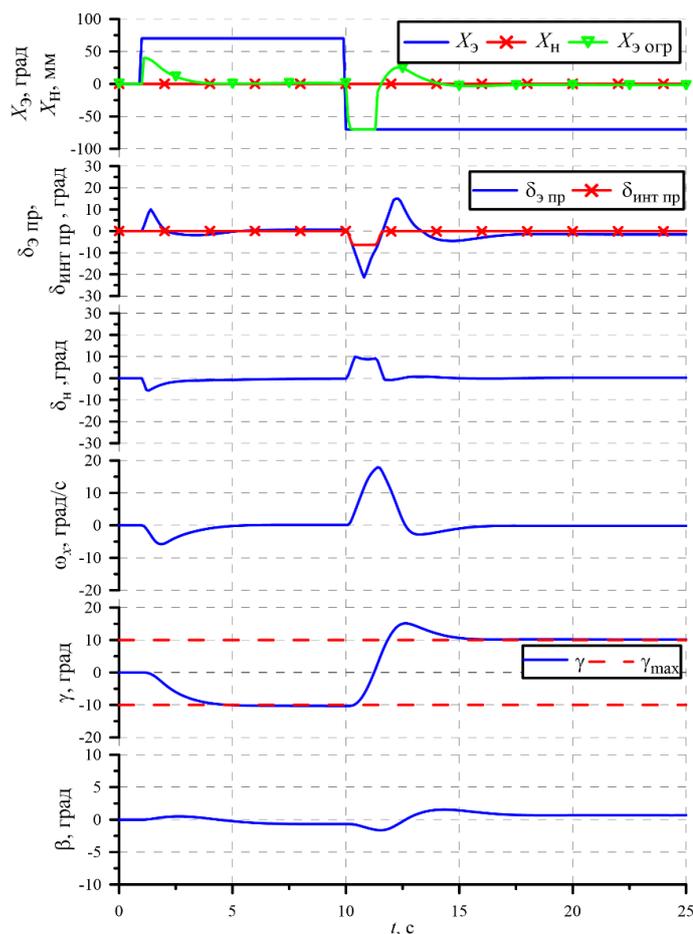


Рисунок 3.13 – Реакция самолёта на знакопеременное отклонение БРУ по крену с логикой переключения (3.13) (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{ИЗ}=250$ км/ч)

Из рисунка видно, что при повторно отклонении БРУ по крену заданный максимальный угол крена превышен на значительную величину $\approx 5^\circ$. Варьирование коэффициентов закона управления приводит к излишнему затягиванию переходного процесса, увеличению перерегулирования, либо процесс становится колебательным при этом возникает проблема обеспечения двукратных запасов устойчивости. Сравнивая результаты моделирования, представленные на

рисунке 3.9 и рисунке 3.13 можно сделать вывод, что алгоритм ограничения угла крена вблизи земли с логикой переключения (3.13) при повторном отклонении БРУ по крену позже подключается, что в совокупности с чуть большим значением скорости крена приводит к значительному перерегулированию. Также из анализа представленных на рисунках 3.9, 3.13 результатов моделирования можно видеть, что элероны перемещаются с максимальной скоростью привода 30 град/с. Изменив параметры привода, увеличив добротность внутреннего контура до 150 с^{-1} , добротность внешнего контура до 30 с^{-1} и максимальную скорость до 80 град/с [11], а также скорректировав параметры закона управления $K_{\gamma}^{\text{огр}}$, $K_{\text{ох}}^{\text{огр}}$ и $K_{\beta}^{\text{огр}}$ можно добиться требуемого качества переходных процессов по углу крена, используя логику переключения (3.13), рисунок 3.14. Основываясь на этом можно сделать вывод при использовании логики переключения (3.13), необходимо использовать более мощный привод, что не всегда целесообразно для самолётов транспортной категории.

При отсутствии сигнала угла скольжения в СДУ устранить резкое увеличение угла крена при повторном перемещении педалей используя только логику переключения (3.12) и законы алгоритма ограничителя угла крена вблизи земли (3.1), (3.2), (3.4) не получается. Это можно объяснить тем, что в СДУ, как правило, присутствуют перекрёстные связи из путевого канала управления в поперечный, а также на стоит забывать про момент крена вызванный отклонением руля направления. Одним из способов решения, данной проблемы является модернизация алгоритма ограничителя угла крена вблизи земли следующим образом: управляющий сигнал от лётчика в поперечном канале управления $\delta_{X_3} = K_{ш3} \cdot X_3$, в алгоритмах ограничителя угла крена вблизи земли модифицируется следующим образом:

$$\delta_{X_3} = K_{ш3} \cdot (X_3 + K_{\text{эН}}^{\text{огр}} \cdot X_{\text{Н}}) \quad (3.14)$$

где

$K_{\text{ЭН}}^{\text{огр}}$ – весовой коэффициент, который выбирается основываясь на величине кренящего момента при управлении педалями.

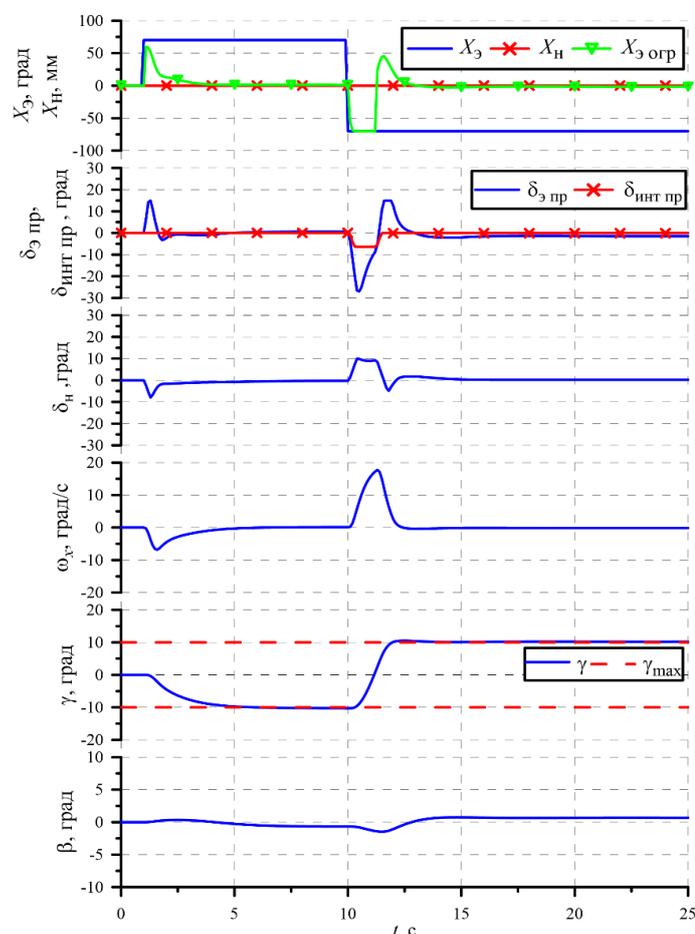


Рисунок 3.14 – Реакция самолёта на знакопеременное отклонение БРУ по крену с логикой переключения (3.13) и изменёнными характеристиками привода (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{\text{ИЗ}}=250$ км/ч)

Используя модифицированный управляющий сигнал от лётчика (3.14) в алгоритмах ограничителя угла крена вблизи земли, законы стабилизации (3.1), (3.2), (3.4) и логику переключения (3.12) были проведены расчёты реакции самолёта с системой управления (в системе отсутствует сигнал угла скольжения) на знакопеременное перемещение педалей на максимальную величину при заданном максимальном угле крена $|\gamma_{\text{max}}| = 10^\circ$. Результаты моделирования представлены на рисунке 3.15. Из рисунка видно, что не происходит резкого увеличения угла крена при повторном перемещении педалей.

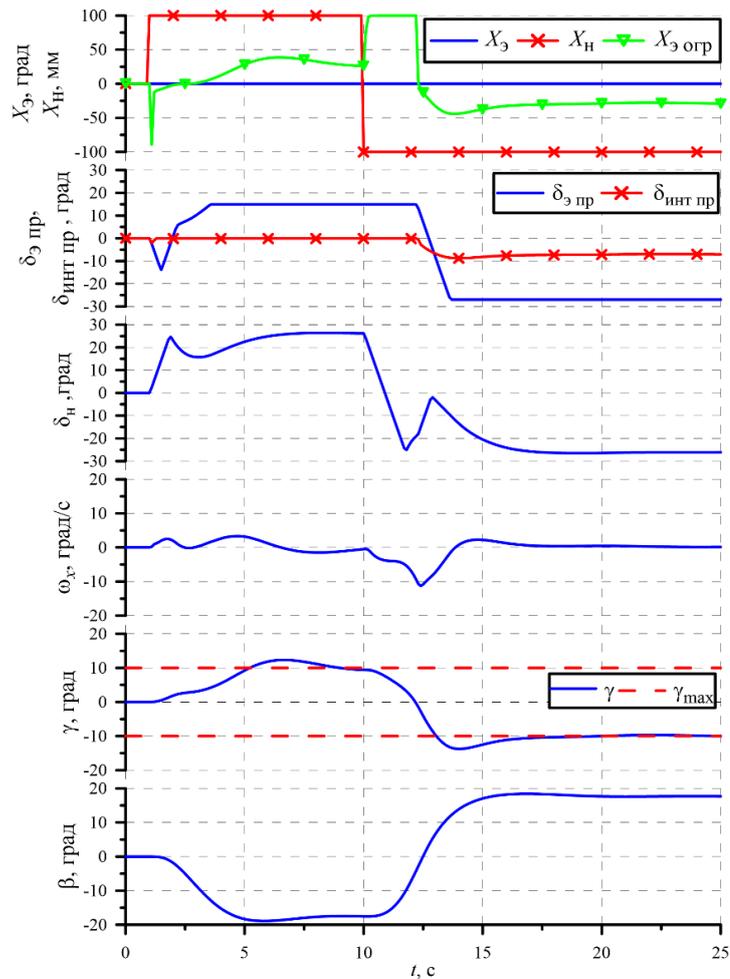


Рисунок 3.15 – Реакция самолёта на знакопеременное перемещение педалей с модифицированным алгоритмом ограничителя угла крена вблизи земли при отсутствии в информационных сигналах СДУ сигнала угла скольжения (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{ИЗ}=250$ км/ч)

Далее будем рассматривать алгоритм ограничения угла крена вблизи земли предполагая, что среди информационных сигналов СДУ присутствует сигнал угла скольжения и соответственно будет применяться законы алгоритма ограничения угла крена вблизи земли разработанные с учётом наличия сигнала угла скольжения.

Рассмотрим реакцию самолёта с ограничителем угла крена на ветровой порыв без управляющих воздействий и с различными управляющими воздействиями.

На рисунке 3.16 представлены результаты моделирования реакции самолёта с ограничителем угла крена вблизи земли на ветровой порыв $W_z=-20$ м/с без вмешательства лётчика в управление (см. рисунок 3.16 а) и на максимальное отклонение БРУ по крену в момент порыва ветра (см. рисунок 3.16 б).

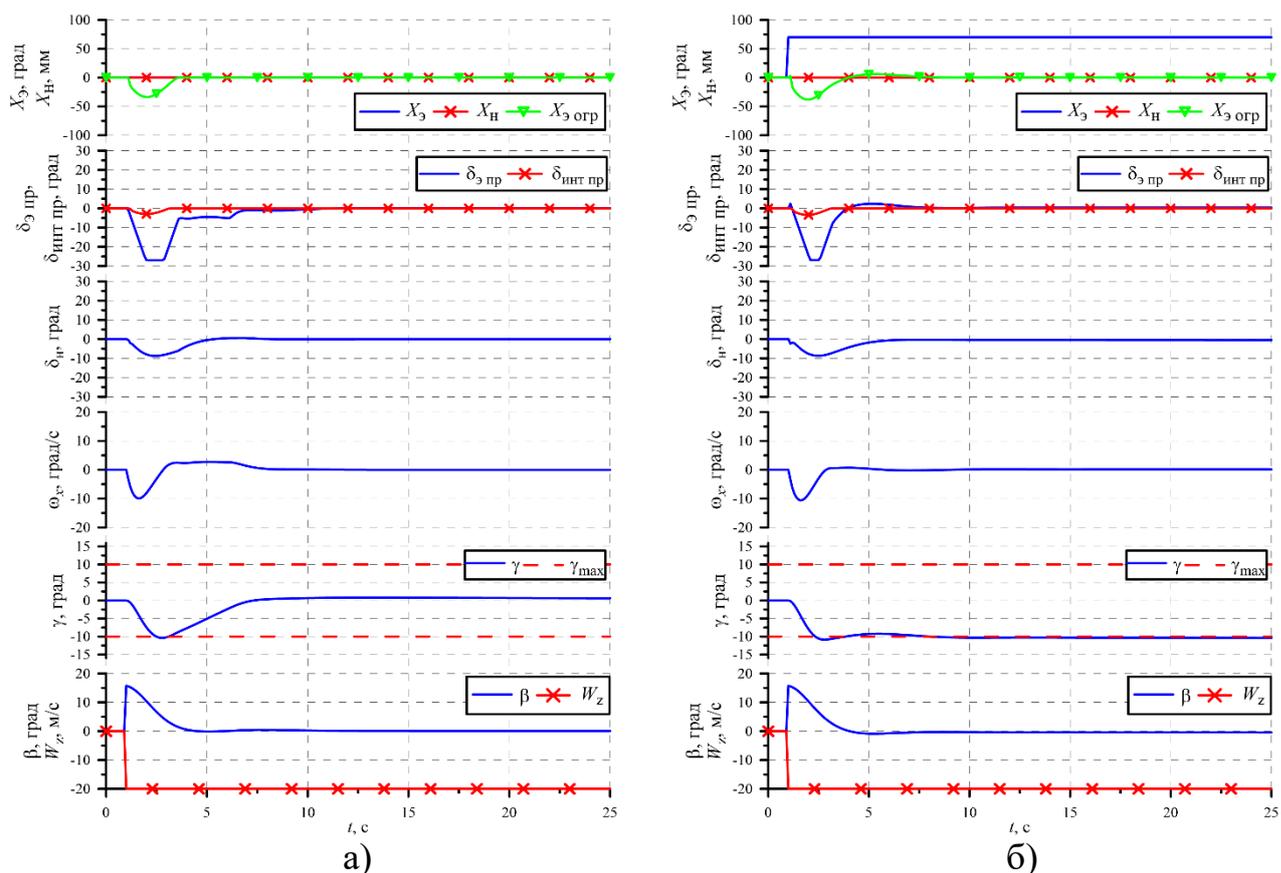


Рисунок 3.16 – Реакция самолёта на ветровой порыв $W_z = -20$ м/с (Режим: конфигурация посадочная, $G = 64500$ кгс, $V_{ИЗ} = 250$ км/ч) (а – без вмешательства в управление, б – порыв ветра способствующий увеличению угла крена одновременно с отклонением БРУ по крену на максимальную величину)

Из рисунка 3.16 видно, что заданный максимальный угол крена не превышаетя как при невмешательстве в управление, так и при одновременном воздействии порыва ветра и управляющем воздействии БРУ по крену направленных на изменение угла крена в одном направлении.

В случае полёта самолёта с углом крена равным заданному максимальному углу крена и воздействия ветрового порыва направленного на увеличение крена, рисунок 3.17 а, самолёт превышает заданный максимальный угол крена ($\approx 4^\circ$), но при этом элероны отклоняются с максимальной скоростью. Затем самолёт вернулся на заданный максимальный угол крена, при этом БРУ по крену остаётся отклонённой на максимальную величину. Превышение максимального угла, в данном случае, объясняется не полностью скомпенсированным приращением момента крена от угла скольжения. Вариацией коэффициента $K_\beta^{огр}$ не удаётся достичь полной компенсации приращения момента крена от угла скольжения,

рисунок 3.17 б. Исключив все динамические и нелинейные звенья из тракта сигнала угла скольжения, а также модели приводов можно добиться практически полной компенсации момента крена от угла скольжения, рисунок 3.17 в. Из рисунка видно, что заброс по углу крена вызванный воздействием ветра практически отсутствует (менее 1°). Учёт реальных фильтров и нелинейной модели привода элеронов с ограничением по скорости $\dot{\delta}_{\gamma \max} = 30$ град/с и добротностью $D=20$ 1/с не позволяет полностью компенсировать момент крена, вызванный порывом ветра (см. рисунок 3.17 а).

Так же была рассмотрена работа ограничителя угла крена вблизи земли при совместном управлении БРУ по крену и педалями. На рисунке 3.18 приведены результаты моделирования реакции самолёта с ограничителем угла крена вблизи земли при совместном управлении БРУ по крену и педалями, управляющие воздействия от БРУ и педалей направлены в стороны создания крена одного знака. Из рисунка 3.18 видно, что при совместном управлении БРУ по крену и педалями возможно значительное превышение заданного максимального угла крена ($>5^\circ$), а затем самолёт возвращается к заданному максимальному углу крена. Но данное поведение самолёта с ограничителем крена вблизи земли нельзя расценивать как существенный недостаток поскольку традиционная модель пилотирования подразумевает при управлении педалями отклонение рычага управления по крену в сторону уменьшения угла крена. Совместное отклонение БРУ по крену и перемещение педалей, направленное на увеличение угла крена можно расценивать как намеренные действия, направленные на превышение заданного максимального угла крена.

Одним из важнейших требований при разработке алгоритмов системы управления самолёта является обеспечение требуемых запасов устойчивости. Поэтому после определения параметров $K_{\gamma}^{\text{опр}}$, $K_{\omega_x}^{\text{опр}}$ и $K_{\beta}^{\text{опр}}$ проводится проверка запасов устойчивости. Для определения запасов устойчивости частотный метод анализа многосвязных систем [39], как известно, ЛАФЧХ нелинейной системы

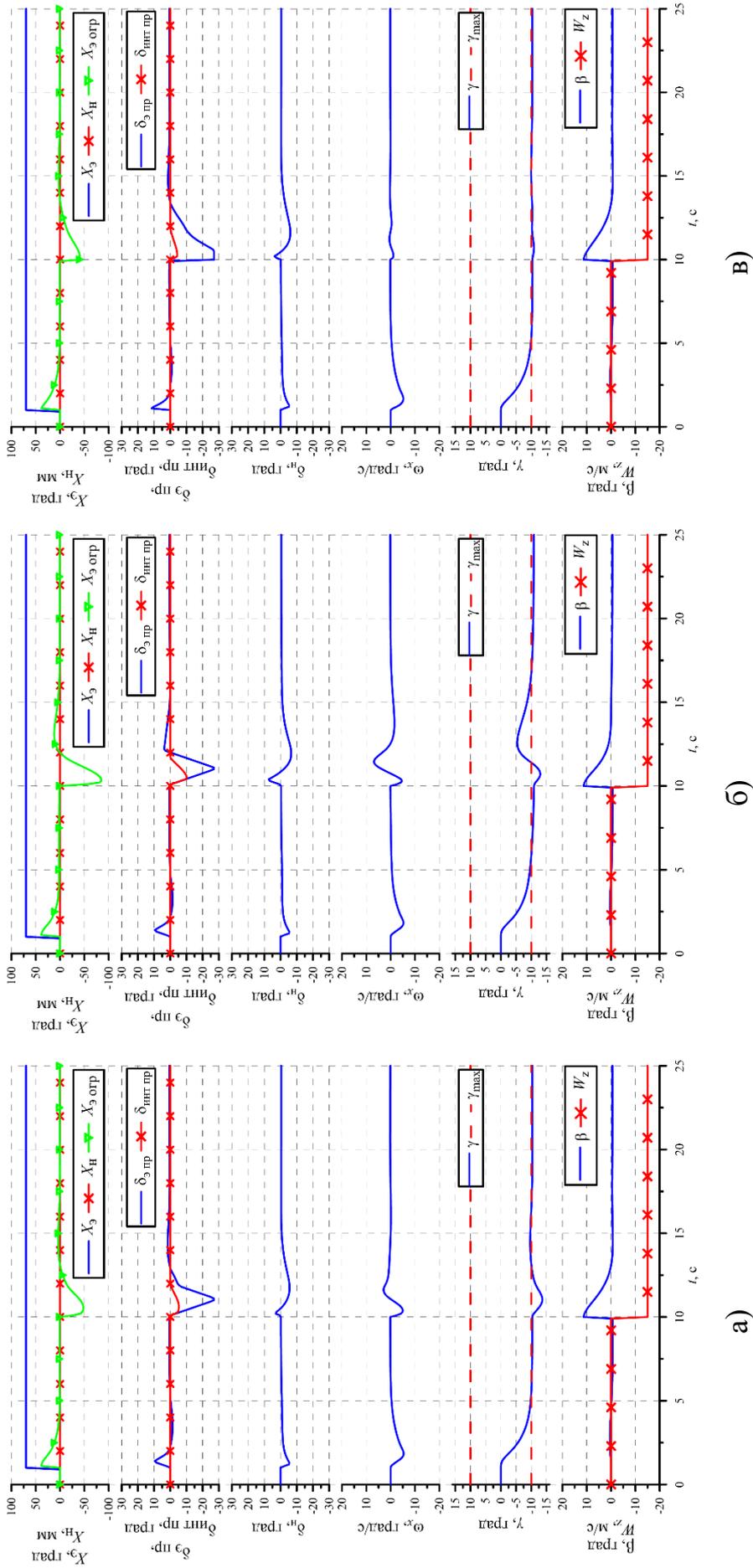


Рисунок 3.17 – Реакция самолёта на ветровой порыв $W_z = -15$ м/с при нахождении самолёта на максимальном угле крена (Режим: конфигурация посадочная, $G = 64500$ кгс, $V_{\text{из}} = 250$ км/ч) (а – ограничитель угла крена вблизи земли с выбранными параметрами, б – коэффициент обратной связи увеличен в два раза, в – из тракта управления исключены фильтр и временное запаздывание по углу скольжения, а также модели приводов)

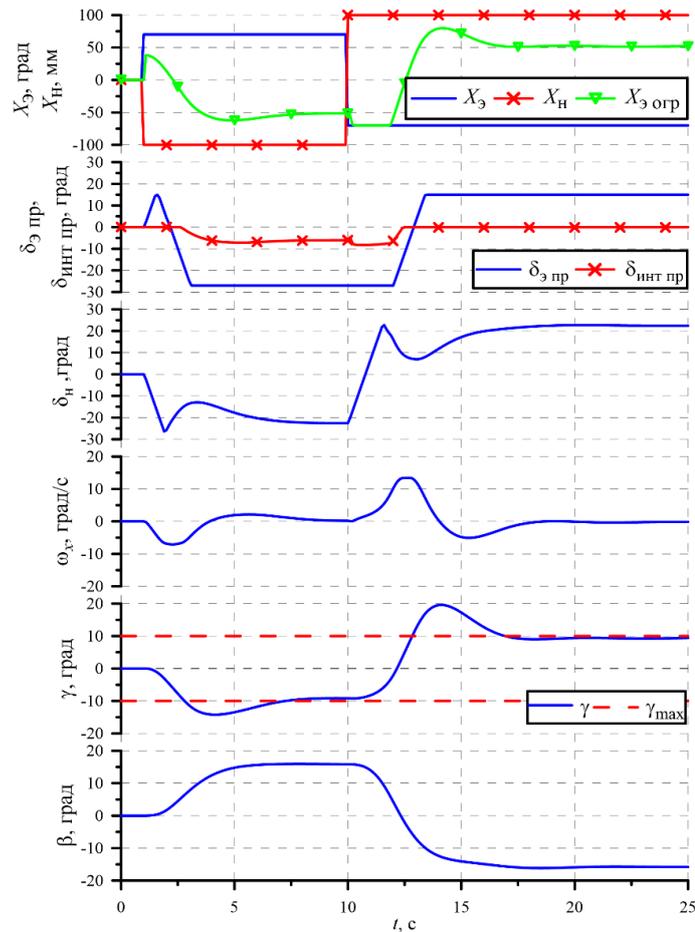


Рисунок 3.18 – Совместное управление БРУ по крену и педалями (Режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{из}=250$ км/ч)

зависит от амплитуды входного сигнала, поэтому для корректного определения запасов устойчивости, необходимо рассматривать несколько амплитуд входного сигнала. На рисунке 3.19, в качестве примера, приведены ЛАФЧХ самолёта с ограничителем угла крена вблизи земли для конфигураций характерных для движения самолёта вблизи земли, размыкание производилось по управляющему сигналу на элероны и управляющему сигналу на руль направления, для амплитуд входного сигнала $A_{вх}=0.1^\circ, 0.5^\circ, 1^\circ$. Анализ представленных ЛАЧХ показывает, что с выбранными параметрами обеспечиваются более чем двукратные запасы устойчивости.

Как известно, при заданных геометрии самолёта и длине основных стоек шасси условия касания ВПП концами крыла можно определить по формуле (3.15) совместно с рисунком 3.20 [49].

$$\operatorname{tg} \gamma_{\kappa} = \operatorname{tg} \psi + \frac{2h_{\text{ш}}}{l-B} - \operatorname{tg} \vartheta \cdot \operatorname{tg} \chi \quad (3.15)$$

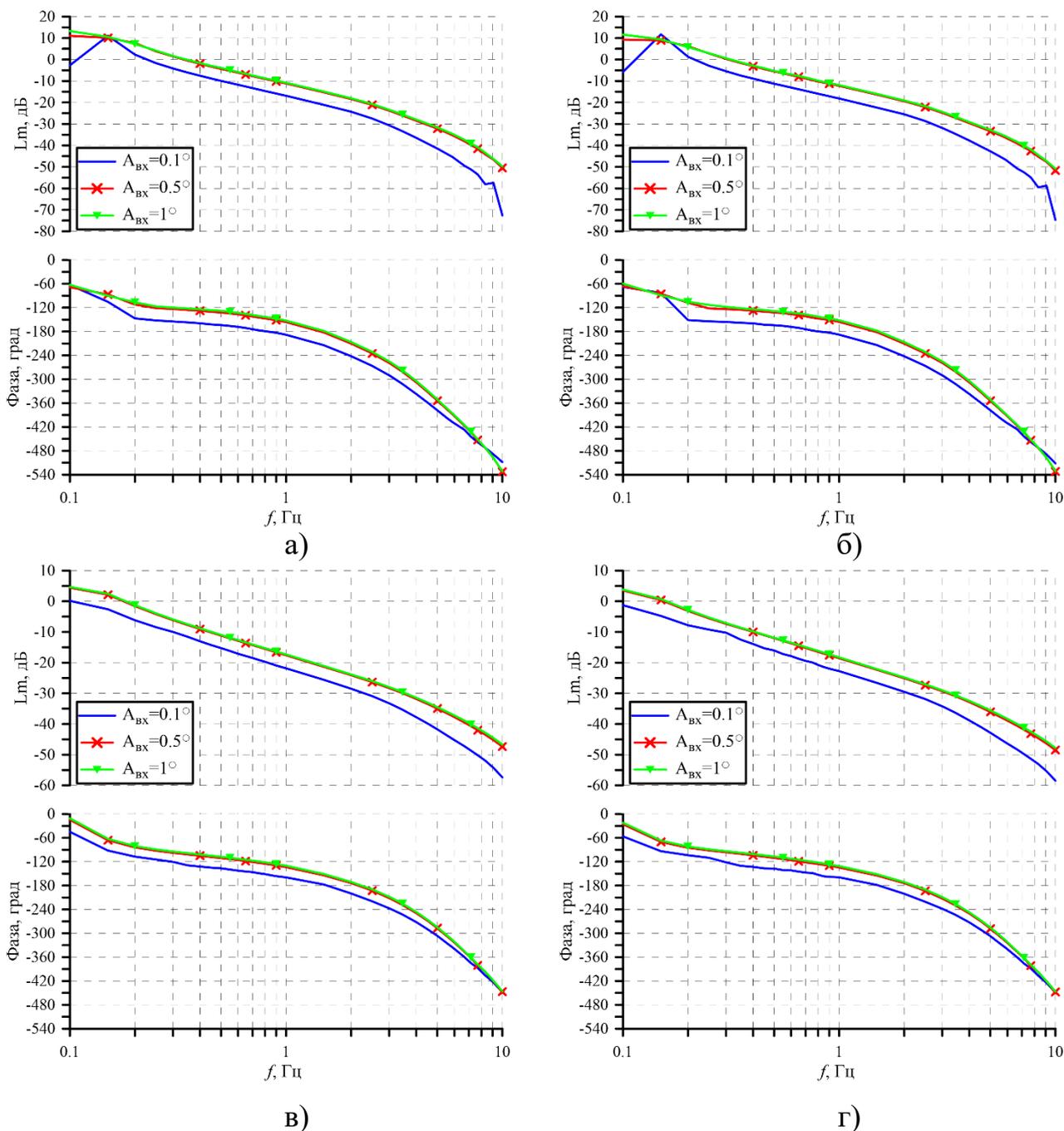


Рисунок 3.19 – ЛАФЧХ разомкнутой системы «самолёт+СДУ» (а – размыкание по управляющему сигналу на элероны, режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{\text{ИЗ}}=250$ км/ч; б – размыкание по управляющему сигналу на элероны, режим: конфигурация взлётная, $G=73500$ кгс, $V_{\text{ИЗ}}=263$ км/ч; в – размыкание по управляющему сигналу на руль направления, режим: конфигурация посадочная, $G=64500$ кгс, $V_{\text{ИЗ}}=250$ км/ч; г – размыкание по управляющему сигналу на руль направления, режим: конфигурация взлётная, $G=73500$ кгс, $V_{\text{ИЗ}}=263$ км/ч).

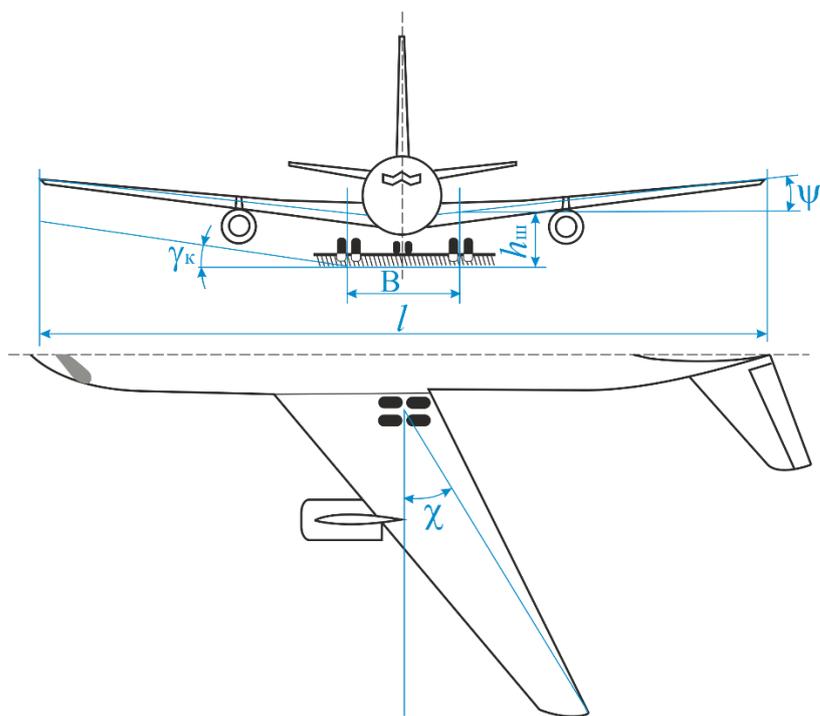


Рисунок 3.20 – Геометрические понятия, связанные с углом крена, допустимом при взлёте и посадке [49].

Подобные условия могут быть найдены и для других частей самолёта. Так, например, ограничение по углу крена из условия касания мотогондолой может быть меньше. Также максимальный угол крена можно определить по трёхмерной модели самолёта, задавая угол тангажа и высоту полёта. В данной работе использована более простая зависимость максимального угла крена, только от высоты полёта при нулевом угле тангажа. На рисунке 3.20 представлена зависимость угла крена, при котором происходит касание какой-либо частью самолёта поверхности ВПП без учёта шасси (красная линия), а также отмечен максимальный угол крена при стоянке на ВПП. Анализируя представленные зависимости можно сделать вывод о том, что на высоте менее 20 м самолёт может создавать углы крена более 90° , но пилотирование с большими углами крена на малой высоте небезопасно, особенно для самолётов транспортной категории, также на взлёте необходимо обеспечить минимально-необходимые градиенты набора высоты, что при значительных углах крена невозможно. Немаловажным аспектом определения зависимости заданного максимального угла крена является её согласованность с другими алгоритмами и функциями, реализованными в СДУ

(ограничение угла крена в воздухе, повышение спиральной устойчивости стабилизация угла крена и, т.д.). В данной работе используется кусочно-линейная зависимость заданного максимального угла крена от высоты полёта (см. рисунок 3.21, зелёная линия).

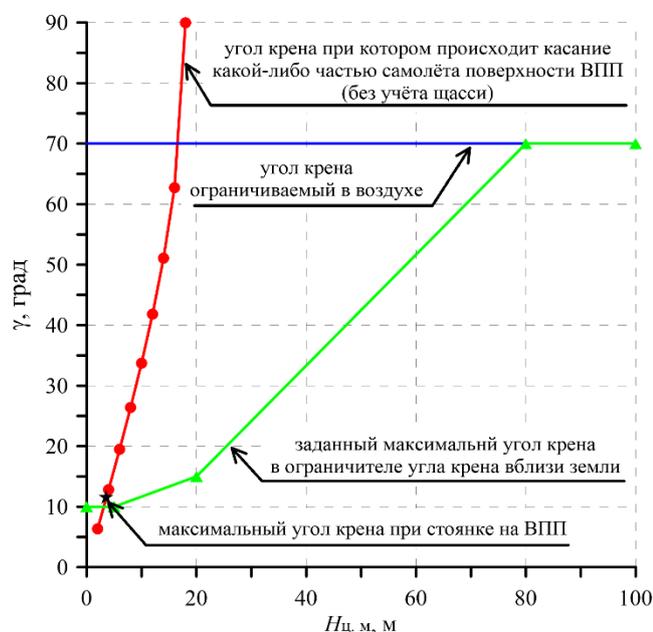


Рисунок 3.21 – Максимальный угол крена

Для оценки пилотажных характеристик самолёта с ограничителем угла крена вблизи земли были проведены стендовые исследования с участием лётчиков испытателей. Стендовые исследования проводились на пилотажном стенде ЦАГИ. Исследования ограничителя угла крена проводились на примере среднемагистрального пассажирского самолёта, описанного в главе 2. В математической модели СУ самолёта использовались нелинейные модели приводов органов управления. А также учитывались временные запаздывания по сигналам обратных связей и по сигналам прямого управления.

В ходе стендовых исследований особое внимание уделялось маневрированию самолёта вблизи земли, выполнялось взлёты, заходы на посадку и уходы на второй круг в различных условиях.

При исследованиях на пилотажном стенде при выполнении манёвров связанных с резким набором высоты, например, взлётов и уходов на второй круг с максимально отклонённой БРУ по крену не удавалось достичь γ_{\max} . Самолёт

отслеживал заданный максимальный угол крена с заметной задержкой, что лётчики оценили, как недостаток данного ограничителя крена. Данное поведение самолёта иллюстрирует рисунок 3.22, на котором представлено моделирование взлёта с максимальным отклонением БРУ по крену в момент начала подъёма носовой стойки. Рисунок показывает, что сразу после отрыва самолёта от ВВП разница между текущим углом крена и заданным максимальным углом крена составляет около 4 градусов, но далее по мере набора высоты, рассогласование увеличивается и к высоте 20 м составляет более 8 градусов.

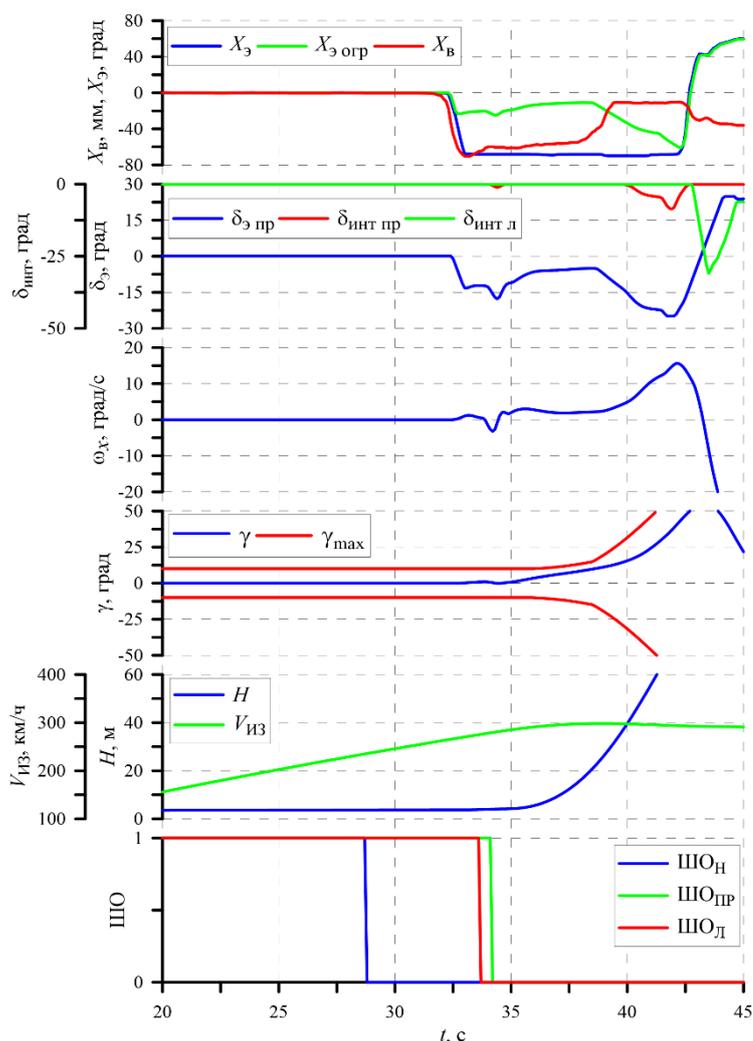


Рисунок 3.22 – Взлёт самолёта, конфигурация взлётная, $G=73500$ кгс (ШО_Н, ШО_{ПР}, ШО_Л – сигналы обжатия носовой, правой и левой стоек шасси соответственно, 1– шасси обжато, 0– шасси разжато)

Для устранения этого недостатка алгоритм ограничителя необходимо доработать с целью внесения прогнозирования заданного максимального угла крена. Прогнозирование может осуществляться как непосредственно для заданного

максимального угла крена, так и для высоты полёта. Непосредственное прогнозирование для заданного максимального угла крена можно осуществлять согласно следующему выражению:

$$\gamma_{\max} = \gamma_{\max H} + K_{\gamma} \cdot \frac{T_{\gamma} \cdot s}{T_{\gamma} \cdot s + 1} \cdot \gamma_{\max H} \quad (3.16)$$

где

$\gamma_{\max H}$ – зависимость максимального угла крена от высоты полёта (см. рисунок 3.21, зелёная линия);

Параметры K_{γ} и T_{γ} выбираются таким образом, чтобы текущий угол крена не превышал заданный максимальный угол крена более чем на 1° .

При прогнозировании высоты полёта можно использовать следующие выражение:

$$H_{\text{кор}} = H + K_H \cdot \frac{T_H \cdot s}{T_H \cdot s + 1} \cdot H \quad (3.17)$$

Скорректированный сигнал высоты $H_{\text{кор}}$ подаётся в ограничитель угла крена вблизи земли для вычисления заданного максимального угла крена. Параметры K_H и T_H также выбираются таким образом, чтобы текущий угол крена не превышал заданный максимальный угол крена более чем на 1° .

Возможны и другие способы прогнозирования заданного максимального угла крена, например, с использованием сигнала вертикальной скорости V_y .

Далее при стендовых исследованиях для прогнозирования заданного максимального угла крена будем использовать выражение (3.16). Зависимость заданного максимального угла крена от высоты полёта $\gamma_{\max H}$, используемая входе стендовых исследований представлена на рисунке 3.23.

Для демонстрации эффективности использования прогнозирования заданного максимального угла крена было проведено стендовое моделирование. В ходе стендового моделирования выполняли различные манёвры по крену связанные с резким изменением высоты. Результаты моделирования взлёта с максимальным отклонением БРУ по крену представлены на рисунке 3.24. При

выполнении взлёта БРУ отклонялась в момент непосредственно перед отрывом основных стоек шасси, по мере набора высоты заданный максимальный угол крена не превышался и отслеживается с достаточно точно.

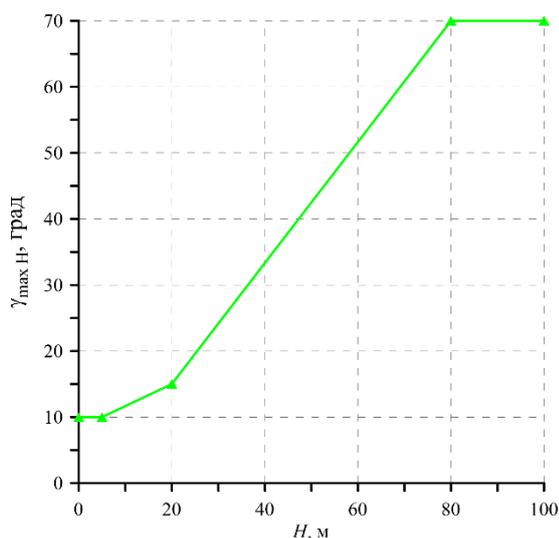


Рисунок 3.23 – Заданный максимальный угол крена $\gamma_{\max H}$.

При интенсивном маневрировании вблизи земли, фрагмент стендового моделирования представлен на рисунке 3.25, лётчик выполнял манёвры с максимальными отклонениями БРУ по крену. Из рисунка видно, заданный максимальный угол крена не превышаетя, несмотря на то, что, в процессе маневрирования, были реализованы сравнительно большие скорости крена до $|\omega_x| \approx 18$ град/с. В обоих случаях при интенсивных дачах максимальный угол крена не был превышен и отслеживался очень точно.

В процессе стендовых исследований проводилась оценка влияния на характеристики управляемости в поперечном канале, самолёта с ограничителем угла крена вблизи земли, в условиях бокового ветра. Для этого выполнялись стендовое моделирование посадок в условиях бокового ветра как постоянного, так и в условиях порыва на малой высоте. На рисунке 3.26 представлен фрагмент моделирования посадки самолёта в условиях порыва ветра на малой высоте. Из рисунка видно, что даже при посадке с сильным боковым ветром ($W_z=15$ м/с), сопровождающейся управлением БРУ и педалями, самолёт не превышает заданный максимальный угол крена $\gamma_{\max H}$. На рисунках 3.27-3.28 представлены фрагменты

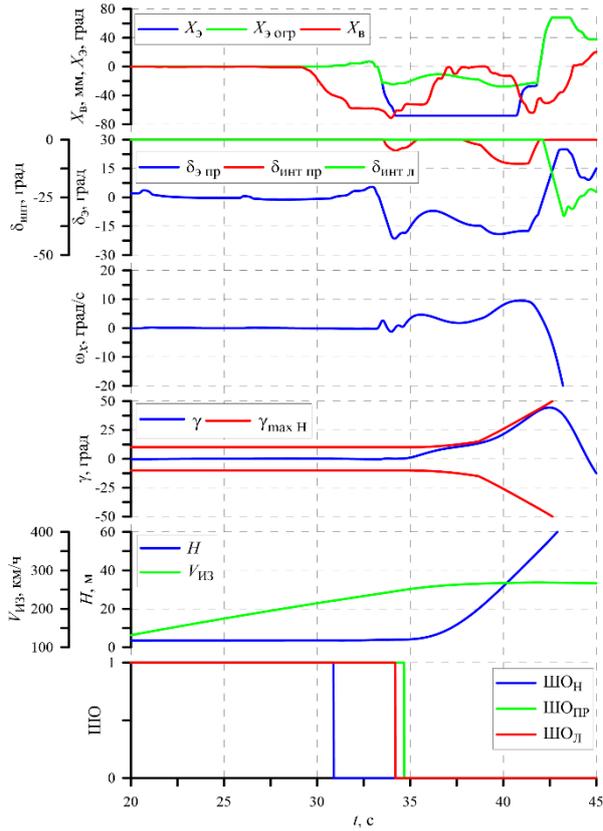


Рисунок 3.24 – Взлёт самолёта

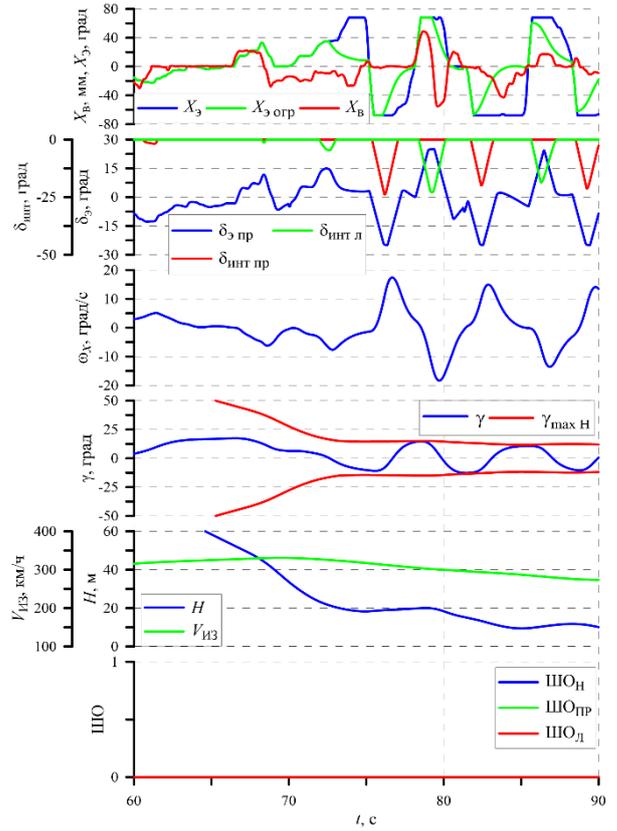


Рисунок 3.25 – Маневрирование по крену на малой высоте

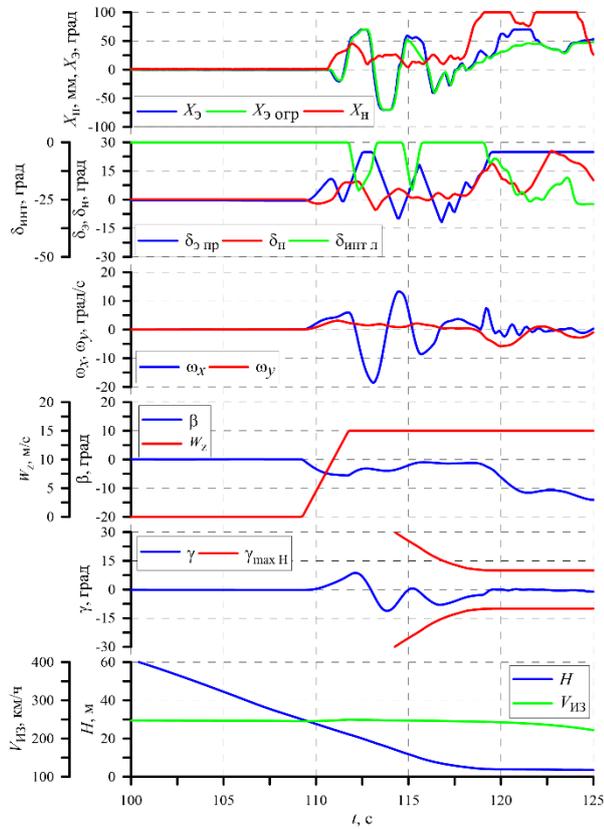


Рисунок 3.26 – Посадка с порывом бокового ветра

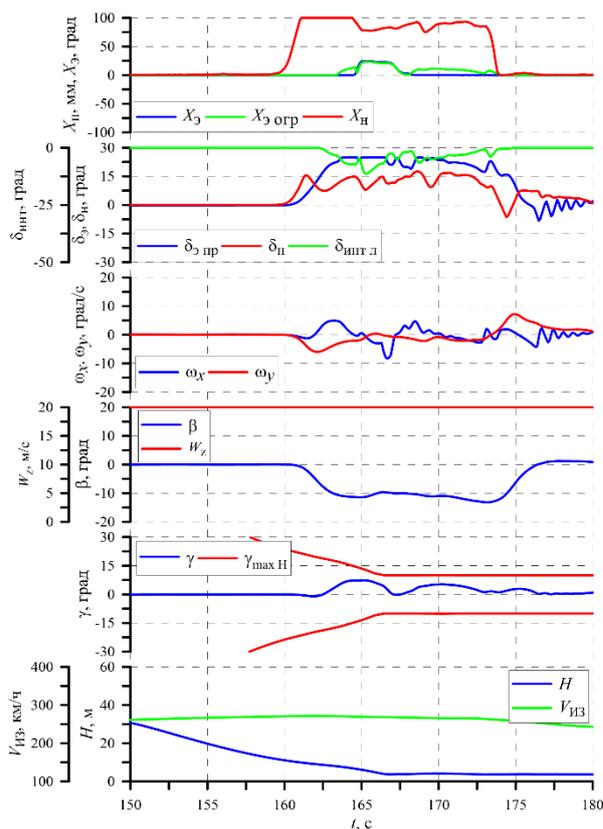


Рисунок 3.27 – Посадка с боковым ветром $W_z=20$ м/с

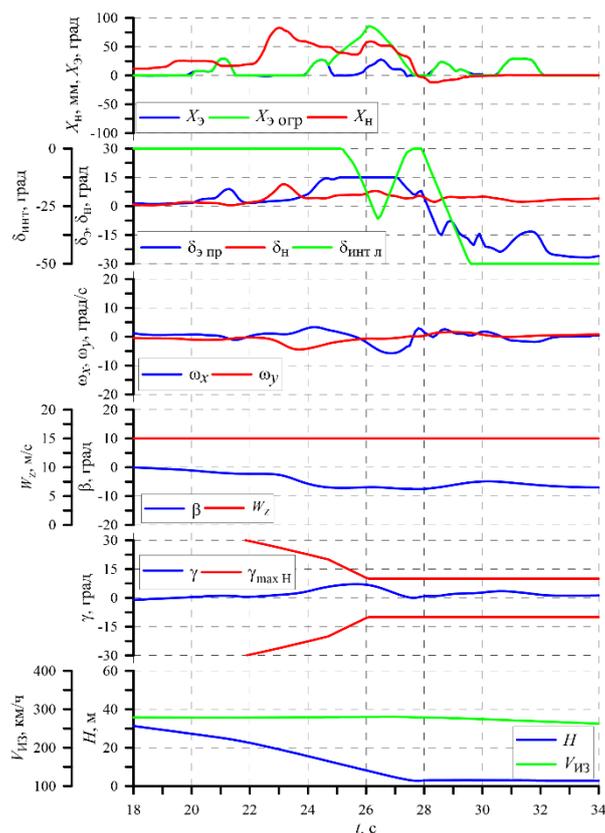


Рисунок 3.28 – Посадка с боковым ветром $W_z=15$ м/с

моделирования посадки в условиях постоянного бокового ветра. Рисунки показывают, что при управлении педалями (выравнивание самолёта вдоль оси ВПП) и малом вмешательстве лётчика в поперечное управление функция ограничения угла крена вблизи земли подключается к управлению, препятствуя развитию угла крена, вызванного скольжением.

В результате стендовых исследований лётчики отметили, что использование предлагаемого алгоритма не меняет стереотип управления. Хотя характеристики управляемости в поперечном канале изменяются, при подключении ограничителя угла крена вблизи земли, но в этом случае необходим компромисс между изменением характеристик управляемости в поперечном канале и предотвращением касания земли консолью крыла или мотогондолой.

Для среднемагистрального пассажирского самолёта разработан алгоритм ограничения угла крена вблизи поверхности земли. Данный алгоритм основан на

принципе переключения управляющего сигнала от лётчика на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена при опасности его превышения.

Полученными результатами расчётных исследований и стендового моделирования моделирования на пилотажном стенде с участием лётчиков-испытателей (отзывы лётчиков представлены в Приложении) продемонстрировано, что ограничитель угла крена вблизи земли разработанный для среднемагистрального пассажирского самолёта надёжно ограничивает заданный максимальный угол крена как при управляющих действиях лётчика, так и при ветровых порывах, тем самым, не допуская касания крылом или мотогондолой поверхности ВПП. Данный ограничитель может быть использован в алгоритмах СДУ самолётов, для которых максимальный угол крена, ограничиваемый их геометрией мал и может быть непреднамеренно превышен при выполнении маневрирования вблизи земли.

Описанный алгоритм обладает рядом преимуществ по сравнению с системой предотвращения касания крылом ВПП предлагаемой в работе [50], к ним можно отнести предлагаемый в диссертационной работе алгоритм не требует установки дополнительных датчиков на самолёт и обладает сравнительно простой структурой.

Проведённые расчётные и стендовые исследования продемонстрировали, что предложенный алгоритм ограничения угла крена, включённый в состав СДУ современных магистральных самолётов, позволяет эффективно предотвращать касание частями самолёта поверхности ВПП при ошибках пилотирования на режимах взлёта и посадки. Данный алгоритм рекомендован и включён в алгоритмы самолёта МС–21–300.

Глава 4.

Разработка интегральных законов управления в боковом канале

Современные перспективные магистральные самолёты оснащены цифровыми дистанционными системами управления, обеспечивающих высокую безопасность полёта и комфорт управления. В продольном канале современная СДУ использует интегральный закон управления, обеспечивающий заданные характеристики управляемости $X_B^{n_y}$, X_B^α , ограничение угла атаки, перегрузки, угла тангажа, скорости полёта, а также автоматическую балансировку самолёта. В боковом канале на существующих магистральных самолётах используются статические законы управления, которые обеспечивают удовлетворительные характеристики управляемости, стабилизацию угла крена, а также функцию ограничения угла крена.

Переход на интегральные законы в каналах элеронов и руля направления позволит:

- обеспечить заданные градиенты управляемости $X_\omega^{\omega_x}$, X_ω^γ , X_H^β и $X_H^{\omega_x}$;
- обеспечить ограничение заданной максимальной скорости крена при максимальных отклонениях БРУ по крену;
- повысить точность стабилизации и ограничения угла крена;
- реализовать функцию ограничения угла скольжения заданной величиной;
- реализовать функцию автоматической балансировки в поперечном и путевом канале управления.

Интегральные (астатические) законы управления в боковом канале используются в СУ маневренных самолётов [7, 26]. Большой вклад в развитие и внедрение интегральных законов управления для маневренных самолётов внесли Ю.Б. Дубов, Ю.Г. Живов, А.М. Поединок, А.Н. Митриченко. Разработанные ими алгоритмы позволяют реализовать раздельное управление углом скольжения и скоростью крена в полусвязанной системе координат. Данные алгоритмы реализуют вращение продольной оси самолёта вокруг вектора скорости при отклонении ручки управления по крену (при постоянном угле атаки и малом угле

скольжения) и вращению продольной оси самолёта вокруг полусвязанной вертикальной оси при отклонении педали (при малом изменении угла атаки). В работах [7, 26, 51, 52] предлагается использовать законы управления в боковом канале в виде суммы двух составляющих, одна из которых обеспечивает компенсацию собственных аэродинамических характеристик самолёта, а другая – заданное боковое движение самолёта. Предлагаемые в работах [7, 26, 51, 52] алгоритмы управления боковым движением самолёта обеспечивают:

- близкие к модельным движения относительно полусвязанных осей;
- вращение относительно вектора скорости при отклонении ручки управления по крену и согласование движения по крену и рысканью при отклонении педалей;
- ограничение скорости крена и угла скольжения их допустимыми значениями при максимальных отклонениях рычагов управления;
- парирование возмущающих моментов, вызванных несимметрией.

Также стоит отметить вклад в разработку и внедрение интегральных законов управления в боковом канале Ю.Г. Оболенского и его коллег [53]. Ими был рассмотрен подход к построению модальной системы с астатическим законом управления по невязке в системе дистанционного управления летательным аппаратом пятого поколения. Предложен алгоритм формирования параметров эталонной модели, основанный на разделении желаемых характеристик для канала крена и канала рысканья, а также показано, что предложенный способ управления обеспечивает заданное качество процессов управления во всей области применения.

4.1 Интегральный закон управления в поперечном канале

В поперечном канале предлагается реализовать интегральный закон управления скоростью крена и углом крена. В работе рассматриваются две концепции управления в поперечном канале:

- в заданном диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена (см. рисунок 4.1 а);
- в заданном диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену направленном на создание угла крена противоположенного знака осуществляется управление скоростью крена (см. рисунок 4.1 б).

При управлении педалями в диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ управление осуществляется скоростью крена, вне этого диапазона управление осуществляется углом крена.

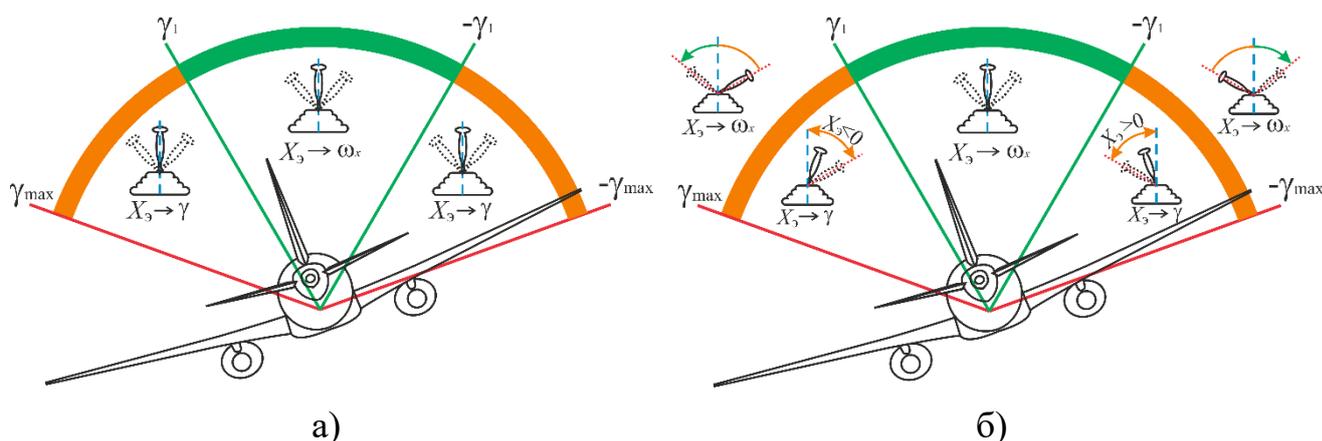


Рисунок 4.1 – Концепция управления в поперечном канале.

Для управления в поперечном канале у рассматриваемого самолёта используются элероны и интерцепторы поэтому в дальнейшем при описании закона управления в поперечном канале будет использоваться обозначение δ_{Σ} – суммарный управляющий сигнал на органы поперечного управления.

Интегральный закон управления скоростью крена основан на принципах комбинированного управления, т.е. для процесса управления кроме сигнала пропорционального изменению скорости крена используется сигнал управления от лётчика:

$$\delta_{\omega_x} = K_y^{\omega_x} \cdot \omega_{x3} + K_{\Pi}^{\omega_x} \cdot \Delta\omega_x + K_{И}^{\omega_x} \cdot \frac{1}{s} \cdot \Delta\omega_x \quad (4.1)$$

где

$$\Delta\omega_x = \omega_{x\phi} - \frac{1}{T_{\phi}^{\omega_{x3}} \cdot s + 1} \cdot \omega_{x3} \quad (4.2)$$

$K_y^{\omega_x}$, $K_{\Pi}^{\omega_x}$ и $K_{И}^{\omega_x}$ – параметры закона управления скоростью крена;

ω_{x3} – заданная скорость крена;

s – оператор Лапласа.

На рисунке 4.2 представлены результаты сравнительного моделирования движения самолёта с законом управления (4.1) при наличии апериодического фильтр

$\frac{1}{T_{\phi}^{\omega_{x3}} \cdot s + 1}$ и без него. Перерегулирование объясняется наличием различного рода

нелинейностей, в частности при моделировании привод элеронов достигает своей максимальной скорости, которые вносят дополнительные запаздывания и ограничения в тракт управления, что в свою очередь, приводит к «накоплению» управляющего сигнала в интегральной ветви закона управления – это и является основной причиной появления перерегулирования в переходном процессе по скорости крена. Таким образом, уменьшив темп изменения сигнала заданной скорости крена ω_{x3} можно уменьшить и перерегулирование в переходном процессе по скорости крена. Для уменьшения темпа изменения сигнала заданной скорости крена ω_{x3} и используется апериодический фильтр. Из рисунка видно, что применение апериодического фильтра при вычислении разницы между текущей скоростью крена ω_x и заданной скоростью крена ω_{x3} позволяет существенно уменьшить перерегулирование переходного процесса по скорости крена.

После превышения углом крена, по абсолютному значению, величины γ_1 алгоритм управления в поперечном канале должен переключиться на **интегральный закон управления углом крена:**

$$\delta_{\gamma} = K_{\Pi}^{\gamma} \cdot \Delta\gamma + \frac{1}{s} \cdot \left(K_{И}^{\gamma} \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_3) + K_{\dot{\gamma}} \cdot \dot{\gamma} \right) + K_{\Pi}^{\omega_x} \cdot \omega_{x\phi} \quad (4.3)$$

где

$K_{\Pi}^{\omega_x}$, K_{Π}^{γ} и $K_{\dot{\gamma}}$ – параметры закона управления;

$$\Delta\gamma_3 = \begin{cases} 0 & \text{при } |\gamma_3| \leq \gamma_1 \\ \gamma_3 - \gamma_1 \cdot \text{sign}(\gamma_3) & \text{при } |\gamma_3| > \gamma_1 \end{cases} \quad (4.4)$$

γ_3 – заданный угол крена;

$$\Delta\gamma = \begin{cases} 0 & \text{при } |\gamma_{\phi}| \leq \gamma_1 \\ \gamma_{\phi} - \gamma_1 \cdot \text{sign}(\gamma_{\phi}) & \text{при } |\gamma_{\phi}| > \gamma_1 \end{cases} \quad (4.5)$$

$\dot{\gamma}$ – вычисляемое значение производной угла крена:

$$\dot{\gamma} = \omega_{x\phi} - \text{tg}\vartheta_{\phi} \cdot (\omega_{y\phi} \cdot \cos \gamma_{\phi} - \omega_{z\phi} \cdot \sin \gamma_{\phi}) \quad (4.6)$$

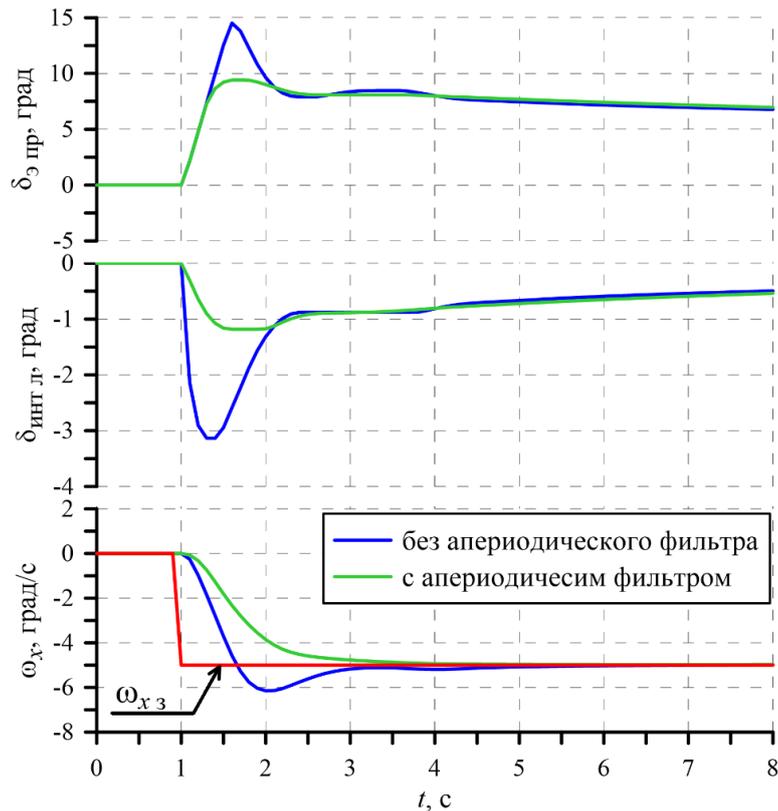


Рисунок 4.2 – Выход самолёта на заданную скорость крена

Слагаемое $K_{\Pi}^{\gamma} \cdot \Delta\gamma$ введено для компенсации управляющего сигнала от лётчика

$K_{\gamma}^{\omega_x} \cdot \omega_{x3}$ при приближении самолёта к заданному углу крена γ_3 . Слагаемые $K_{\dot{\gamma}} \cdot \dot{\gamma}$

и $K_{\Pi}^{\omega_x} \cdot \omega_{x\phi}$ введены для улучшения переходного процесса по углу крена.

Также в алгоритмах управления в поперечном канале предусмотрена функция стабилизации угла крена подключаемая по логике совмещённого управления. Признак подключения функции стабилизации угла крена St_γ дискретные значения: $St_\gamma=1$ —стабилизация крена включена; $St_\gamma=0$ —стабилизация крена отключена. Функция стабилизации угла крена реализована посредством подключения обратной связи по углу крена. Для учёта влияния угла скольжения на динамику в поперечном канале необходимо ввести дополнительную обратную связь по углу скольжения:

$$\delta_{\delta_3}^\beta = K_{\delta_3}^\beta \cdot (\beta_\phi + K_{\dot{\beta}}^{\delta_3} \cdot \dot{\beta}) \quad (4.7)$$

где

$K_{\delta_3}^\beta$ и $K_{\dot{\beta}}^{\delta_3}$ – коэффициенты сигнала обратной связи;

$\dot{\beta}$ – вычисленное значение производной угла скольжения:

$$\dot{\beta} = \frac{g}{V} (n_{z\phi} + \cos \vartheta_\phi \cdot \sin \gamma_\phi) + \omega_{y\phi} \cdot \cos \alpha_\phi + \omega_{x\phi} \cdot \sin \alpha_\phi \quad (4.8)$$

где

$n_{z\phi}$, ϑ_ϕ , γ_ϕ , α_ϕ , $\omega_{y\phi}$ и $\omega_{x\phi}$ – фильтрованные значения боковой перегрузки, угла тангажа, угла крена, угла атаки, скорости рысканья и скорости крена соответственно.

При необходимости обеспечения заданной реакции по крену при управлении педалями, а также для компенсации возмущающих моментов, возникающих при управлении в путевом канале необходимо предусмотреть перекрёстные связи из путевого канала управления в поперечный. В данной работе для управления самолётом в путевом канале используется интегральный закон управления углом скольжения. С учётом этого выражение для перекрёстной связи будет иметь вид:

$$\delta_{\delta_3}^{\delta_n} = K_{\delta_3}^{\delta_n} \cdot \delta_{n\Sigma} + K_{\beta_3}^{\delta_3} \cdot \frac{T_{\beta_3}^{\delta_3} \cdot s}{T_{\beta_3}^{\delta_3} \cdot s + 1} \cdot \beta_3 \quad (4.9)$$

где

$K_{\delta_3}^{\delta_H}$, $K_{\beta_3}^{\delta_3}$ и $T_{\beta_3}^{\delta_3}$ – параметры перекрёстной связи из путевого канала управления в поперечный;

$\delta_{H\Sigma}$ – суммарный управляющий сигнал на руль направления;

β_3 – заданный угол скольжения.

Заданная скорость крена ω_{x3} является функцией отклонения БРУ по крену и перемещения педалей, в данной работе рассматривается кусочно-линейная зависимость заданной скорости крена от отклонения БРУ по крену и линейная зависимость заданной скорости крена от перемещения педалей:

$$\omega_{x3} = \omega_{x3X_3} + \omega_{x3X_H} \quad (4.10)$$

где

$$\omega_{x3X_3} = \begin{cases} -K_{X_3}^{\omega_{x3}} \cdot X_{\phi 1} + (X_{\phi} + X_{\phi 1}) \cdot \frac{(\omega_{x \max} + K_{X_3}^{\omega_{x3}} \cdot X_{\phi 1})}{(-X_{\phi \max} + X_{\phi 1})} & \text{при } -X_{\phi \max} \leq X_{\phi} \leq -X_{\phi 1} \\ K_{X_3}^{\omega_{x3}} \cdot X_{\phi} & \text{при } -X_{\phi 1} < X_{\phi} < X_{\phi 1} \\ K_{X_3}^{\omega_{x3}} \cdot X_{\phi 1} + (X_{\phi} - X_{\phi 1}) \cdot \frac{(-\omega_{x \max} - K_{X_3}^{\omega_{x3}} \cdot X_{\phi 1})}{(X_{\phi \max} - X_{\phi 1})} & \text{при } X_{\phi 1} \leq X_{\phi} \leq X_{\phi \max} \end{cases} \quad (4.11)$$

$$\omega_{x3X_H} = K_{X_H}^{\omega_{x3}} \cdot X_{H\phi} \quad (4.12)$$

$X_{\phi 1}$ – величина отклонения БРУ по крену, в пересчёте на градусы отклонения штурвала, после которой начинается изменение градиента управляемости $X_3^{\omega_x}$, в данной работе $X_{\phi 1} = 35^\circ$;

$K_{X_3}^{\omega_{x3}}$ – коэффициент определяющий градиент управляемости $X_3^{\omega_x}$ при малом и среднем отклонении БРУ по крену ($-X_{\phi 1} < X_3 < X_{\phi 1}$). Коэффициент $K_{X_3}^{\omega_{x3}}$ может изменяться в зависимости от режима полёта, в данной работе он выбран постоянным $K_{X_3}^{\omega_{x3}} = -0.13, \text{с}^{-1}$.

$\omega_{x \max}$ – заданная максимальная скорость крена, в данной работе принята постоянной для всех режимов полёта $\omega_{x \max} = 18 \text{ град/с}$;

$X_{\phi \max} = 70^\circ$ – максимальное отклонение БРУ по крену, пересчитанное на градусы отклонения штурвала.

$K_{X_H}^{\omega_{x_3}}$ – коэффициент определяющий градиент управляемости $X_H^{\omega_x}$, в данной работе он принят постоянным $K_{X_H}^{\omega_{x_3}} = 0.05 \frac{\text{град}}{\text{мм} \cdot \text{с}}$, таким образом максимальному перемещению педалей $X_H = X_{H \max} = 100$ мм соответствует заданная скорость крена $\omega_{x \max X_H} = 5$ град/с.

Общий вид зависимостей, реализованных выражениями (4.11) и (4.12) представлен на рисунке 4.3.

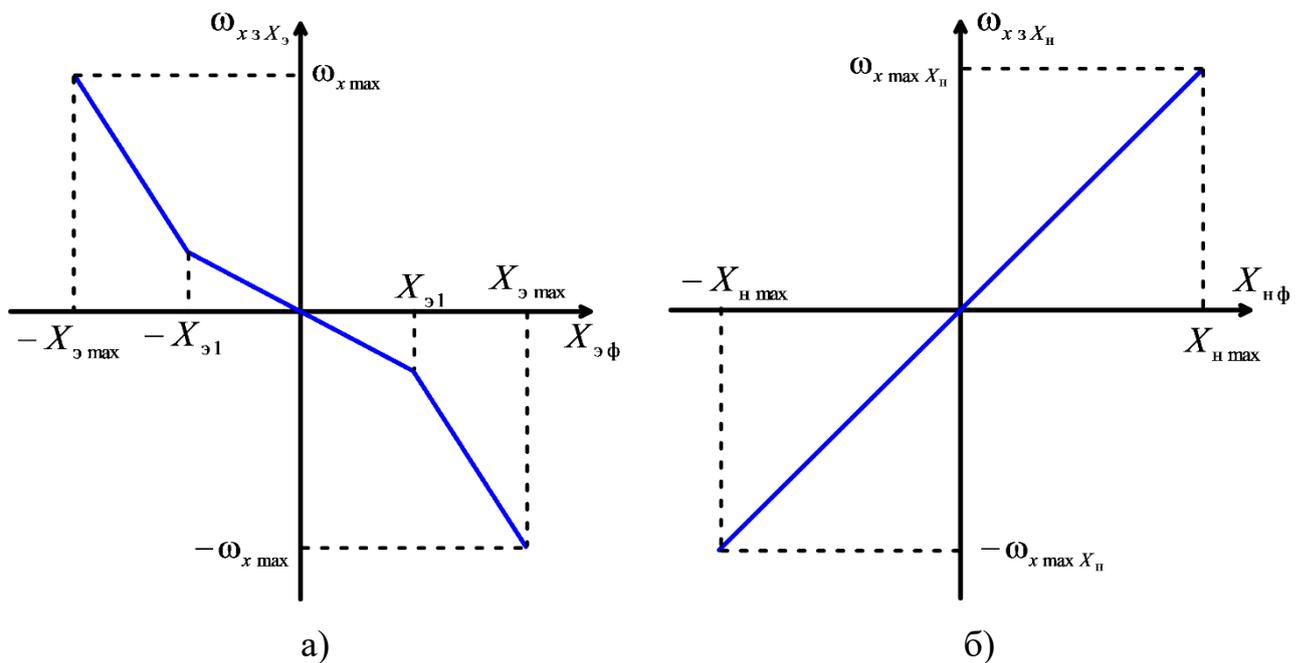


Рисунок 4.3 – Зависимость заданной скорости крена от положения рычагов управления в боковом канале (а – зависимость заданной скорости крена от отклонения БРУ по крену, б – зависимость заданной скорости крена от перемещения педалей).

Заданный угол крена γ_3 является функцией только отклонения БРУ по крену:

$$\gamma_3 = -\frac{\gamma_{\max} - \gamma_1}{X_{э \max}} \cdot X_{э\phi} + \gamma_1 \cdot \text{sign}\left(-\frac{\gamma_{\max} - \gamma_1}{X_{э \max}} \cdot X_{э\phi}\right) \quad (4.13)$$

Таким образом при максимальном отклонении БРУ по крену будет ограничиваться угол крена $|\gamma| = \gamma_{\max}$, а при управлении педалями будет ограничиваться угол крена

$\gamma_1 \leq |\gamma| < \gamma_{\max}$. Общий вид зависимости, реализуемой выражением (4.13) представлен на рисунке 4.4.

Значения γ_1 и γ_{\max} зависят от угла атаки – уменьшаются с увеличением угла атаки, общий вид зависимостей γ_1 и γ_{\max} от угла атаки представлен на рисунке 4.5.

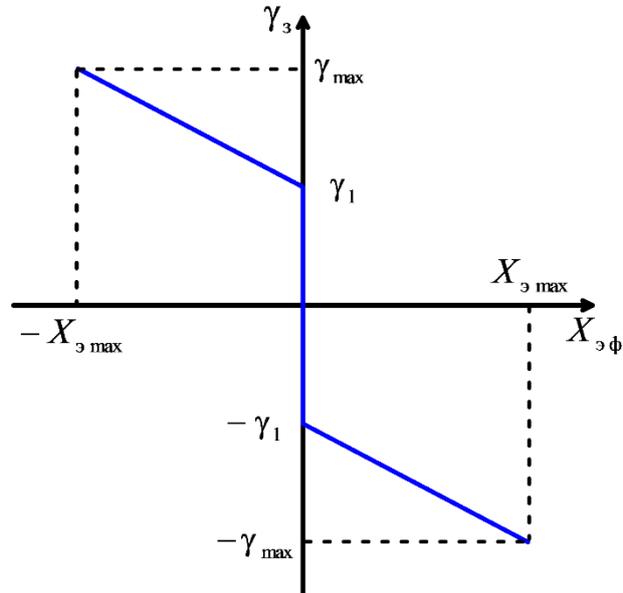


Рисунок 4.4 – Зависимость заданного угла крена γ_3 от отклонения БРУ по крену

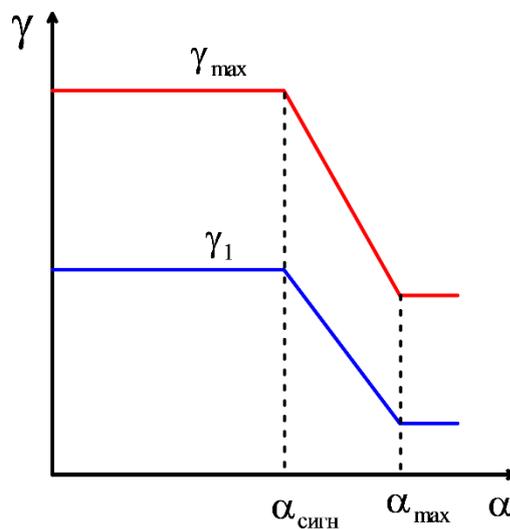


Рисунок 4.5 – Зависимость γ_1 и γ_{\max} от угла атаки

Для реализации предлагаемых концепций управления (см. рисунок 4.1) необходимо осуществлять безударное и корректное переключение между законами управления скоростью крена, углом крена и стабилизацией крена.

В данной работе для переключения между законами управления скоростью крена и углом крена согласно концепции изображённой на рисунке 4.1 а (в заданном диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена) используется функция $F_\gamma^{\omega_x}$, данная функция зависит от величины угла крена и направления его изменения. Функция $F_\gamma^{\omega_x}$ – логическая, т.е. имеет два значения $F_\gamma^{\omega_x} = 1$ (True) и $F_\gamma^{\omega_x} = 0$ (False) и определяется согласно следующему выражению:

$$F_{\gamma_i}^{\omega_x} = \text{AND} \left[\left[|\gamma_\phi| < (\gamma_1 + \gamma_z); \text{OR} \left(F_{\gamma_{i-1}}^{\omega_x}; |\gamma_\phi| \geq (\gamma_1 - \gamma_z) \right) \right] \right] \quad (4.14)$$

где

AND – логическое «И»;

OR – логическое «ИЛИ»;

γ_z – величина определяющая величину зоны, относительно γ_1 , переключения между законом управления скоростью крена и углом крена;

$i=1 \dots N$ – номер шага интегрирования.

Таким образом при значении $F_\gamma^{\omega_x} = 1$ – управление скоростью крена, $F_\gamma^{\omega_x} = 0$ – управление углом крена. Вид функции $F_\gamma^{\omega_x}$ реализованной согласно выражению (4.14) представлен на рисунке 4.6.

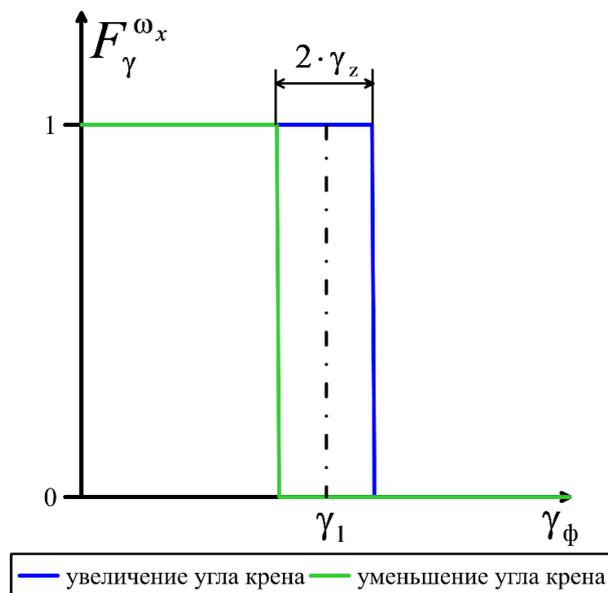


Рисунок 4.6 – Вид функции $F_\gamma^{\omega_x}$ при изменении угла крена

Для переключения между законами управления скоростью крена и углом крена согласно концепции изображённой на рисунке 4.1 б (в заданном диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену направленном на создание угла крена противоположенного знака осуществляется управление скоростью крена) будет использоваться функция $R_\gamma^{\omega_x}$. Функция $R_\gamma^{\omega_x}$ также, как и $F_\gamma^{\omega_x}$ логическая и имеет два значения $R_\gamma^{\omega_x} = 1$ (True) и $R_\gamma^{\omega_x} = 0$ (False). $R_\gamma^{\omega_x} = 1$ – управление скоростью крена, $R_\gamma^{\omega_x} = 0$ – управление углом крена. Для вычисления значения функции $R_\gamma^{\omega_x}$ используется следующие выражение:

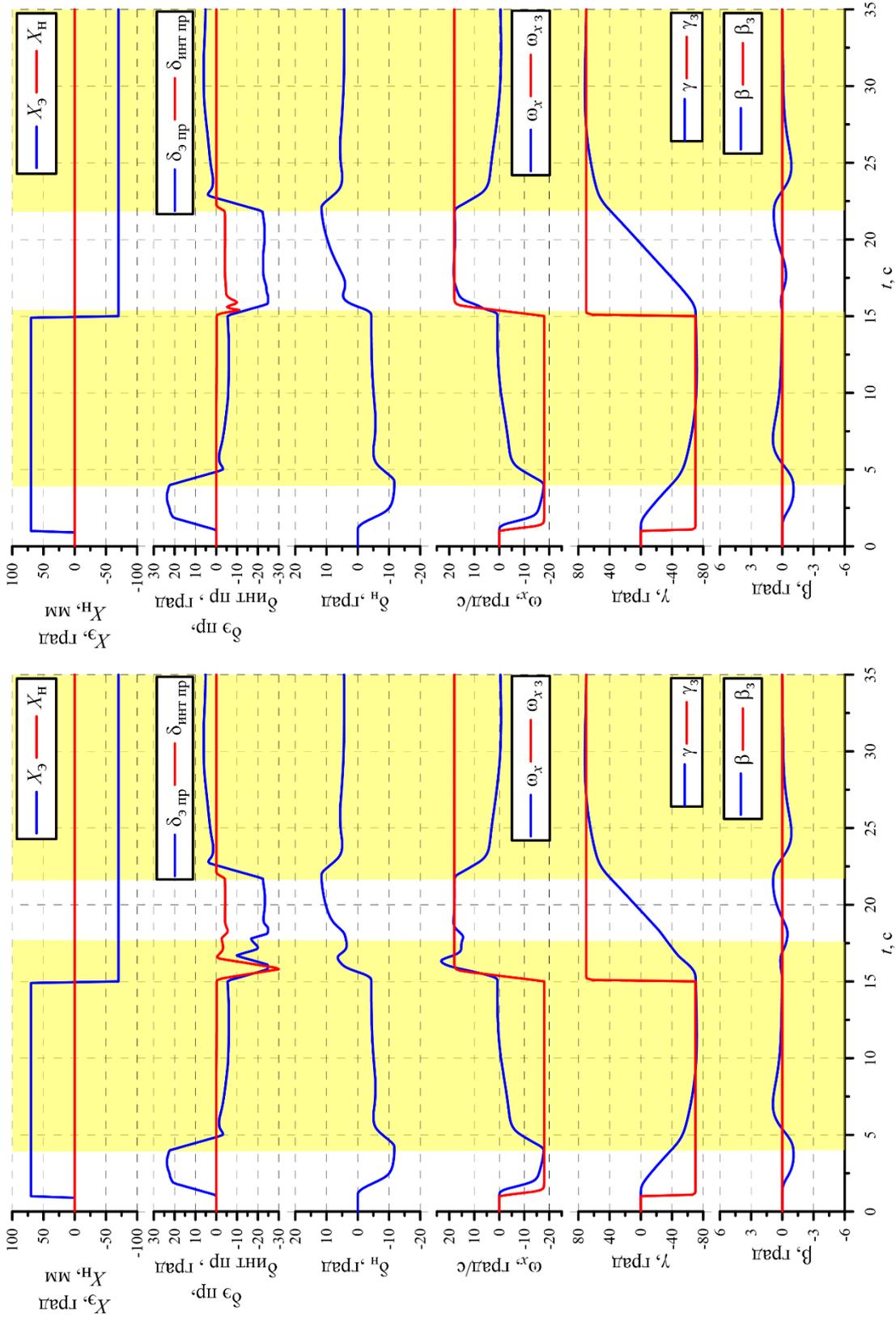
$$R_\gamma^{\omega_x} = \text{OR} \left[F_\gamma^{\omega_x} ; \text{AND} \left(\text{sign}(\gamma_\phi) \neq \text{sign}(\omega_{x3}) ; \omega_{x3} \neq 0 \right) \right] \quad (4.15)$$

где

$F_\gamma^{\omega_x}$ – функция, определяемая согласно выражению (4.14);

sign – функция определяющая знак сигнала.

Для оценки управляемости в поперечном канале были проведены расчёты реакции самолёта с системой управления на ступенчатое знакопеременное отклонение БРУ по крену на максимальную величину. Результаты представлены на рисунке 4.7. На рисунке жёлты цветом выделены области в которых осуществляется управление углом крена. Сравнивая рисунки 4.7 а и 4.7 б видно, что движение самолёта с момента максимального отклонения БРУ по крену и до момента отклонения БРУ по крену в противоположенную сторону практически идентично. После отклонения БРУ по крену в противоположенную сторону наблюдаются качественные различие в переходном процессе по скорости крена в случае с использованием логики переключения между законами управления (4.14) переходный процесс по скорости крена более колебательный с перерегулированием более 20%, при использовании логики переключения между законами управления (4.15) переходный процесс по скорости крена близок к апериодическому, перерегулирование отсутствует. Эта разница объясняется тем,



а) б)

Рисунок 4.7 – Расчётные исследования реакции самолёта на ступенчатое отклонение БРУ по крену при различных функциях переключения между законами управления (а – функция переключения (4.14), б – функция переключения (4.15))

что при использовании логики переключения между законами управления (4.14) после отклонения БРУ по крену в противоположенную сторону управление углом крена осуществляются до того момента пока угол крена по абсолютной величине не станет меньше величины $\gamma_1 - \gamma_z$ (см. рисунок 4.7 а), а как видно из рисунка в этой зоне и наблюдается перерегулирование. При использовании логики переключения между законами управления (4.15) переключение на закон управления скоростью крена происходит практически сразу после отклонения БРУ по крену в противоположенную сторону, благодаря чему скорость крена изменяется плавно (см. рисунок 4.7 б). Анализируя полученные результаты можно предположить, что логика переключения, реализуемая функцией (4.15) является более предпочтительной поскольку она позволяет лучше ограничить скорость крена при различных управляющих воздействиях, а также получить переходные процессы по скорости крена близкие к апериодическим, что является очевидным преимуществом.

Для принятия решения какая логика переключения, а соответственно и концепция управления в поперечном канале, обеспечит более высокие характеристики управляемости были проведены стендовые исследования с лётчиками-испытателями. В процессе стендовых исследований лётчики отметили что при использовании логики переключения (4.14) на некоторых режимах наблюдается неравномерное вращение самолёта по крену, данное поведение самолёта иллюстрирует рисунок 4.8. Из рисунка видно, что в процессе маневрирования по крену заданная максимальная скорость крена не превышает, но в процессе движения, при постоянном положении БРУ по крену, скорость крена уменьшается практически в два раза. Такое движение самолёта, также, как и значительное перерегулирование, привело к негативным отзывам лётчиков в отношении управляемости в поперечном канале. По результатам которых лётчики отдали предпочтение следующей концепции управления в поперечном канале: в заданном диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену направленном на создание угла крена

противоположенного знака осуществляется управление скоростью крена. Отметим, что данная концепция реализует более плавное и гармоничное управление в поперечном канале и обеспечивает ограничение скорости крена при различных управляющих воздействиях.

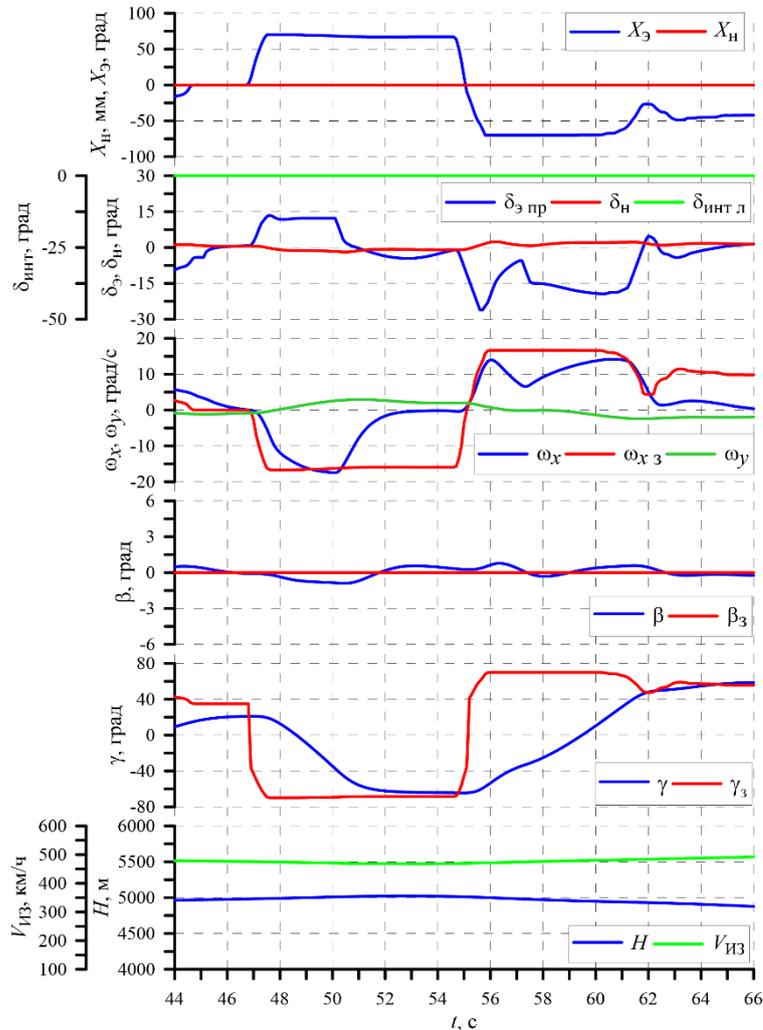


Рисунок 4.8 – Фрагмент результатов стендовых исследований, иллюстрирующий неравномерное вращение по крену

Таким образом основываясь на мнении лётчиков и анализе результатов расчётных и стендовых исследований была выбрана следующая концепция управления в поперечном канале: **в заданном диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену направленном на создание угла крена**

противоположенного знака осуществляется управление скоростью крена.
Данная концепция реализуется функцией (4.15).

Основываясь на вышеизложенном можно сформировать алгоритмы закона управления в поперечном канале:

$$\delta_{\Sigma} = \delta_{\Delta Л} + \delta_{\Delta П} + \delta_{\Delta И} + \delta_{\Delta}^{\beta} + \delta_{\Delta}^{\delta_{н}} \quad (4.16)$$

где

$\delta_{\Delta Л}$ – сигнал прямого управления от лётчика;

$\delta_{\Delta П}$ – сигнал пропорционального управления;

$\delta_{\Delta И}$ – интегральная составляющая (после прохождения интегрирующего звена) суммарного управляющего сигнала на органы поперечного управления;

δ_{Δ}^{β} – сигнал обратной связи по углу скольжения;

$\delta_{\Delta}^{\delta_{н}}$ – сигнал перекрёстной связи из путевого канала управления в поперечный.

Сигнал прямого управления от лётчика $\delta_{\Delta Л}$:

$$\delta_{\Delta Л} = K_y^{\omega_x} \cdot \omega_{x3} \quad (4.17)$$

где

ω_{x3} – заданная скорость крена;

$K_y^{\omega_x}$ – коэффициент прямого управления.

Сигнал пропорционального управления $\delta_{\Delta П}$:

$$\delta_{\Delta П} = K_{\Pi}^{\omega_x} \cdot \left(\omega_{x\phi} - \hat{\omega}_{x3} \cdot \frac{1}{T_{\phi}^{\omega_{x3}} \cdot s + 1} \right) + \delta_{\Delta П}^{\gamma} \quad (4.18)$$

где

$$\delta_{\Delta П}^{\gamma} = \begin{cases} 0 & \text{при } R_{\gamma}^{\omega_x} = 1 \\ K_{\Pi}^{\gamma} \cdot \Delta\gamma & \text{при } R_{\gamma}^{\omega_x} = 0 \end{cases} \quad (4.19)$$

$\Delta\gamma$ – определяется согласно выражению (4.5);

$$\hat{\omega}_{x3} = \begin{cases} \omega_{x3} & \text{при } \text{OR}(R_{\gamma}^{\omega_x}; F_{\Delta}^{\text{зем}}) = 1 \\ 0 & \text{при } \text{OR}(R_{\gamma}^{\omega_x}; F_{\Delta}^{\text{зем}}) = 0 \end{cases} \quad (4.20)$$

$R_{\gamma}^{\omega_x}$ – функция определяемая согласно выражению (4.15);

Функция $F_{\gamma}^{3\text{см}}$ логическая и имеет два значения $F_{\gamma}^{3\text{см}} = 1(\text{True})$ и $F_{\gamma}^{3\text{см}} = 0(\text{False})$.

$F_{\gamma}^{3\text{см}} = 1$ – самолёт находится в воздухе и нет сигнализируемых отказов скорости крена и угла крена, $F_{\gamma}^{3\text{см}} = 0$ – самолёт движется по земле либо есть сигнализируемый отказ сигнала скорости крена либо угла крена. Значение функции $F_{\gamma}^{3\text{см}}$ «ложь» ($F_{\gamma}^{3\text{см}} = 0(\text{False})$) при выполнении хотя бы одного из условий:

- радиовысота полёта менее 0.5 м ($H_{\text{рад}} < 0.5$ м);
- обжата хотя бы одна из основных опор шасси;
- сигнализируемы отказ сигнала скорости крена;
- сигнализируемы отказ сигнала угла крена.

В остальных случаях значение функции $F_{\gamma}^{3\text{см}}$ «истина» ($F_{\gamma}^{3\text{см}} = 1(\text{True})$).

Обнуление сигнала заданной скорости крена углах крена $|\gamma| > \gamma_1$ введено для улучшения качества переходного процесса по скорости крена и обеспечения дополнительного демпфирования на этих углах крена. Также для обеспечения хороших переходных процессов по скорости крена и углу крена необходимо изменять постоянную времени фильтра $T_{\phi}^{\omega_{x3}}$ в зависимости от значений функций

$R_{\gamma}^{\omega_x}$ и $F_{\gamma}^{3\text{см}}$:

$$T_{\phi}^{\omega_{x3}} = \begin{cases} T_{\omega_{x3}} & \text{при } \text{OR}(R_{\gamma}^{\omega_x}; F_{\gamma}^{3\text{см}}) = 1 \\ T_{\omega_{x30}} & \text{при } \text{OR}(R_{\gamma}^{\omega_x}; F_{\gamma}^{3\text{см}}) = 0 \end{cases} \quad (4.21)$$

Постоянная времени $T_{\omega_{x3}}$ выбирается из условия выполнения требований к переходному процессу по скорости крена при углах крена $|\gamma| \leq \gamma_1$. Постоянная времени $T_{\omega_{x30}}$ выбирается из условия выполнения требований к переходному процессу по углу крена при $|\gamma| > \gamma_1$.

Интегральная составляющая (после прохождения интегрирующего звена) $\delta_{\gamma\text{И}}$ суммарного управляющего сигнала на органы поперечного управления введена для повышения быстродействия и обеспечения точности управления.

$$\delta_{\gamma\text{И}} = \frac{1}{s} \cdot \dot{\delta}_{\gamma\text{И}} \quad (4.22)$$

где

$\frac{1}{s}$ – интегрирующее звено, выход данного звена ограничен величинами $\pm\delta_{\text{lim}}$.

Выходная величина $\delta_{\text{И}}$ должна фиксироваться при движении по ВПП и в случае отказов сигналов скорости крена и угла крена. Это реализуется путем обнуления подынтегрального выражения $\dot{\delta}_{\text{И}}$:

$$\dot{\delta}_{\text{И}} = \begin{cases} 0 & \text{при } F_{\text{э}}^{\text{зем}} = 0 \\ \dot{\delta}_{\text{ИУ}} & \text{при } F_{\text{э}}^{\text{зем}} = 1 \end{cases} \quad (4.23)$$

где

$$\dot{\delta}_{\text{ИУ}} = \begin{cases} \dot{\delta}_{\text{э}\omega_x} & \text{при } \text{AND}(R_{\gamma}^{\omega_x}; \text{NOT}(\text{Ct}_{\gamma})) = 1 \\ \dot{\delta}_{\text{э}\gamma} & \text{при } \text{AND}(R_{\gamma}^{\omega_x}; \text{NOT}(\text{Ct}_{\gamma})) = 0 \end{cases} \quad (4.24)$$

NOT – логическое отрицание. Таким образом переключение в подынтегральном выражении с закона управления скоростью крена $\dot{\delta}_{\text{э}\omega_x}$ на закон управления углом крена и обратно происходит с учётом работы функции стабилизации угла крена.

Ct_{γ} – признак работы функции стабилизации угла крена:

- $\text{Ct}_{\gamma} = 1$ (True) – стабилизация угла крена включена;
- $\text{Ct}_{\gamma} = 0$ (False) – стабилизация угла крена выключена.

Ct_{γ} определяется согласно логике совмещенного управления по условию невмешательства в управление в боковом канале.

$$\dot{\delta}_{\text{э}\omega_x} = K_{\text{И}}^{\omega_x} \cdot \left(\omega_{x\phi} - \hat{\omega}_{xz} \cdot \frac{1}{T_{\phi}^{\omega_{xz}} \cdot s + 1} \right) \quad (4.25)$$

$K_{\text{И}}^{\omega_x}$ – интегральный коэффициент закона управления скоростью крена.

$$\dot{\delta}_{\text{э}\gamma} = K_{\text{И}}^{\dot{\gamma}} \cdot \dot{\gamma} + \dot{\delta}_{\text{э}\Delta\gamma} \quad (4.26)$$

где

$K_{\text{И}}^{\dot{\gamma}}$ – коэффициент демпфирования в подынтегральном выражении;

$\dot{\gamma}$ – вычисленное значение производной угла крена.

Сигнал демпфирования в подынтегральном выражении вводится для улучшения качества переходных процессов по углу крена.

$$\dot{\delta}_{\Delta\gamma} = \begin{cases} K_{\text{Ct}}^{\gamma} \cdot (\gamma_{\phi} - \gamma_{\text{HT}} - \gamma_{\text{Ct}}) & \text{при } \text{Ct}_{\gamma} = 1 \\ K_{\text{И}}^{\gamma} \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_3) & \text{при } \text{Ct}_{\gamma} = 0 \end{cases} \quad (4.27)$$

где

γ_{Ct} – заданный угол крена при работе функции стабилизации угла крена, данный угол определяется согласно логике совмещённого управления при отсутствии вмешательства в управление в боковом канале;

γ_{HT} – угол крена определяемый в функции компенсации несимметричной тяги двигателей, данный угол определяется из условия сохранения прямолинейного полёта при наличии несимметричной тяги двигателей.

Сигнал перекрёстной связи по углу скольжения δ_{γ}^{β} определяется согласно выражению (4.7).

Сигнал перекрёстной связи из путевого канала управления в поперечный $\delta_{\gamma}^{\delta_{\text{п}}}$ определяется согласно выражению (4.9).

Суммарный управляющий сигнал на органы поперечного управления (элероны и интерцепторы) $\delta_{\gamma\Sigma}$ распределяется на элероны и интерцепторы согласно следующим выражениям:

$$\delta_{\gamma\text{пр}} = \begin{cases} \delta_{\gamma\text{max}} & \text{при } \delta_{\gamma\Sigma} \geq \delta_{\gamma\text{max}} \\ \delta_{\gamma\Sigma} & \text{при } \delta_{\gamma\text{min}} < \delta_{\gamma\Sigma} < \delta_{\gamma\text{max}} \\ \delta_{\gamma\text{min}} & \text{при } \delta_{\gamma\Sigma} \leq \delta_{\gamma\text{min}} \end{cases} \quad (4.28)$$

$$\delta_{\gamma\text{л}} = \begin{cases} -\delta_{\gamma\text{max}} & \text{при } \delta_{\gamma\Sigma} \geq \delta_{\gamma\text{max}} \\ -\delta_{\gamma\Sigma} & \text{при } \delta_{\gamma\text{min}} < \delta_{\gamma\Sigma} < \delta_{\gamma\text{max}} \\ -\delta_{\gamma\text{min}} & \text{при } \delta_{\gamma\Sigma} \leq \delta_{\gamma\text{min}} \end{cases} \quad (4.29)$$

$$\delta_{\text{инт эл}} = F_{\text{инт}}^{\gamma}(\delta_{\gamma\Sigma}) \quad (4.30)$$

где

$\delta_{\gamma\text{пр}}$, $\delta_{\gamma\text{л}}$ – управляющие сигналы на отклонение правого и левого элеронов, соответственно;

$\delta_{\gamma\text{max}} = 25^{\circ}$ – максимальный угол отклонения элеронов;

$\delta_{\gamma\text{min}} = -25^{\circ}$ – минимальный угол отклонения элеронов;

$\delta_{\text{инт эл}}$ – сигнал отклонения интерцепторов при управлении в поперечном канале;
 Функция $F_{\text{инт}}^3$ обеспечивает плавное подключение интерцепторов при управлении в поперечном канале. Общий вид функции $F_{\text{инт}}^3(\delta_{\text{э}\Sigma})$ представлен на рисунке 4.9.

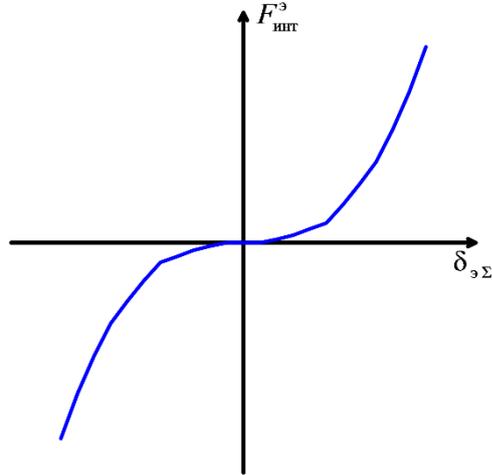


Рисунок 4.9 – Общий вид функции $F_{\text{инт}}^3(\delta_{\text{э}\Sigma})$

Угол отклонения интерцепторов определяется согласно следующим выражениям:

$$\delta_{\text{инт л } i} = \begin{cases} 0 & \text{при } -\delta_{\text{инт эл}} \geq 0 \\ -\delta_{\text{инт эл}} & \text{при } -\delta_{\text{инт эл}} < 0 \end{cases} \quad (4.31)$$

$$\delta_{\text{инт пр } i} = \begin{cases} 0 & \text{при } \delta_{\text{инт эл}} \geq 0 \\ \delta_{\text{инт эл}} & \text{при } \delta_{\text{инт эл}} < 0 \end{cases} \quad (4.32)$$

где

$\delta_{\text{инт л}}$ и $\delta_{\text{инт пр}}$ – угол отклонения левого и правого интерцепторов соответственно;
 $i=1\dots 4$ – номер интерцептора, отсчёт производится от фюзеляжа.

Упрощённая схема закона управления в поперечном канале представлена на рисунке 4.10.

4.2 Интегральный закон управления в путевом канале

В путевом канале предлагается реализовать интегральный закон управления углом скольжения. Данный закон управления обеспечивает выход самолёта на заданный угол скольжения при перемещении педалей, а максимальному перемещению педалей соответствует заданный максимальный угол скольжения, также перемещению педалей соответствует заданная скорость крена (см. рисунок 4.11).



Рисунок 4.11 – Концепция управления в путевом канале

Интегральный закон управления углом скольжения основан на принципах комбинированного управления, т.е. для процесса управления кроме сигнала пропорционального изменению угла скольжения используется сигнал управления от лётчика:

$$\delta_{н\Sigma} = K_y^\beta \cdot \beta_z + K_{\Pi}^\beta \cdot \Delta\beta + K_{\text{И}}^\beta \cdot \frac{1}{s} \cdot \Delta\beta + K_{\text{Д}}^\beta \cdot \dot{\beta} \quad (4.33)$$

где

K_y^β , K_{II}^β , K_I^β и K_D^β – коэффициенты закона управления углом скольжения;

$\delta_{H\Sigma}$ – суммарный управляющий сигнал на руль направления;

β_3 – заданный угол скольжения;

$\dot{\beta}$ – вычисляемое значение производной угла скольжения (см. выражение 4.8);

$$\Delta\beta = \beta_\phi - \frac{1}{T_\phi^{\beta_3} \cdot s + 1} \cdot \beta_3 \quad (4.34)$$

β_ϕ – фильтрованный сигнал угла скольжения.

На рисунке 4.12 представлены результаты сравнительного моделирования движения самолёта с законом управления (4.33) при наличии апериодического

фильтр $\frac{1}{T_\phi^{\beta_3} \cdot s + 1}$ и без него.

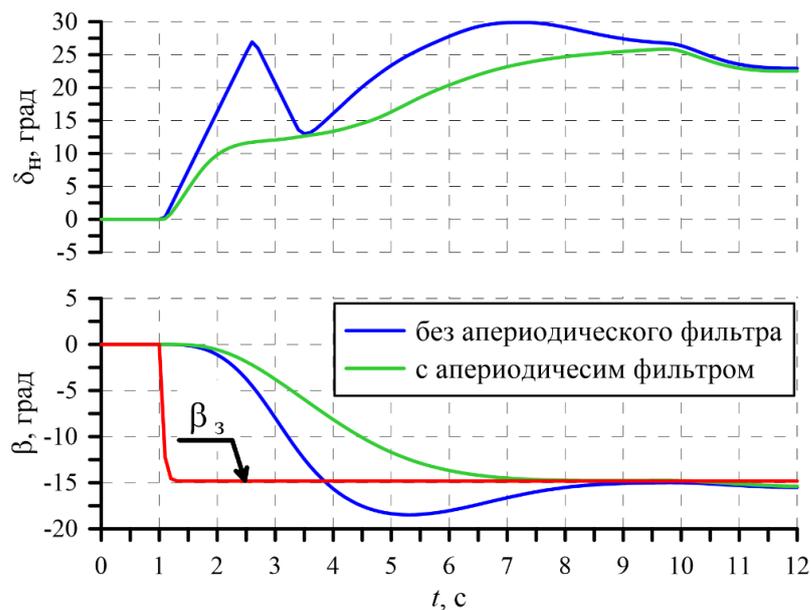


Рисунок 4.12 – Выход самолёта на заданный угол скольжения

Перерегулирование объясняется наличием различного рода нелинейностей, в частности при моделировании привод руля направления достигает своей максимальной скорости, которые вносят дополнительные запаздывания и ограничения в тракт управления, что в свою очередь, приводит к «накоплению» управляющего сигнала в интегральной ветви закона управления – это и является основной причиной появления перерегулирования в переходном процессе по углу

крена. Таким образом, уменьшив темп изменения сигнала заданного угла скольжения β_3 можно уменьшить и перерегулирование в переходном процессе углу скольжения. Для уменьшения темпа изменения сигнала заданного угла скольжения β_3 и используется апериодический фильтр. Из рисунка видно, что применение апериодического фильтра при вычислении разницы между текущим углом скольжения β и заданным углом скольжения β_3 позволяет существенно уменьшить перерегулирование переходного процесса по углу скольжения.

Сигнал демпфирования, слагаемое $K_{\text{д}}^{\beta} \cdot \dot{\beta}$, вводится для повышения собственного демпфирования самолёта и улучшения вида переходного процесса по углу скольжения.

Заданный угол скольжения β_3 является функцией перемещения педалей и скорости полёта. Также предусмотрена возможность задания угла скольжения в полёте с помощью кнопки триммера. При этом максимальный заданный угол скольжения ограничен величиной заданного максимального угла скольжения β_{max} . Типовая зависимость заданного максимального угла скольжения β_{max} для самолётов транспортной категории представлена на рисунке 4.13.

$$\beta_3 = \begin{cases} \beta_{\text{max}} & \text{при } \beta_{3\Sigma} \geq \beta_{\text{max}} \\ \beta_{3\Sigma} & \text{при } -\beta_{\text{max}} < \beta_{3\Sigma} < \beta_{\text{max}} \\ -\beta_{\text{max}} & \text{при } \beta_{3\Sigma} \leq -\beta_{\text{max}} \end{cases} \quad (4.35)$$

где

$$\beta_{3\Sigma} = \beta_{3\text{Л}} + \beta_{3\text{Тр}} \quad (4.36)$$

$\beta_{3\text{Л}}$ – заданный угол скольжения, определяемый перемещением педалей;

$\beta_{3\text{Тр}}$ – заданное значение угла скольжения от триммера.

$$\beta_{3\text{Л}} = \begin{cases} \frac{\beta_{\text{max}} - K_{\text{ш}\beta} \cdot X_{\text{н}1\beta}}{X_{\text{н}\text{max}} - X_{\text{н}1\beta}} \cdot (X_{\text{н}\phi} - X_{\text{н}1\beta}) + K_{\text{ш}\beta} \cdot X_{\text{н}1\beta} & \text{при } X_{\text{н}1\beta} < X_{\text{н}\phi} < X_{\text{н}\text{max}} \\ K_{\text{ш}\beta} \cdot X_{\text{н}\phi} & \text{при } -X_{\text{н}1\beta} \leq X_{\text{н}\phi} \leq X_{\text{н}1\beta} \\ \frac{-\beta_{\text{max}} + K_{\text{ш}\beta} \cdot X_{\text{н}1\beta}}{-X_{\text{н}\text{max}} + X_{\text{н}1\beta}} \cdot (X_{\text{н}\phi} + X_{\text{н}1\beta}) - K_{\text{ш}\beta} \cdot X_{\text{н}1\beta} & \text{при } -X_{\text{н}1\beta} > X_{\text{н}\phi} > -X_{\text{н}\text{max}} \end{cases} \quad (4.37)$$

где

$X_{н1\beta}$ – величина перемещения педалей, после которой начинается изменение градиента управляемости X_n^β , в данной работе $X_{н1\beta} = 0.5 \cdot X_{н\max} = 50$ мм;

$K_{ш\beta}$ – коэффициент определяющий характеристики управляемости в путевом канале при малом и среднем перемещении педалей ($-X_{н1\beta} \leq X_{н\phi} \leq X_{н1\beta}$).

Выражение (4.37) реализует нелинейное изменение заданного угла скольжения при перемещении педалей, рисунок 4.14.

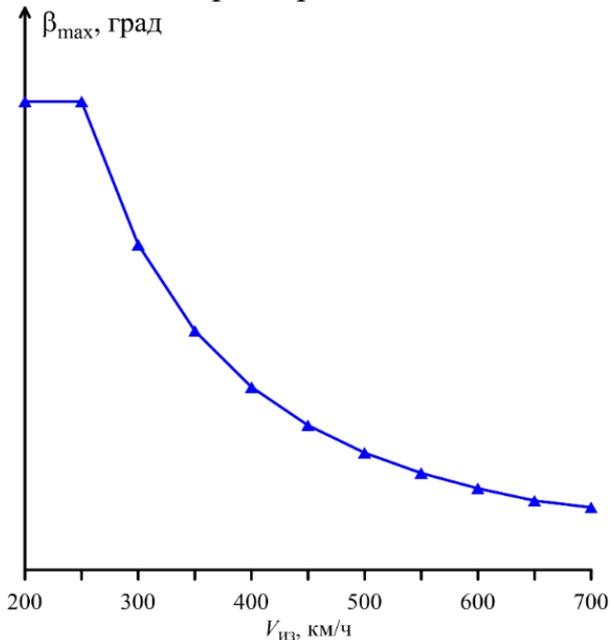


Рисунок 4.13 – Типовая зависимость заданного максимального угла скольжения β_{\max}

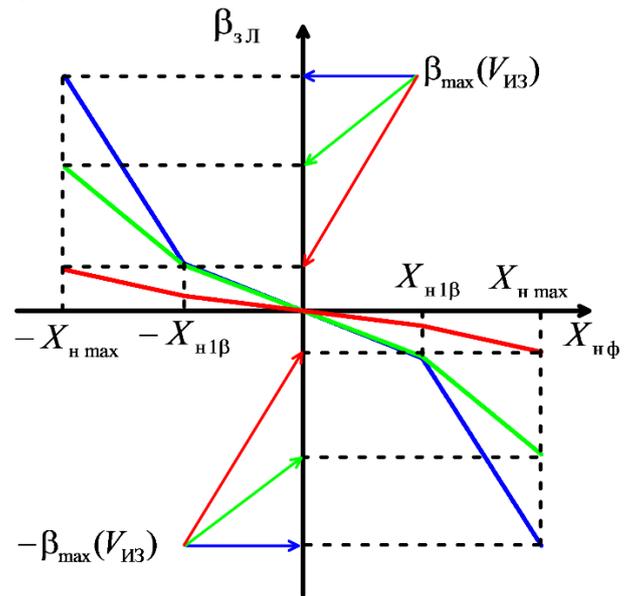


Рисунок 4.14 – Заданный угол скольжения, определяемый перемещением педалей

$$\beta_{з\text{Тр}} = u_{\text{Трн}} \cdot \frac{1}{S} \cdot K_{\text{Тр}}^\beta \quad (4.38)$$

где

$K_{\text{Тр}}^\beta$ – коэффициент определяющий скорость изменения заданного угла скольжения от триммера;

$$u_{\text{Трн}} = U_{\text{Трн}} + u_{\text{ТрОС}} \quad (4.39)$$

$U_{\text{Трн}}$ – сигнал с кнопки триммера руля направления;

$u_{\text{ТрОС}}$ – сигнал предназначенный для списывания к нулю значения на триммере при нажатии кнопки сброса значения $U_{\text{нreset}}$.

$u_{\text{ТрОС}} = 0$ – если кнопка сброса не была нажата;

$u_{\text{ТрОС}} = K_{\text{ТрОС}} \cdot K_{\text{Тр}}^{\beta} \cdot u_{\text{ТрН}}$ – если кнопка сброса была нажата;

$K_{\text{ТрОС}}$ – коэффициент определяющий скорость списывания сигнала от триммера.

Значение на выходе триммерного интеграла ограничено значением заданного максимального угла скольжения β_{max} .

Важным аспектом реализации закона управления в путевом канале является реализация безударного переключения между интегральным законом управления и статическим законом управления. Статический закон управления используется при движении самолёта по ВПП или при наличии отказов информационных сигналов. Таким образом управляющий сигнал на руль направления $\delta_{\text{н}}$ определяется согласно следующему выражению:

$$\delta_{\text{н}} = \begin{cases} \delta_{\text{н max}} & \text{при } \delta_{\text{н } \Sigma} \geq \delta_{\text{н max}} \\ \delta_{\text{н } \Sigma} & \text{при } -\delta_{\text{н max}} < \delta_{\text{н } \Sigma} < \delta_{\text{н max}} \\ -\delta_{\text{н max}} & \text{при } \delta_{\text{н } \Sigma} \leq -\delta_{\text{н max}} \end{cases} \quad (4.40)$$

где

$\delta_{\text{н max}}$ – максимальный угол отклонения руля направления, который является функцией от индикаторной земной скорости $V_{\text{ИЗ}}$. Общий вид зависимости, для самолёта транспортной категории, максимального угла отклонения руля направления от скорости полёта представлен на рисунке 4.15.

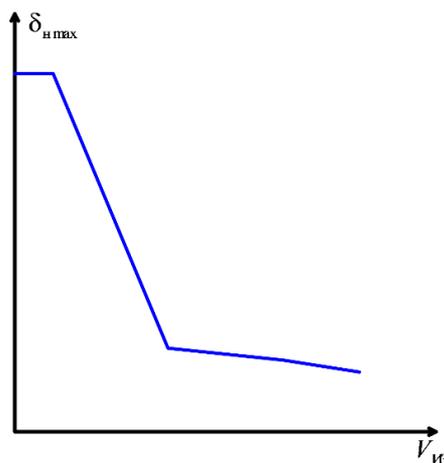


Рисунок 4.15 – Зависимость максимального угла отклонения руля направления от скорости полёта

$$\delta_{\text{н } \Sigma} = \delta_{\text{нЛ}} + \delta_{\text{нИ}} + \delta_{\text{нД}} + \delta_{\text{нНТ}} + \delta_{\text{нЭ}} \quad (4.41)$$

$\delta_{нЛ}$ – сигнал отклонения руля направления от лётчика;

$\delta_{нИ}$ – интегральная составляющая (после прохождения интегрирующего звена) сигнала отклонения руля направления;

$\delta_{нД}$ – сигнал демпфирования;

$\delta_{нНТ}$ – сигнал отклонения руля направления обеспечивающий компенсацию возмущающего момента рысканья при наличии несеммитричной тяги двигателей;

$\delta_{нэ}$ – сигнал перекрёсной связи из канала управления элеронами в канал управления рулём направления, который вводится для улучшения характеристик управляемости по крену.

Сигнал отклонения руля направления от лётчика $\delta_{нЛ}$ формируется следующим образом:

$$\delta_{нЛ} = \begin{cases} \delta_{нXн} & \text{при } F_n^{зем} = 0 \\ \delta_{нУ} + \delta_{нП} & \text{при } F_n^{зем} = 1 \end{cases} \quad (4.42)$$

где

$F_n^{зем}$ – признак переключения со статического закона управления на интегральный закон управления, его также можно назвать признаком нахождения самолёта на ВПП.

Функция $F_n^{зем}$ логическая и имеет два значения $F_n^{зем} = 1(\text{True})$ и $F_n^{зем} = 0(\text{False})$.

$F_n^{зем} = 1$ – самолёт находится в воздухе и нет сигнализируемых отказов угла скольжения, $F_n^{зем} = 0$ – самолёт движется по ВПП либо есть сигнализируемый отказ сигнала угла скольжения. Значение функции $F_n^{зем}$ «ложь» ($F_n^{зем} = 0(\text{False})$) при выполнении хотя бы одного из условий:

- радиовысота полёта менее 0.5 м ($H_{рад} < 0.5$ м);
- обжата хотя бы одна из основных опор шасси;
- сигнализируемый отказ угла скольжения.

В остальных случаях значение функции $F_n^{зем}$ «истина» ($F_n^{зем} = 1(\text{True})$).

При движении самолёта по ВПП ($F_n^{зем} = 0$) перемещению педалей соответствует заданное положение руля направления δ_{nX_n} . Сигнал δ_{nX_n} является функцией перемещения педалей и максимального угла отклонения руля направления $\delta_{n\max}$ и представляет собой кусочно-линейную функцию описываемую следующим выражением:

$$\delta_{nX_n} = \begin{cases} \frac{\delta_{n\max} - K_{шн} \cdot X_{n1}}{X_{n\max} - X_{n1}} \cdot (X_{n\phi} - X_{n1}) + K_{шн} \cdot X_{n1} & \text{при } X_{n1} < X_{n\phi} < X_{n\max} \\ K_{шн} \cdot X_{n\phi} & \text{при } -X_{n1} \leq X_{n\phi} \leq X_{n1} \\ -\frac{\delta_{n\max} + K_{шн} \cdot X_{n1}}{-X_{n\max} + X_{n1}} \cdot (X_{n\phi} + X_{n1}) - K_{шн} \cdot X_{n1} & \text{при } -X_{n1} > X_{n\phi} > -X_{n\max} \end{cases} \quad (4.43)$$

Функция (4.43) реализует переменный коэффициент передачи от перемещения педалей к отклонению руля направления, параметры данной функции выбираются из условия обеспечения приемлемых характеристик управляемости при использовании статического закона управления. Зависимость δ_{nX_n} от величины перемещения педалей и скорости полёта представлена на рисунке 4.16.

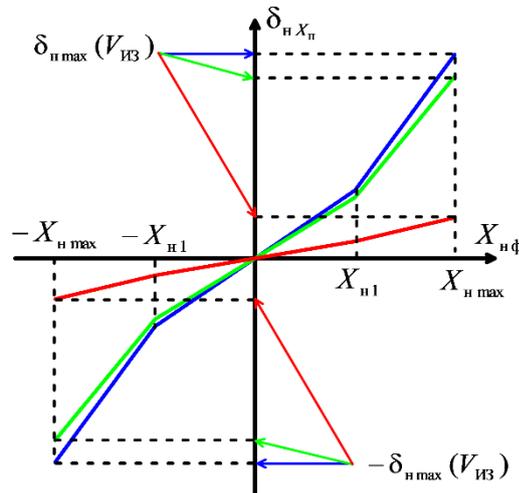


Рисунок 4.16 – Зависимость отклонения руля направления δ_{nX_n} от величины перемещения педалей

X_{n1} – величина перемещения педалей, после которой начинается излом в характеристике δ_{nX_n} , в данной работе $X_{n1} = 0.5 \cdot X_{n\max} = 50$ мм ;

$K_{\text{шн}}$ – коэффициент передачи от перемещения педалей к отклонению руля направления на участке $-X_{\text{н1}} \leq X_{\text{нф}} \leq X_{\text{н1}}$.

Сигнал прямого управления от лётчика $\delta_{\text{нУ}}$ при использовании интегрального закона управления:

$$\delta_{\text{нУ}} = K_{\text{У}}^{\beta} \cdot \beta_{\text{з}} \quad (4.44)$$

где

$K_{\text{У}}^{\beta}$ – коэффициент прямого управления. Величина этого коэффициента может быть оценена по следующей формуле:

$$K_{\text{У}}^{\beta} \approx -\frac{m_{\text{У}}^{\beta}}{m_{\text{У}}^{\delta_{\text{н}}}} \quad (4.45)$$

$m_{\text{У}}^{\beta}$ и $m_{\text{У}}^{\delta_{\text{н}}}$ – производные безразмерного коэффициента момента рысканья по углу скольжения и углу отклонения руля направления соответственно.

Сигнал пропорционального управления $\delta_{\text{нП}}$:

$$\delta_{\text{нП}} = K_{\text{П}}^{\beta} \cdot \Delta\beta \quad (4.46)$$

$\Delta\beta$ – определяется согласно выражению (4.34).

Звено $\frac{1}{T_{\text{ф}}^{\beta_{\text{з}}} \cdot s + 1}$, которое, вводится для уменьшения перерегулирования в

переходном процессе по углу скольжения. Данное звено используется при $F_{\text{н}}^{\text{зсм}} = 1$, при $F_{\text{н}}^{\text{зсм}} = 0$ выходной сигнал равен нулю.

Интегральная составляющая $\delta_{\text{нИ}}$ сигнала отклонения руля направления используется для повышения быстродействия и обеспечения точности управления, а также для обеспечения безударного переключения между статическим и интегральными законами управления, и в качестве триммерного интеграла при нахождении самолёта на ВПП.

$$\delta_{\text{нИ}} = \dot{\delta}_{\text{нИ}} \cdot \frac{1}{s} \quad (4.47)$$

где

$\frac{1}{s}$ – интегрирующее звено, выход данного звена ограничен величинами $\pm\delta_{н\max}$;

$\dot{\delta}_{нИ}$ – подынтегральное выражение, определяемое следующим выражением:

$$\dot{\delta}_{нИ} = \begin{cases} \delta_{н0} & \text{при } F_n^{зем} = 0 \quad \text{– статический закон управления} \\ \delta_{нИ\beta} & \text{при } F_n^{зем} = 1 \quad \text{– интегральный закон управления} \end{cases} \quad (4.48)$$

$\delta_{нИ\beta}$ – сигнал интегральной составляющей интегрального закона управления углом скольжения:

$$\delta_{нИ\beta} = K_{И}^{\beta} \cdot \Delta\beta \quad (4.49)$$

$\delta_{н0}$ – отклонение руля направления вызванное работой триммера, при нахождении самолёта на ВПП и отклонение руля направления необходимое для безударного переключения между законами управления.

$$\delta_{н0} = K_{нос} \cdot (\delta_{нзем} + \delta_{нТр} - \delta_{нИос}) \quad (4.50)$$

$K_{нос}$ – коэффициент определяющий скорость списывания сигнала «накопленного» на интеграле.

$$\delta_{нзем} = \delta_{нУ} + \delta_{нП} - \delta_{нХн} \quad (4.51)$$

Разница в положении руля направления $\delta_{нзем}$ между сигналами прямого и пропорционального управления в интегральном законе и сигналом прямого управления $\delta_{нХн}$ при $F_n^{зем} = 0$, фиксируется в момент изменения значения сигнала с $F_n^{зем} = 1$ на $F_n^{зем} = 0$, т.е. в момент **переключения с интегрального закона управления на статический.**

$$\delta_{нИос} = \begin{cases} \delta_{нИ} & \text{при } F_n^{зем} = 0 \\ 0 & \text{при } F_n^{зем} = 1 \end{cases} \quad (4.52)$$

Сигнал $\delta_{нИос}$ предназначен для обеспечения установки значений $\delta_{нзем}$ и $\delta_{нТр}$ на интеграле, при переходе с интегрального закона управления на статический.

$\delta_{нТр}$ – сигнал с триммера руля направления при $F_n^{зем} = 0$.

$$\delta_{\text{нТр}} = \begin{cases} u_{\text{Трн}} \cdot \frac{1}{s} \cdot K_{\text{Тр}}^{\beta} \cdot K_{\beta\text{Тр}}^{\delta_{\text{н}}} & \text{при } F_{\text{н}}^{\text{зем}} = 0 \\ 0 & \text{при } F_{\text{н}}^{\text{зем}} = 1 \end{cases} \quad (4.53)$$

$K_{\text{Тр}}^{\beta}$ – коэффициент определяющий скорость изменения заданного угла скольжения от триммера.

Коэффициент $K_{\beta\text{Тр}}^{\delta_{\text{н}}}$ введён для обеспечения равенства темпов изменения угла скольжения при управлении триммером для статического и интегрального закона управления.

Величина $u_{\text{Трн}}$ определяется согласно выражению (4.39).

Сигнал демпфирования $\delta_{\text{нД}}$ вводится для повышения собственных демпфирующих свойств самолёта и вычисляется согласно следующему выражению:

$$\delta_{\text{нД}} = K_{\dot{\beta}} \cdot \dot{\beta} \quad (4.54)$$

где

$K_{\dot{\beta}}$ – коэффициент демпфирования;

$\dot{\beta}$ – вычисленное значение производной угла скольжения (см. выражение (4.8))

Сигнал перекрёстной связи из канала управления элеронами в канал управления рулём направления $\delta_{\text{нэ}}$, вводится для улучшения характеристик управляемости при управлении по крену.

$$\delta_{\text{нэ}} = \frac{1}{T_{\delta_{\text{н}}}^{\delta_{\text{э}}} \cdot s + 1} \cdot K_{\text{эн}} \cdot \delta_{\text{эЛ}} \quad (4.55)$$

где

$K_{\text{эн}}$ – коэффициент перекрёстной связи из канала элеронов в канал руля направления;

$\delta_{\text{эЛ}}$ – сигнал прямого управления от лётчика (см. выражение (4.17));

Звено $\frac{1}{T_{\delta_n}^{\delta_s} \cdot s + 1}$ введено для учёта динамики изменения угла скольжения при управлении в поперечном канале.

Для обеспечения безударного переключения **со статического закона управления на интегральный закон управления** (например, при взлёте с боковым ветром) необходимо дополнить выражение (4.36) для вычисления заданного угла скольжения ещё одним слагаемым.

$$\beta_{z\Sigma} = \beta_{zЛ} + \beta_{zТр} + \Delta\beta_{зем} \quad (4.56)$$

где

$\beta_{zЛ}$ – заданный угол скольжения, определяемый перемещением педалей (см. выражение 4.37);

$\beta_{zТр}$ – заданное значение угла скольжения от триммера (см. выражение (4.38));

$$\Delta\beta_{зем} = \beta_{\phi} - (\beta_{zЛ} + \beta_{zТр}) \quad (4.57)$$

Разница $\Delta\beta_{зем}$ между текущим углом скольжения и заданным углом скольжения от лётчика (от перемещения педалей и триммера) фиксируется в момент изменения значения параметра $F_n^{зем}$ с $F_n^{зем} = 0$ на $F_n^{зем} = 1$, т.е. при переходе **со статического закона управления на интегральный закон управления**. Величина $\Delta\beta_{зем}$ списывается к нулю при $F_n^{зем} = 1$ и положении педалей близком к нейтральному.

Таким образом сформирован окончательный вид закона управления в поперечном канале, упрощённая блок-схема которого представлена на рисунке 4.17.

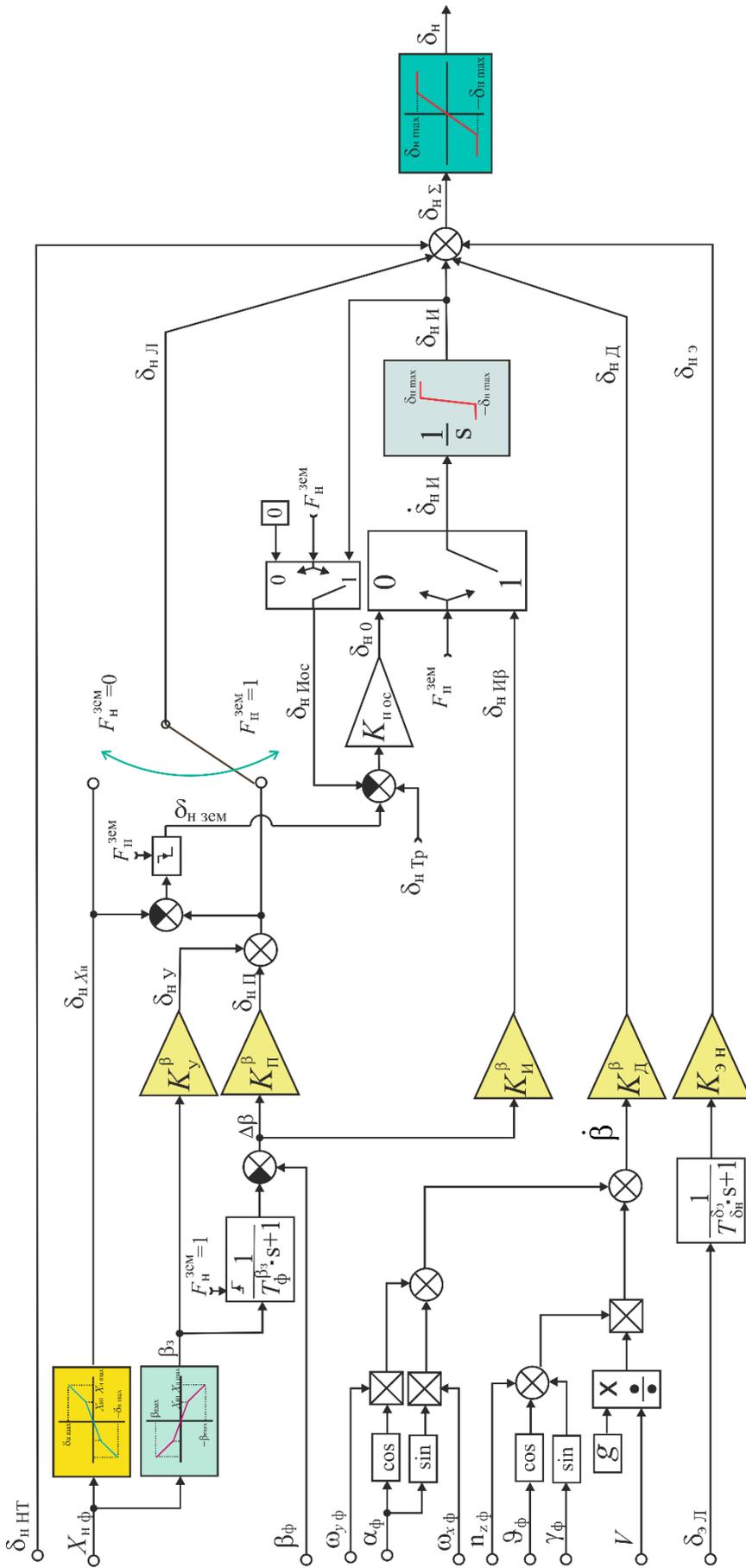


Рисунок 4.17 – Блок-схема закона управления в путевом канале

4.3 Расчёт областей устойчивости самолёта с КСУ в боковом канале

Проведём расчёт областей устойчивости самолёта с КСУ в боковом канале. Во всех каналах управления (продольном, путевом и поперечном), рассматриваемого самолёта, используются интегральные законы управления обеспечивающий заданные характеристики управляемости, в продольном канале:

- градиенты управляемости $X_B^{n_y}$, X_B^α ;
- ограничение угла атаки, перегрузки, угла тангажа, скорости полёта;
- автоматическую балансировку самолёта.

В поперечном и путевом каналах обеспечиваются:

- заданные градиенты управляемости $X_\gamma^{\omega_x}$ (управление скоростью крена) и X_γ^γ (управление углом крена);
- заданные градиенты управляемости X_n^β (управление углом скольжения) и $X_n^{\omega_x}$ (заданная реакция самолёта по крену на отклонение педалей);
- функция ограничения скорости крена заданной величиной;
- функция ограничения угла крена заданной величиной;
- функция ограничения угла скольжения заданной величиной;
- функция автоматической балансировки в путевом и поперечном каналах управления.

Интегральный закон управления в продольном канале обеспечивает требуемые лётные характеристики во всей области режимов полёта. Лётчик формирует управляющее воздействие через рычаг управления по тангажу в виде заданной перегрузки. Коэффициент передачи от сигнала лётчика (X_B) к заданной перегрузке изменяется по скорости, что имитирует управление по скорости тангажа на малых скоростях и по перегрузке на больших скоростях. При освобождённой ручке управления, самолёт поддерживает угол тангажа [1, 11].

В поперечном канале используется интегральный закон управления скоростью крена и углом крена [54-56]. Переключение между законами управления скоростью крена и углом крена осуществляется согласно следующей концепции: в

заданном диапазоне углов крена осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену направленном на создание угла крена противоположенного знака осуществляется управление скоростью крена. При управлении скоростью крена используется закон (4.1). При отсутствии управляющих действий от лётчика ($\omega_{x_3}=0, \beta_3=0$) и наличии перекрёстных связей данный закон принимает следующий вид:

$$\delta_{\Sigma} = K_{\Pi}^{\omega_x} \cdot \omega_{x\phi} + K_{И}^{\omega_x} \cdot \frac{1}{s} \cdot \omega_{x\phi} + K_{\delta_3}^{\beta} \cdot (\beta_{\phi} + K_{\dot{\beta}}^{\delta_3} \cdot \dot{\beta}) + K_{\delta_3}^{\delta_n} \cdot \delta_{n\Sigma} \quad (4.58)$$

При управлении углом крена в поперечном канале используется закон (4.3). При отсутствии управляющих действий от лётчика ($\omega_{x_3}=0, \gamma_3=0, \beta_3=0$) и наличии перекрёстных связей данный закон принимает следующий вид:

$$\delta_{\Sigma} = K_{\Pi}^{\gamma} \cdot \gamma + \frac{1}{s} \cdot (K_{И}^{\gamma} \cdot \gamma + K_{\dot{\gamma}} \cdot \dot{\gamma}) + K_{\Pi}^{\omega_x} \cdot \omega_{x\phi} + K_{\delta_3}^{\beta} \cdot (\beta_{\phi} + K_{\dot{\beta}}^{\delta_3} \cdot \dot{\beta}) + K_{\delta_3}^{\delta_n} \cdot \delta_{n\Sigma} \quad (4.59)$$

В путевом канале используется интегральный закон управления углом скольжения, перемещению педалей соответствует заданный угол скольжения, максимальному перемещению педалей соответствует заданный максимальный угол скольжения [56-58]. При управлении углом крена используется закон (4.33). При отсутствии управляющих действий от лётчика ($\omega_{x_3}=0, \beta_3=0$) данный закон принимает следующий вид:

$$\delta_{n\Sigma} = K_{\Pi}^{\beta} \cdot \beta_{\phi} + K_{И}^{\beta} \cdot \frac{1}{s} \cdot \beta_{\phi} + K_{\dot{\beta}}^{\beta} \cdot \dot{\beta} \quad (4.60)$$

На рисунке 4.18 приведены области устойчивости замкнутой системы «самолёт-КСУ», граф которой приведён на рисунке 2.2. В качестве осей используются коэффициенты усиления в каналах руля направления и элеронов. При расчёте областей устойчивости использовались следующие передаточные функции и частотные характеристики:

- передаточная функция системы, разомкнутой по рулю направления, но замкнутой по элеронам;

- передаточная функция системы, разомкнутой по элеронам, но замкнутой по рулю направления;
- передаточная функция, определяющая устойчивость замкнутой системы;
- собственные значения матрицы передаточных функций разомкнутой системы.

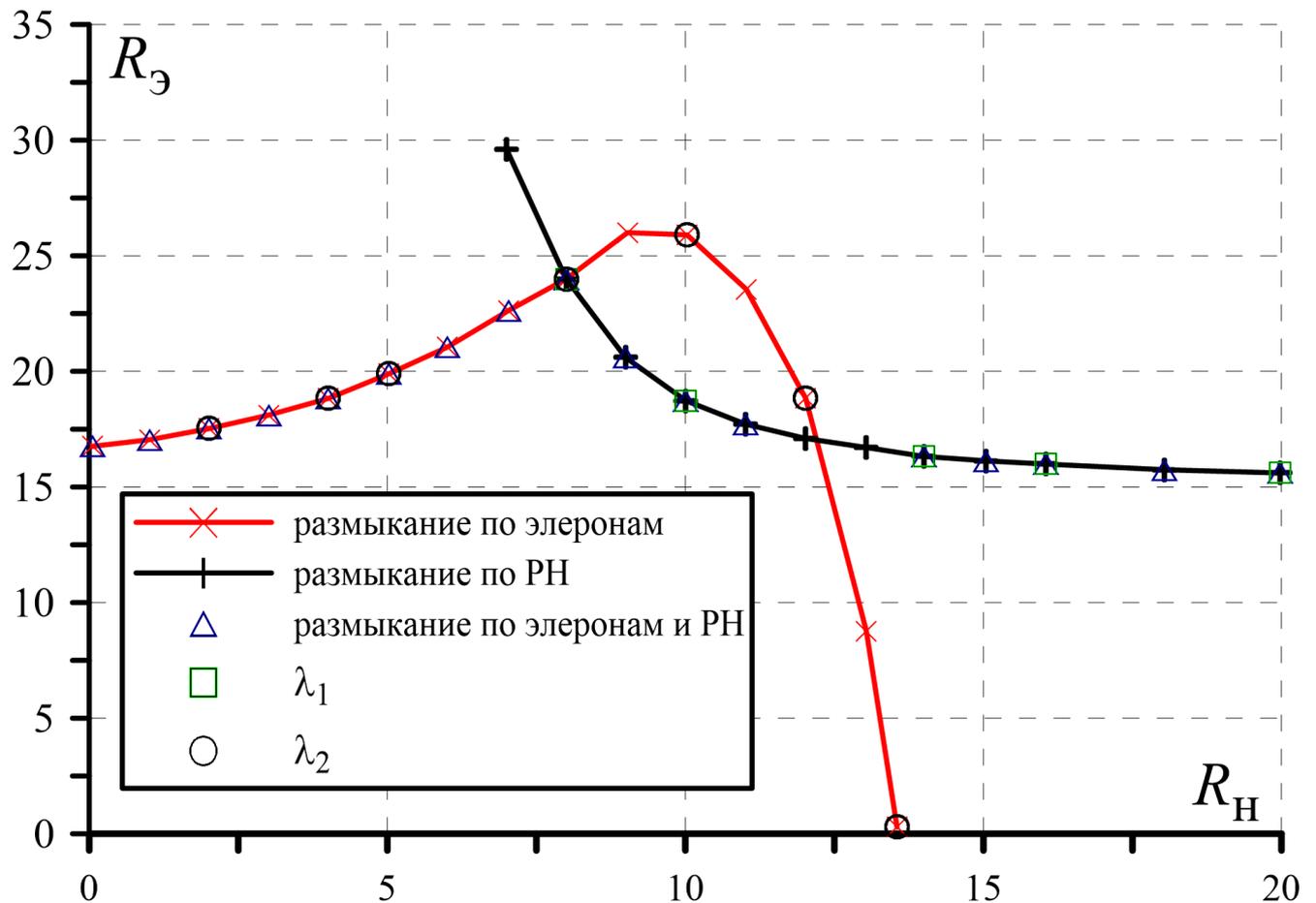


Рисунок 4.18 – Области устойчивости, рассчитанные разными методами

Видно, что области устойчивости, рассчитанные с помощью разных методов совпадают. На рисунке 4.19 приведены частотные характеристики передаточных функций, используемых в разных методах расчёта устойчивости, соответствующие точке области устойчивости $R_N=8, R_3=24$. Видно, что все частотные характеристики пересекаются в одной точке $|W|=1, \varphi=-180^\circ, f=2.3$ Гц, что свидетельствует о нахождении замкнутой системы на границе устойчивости.

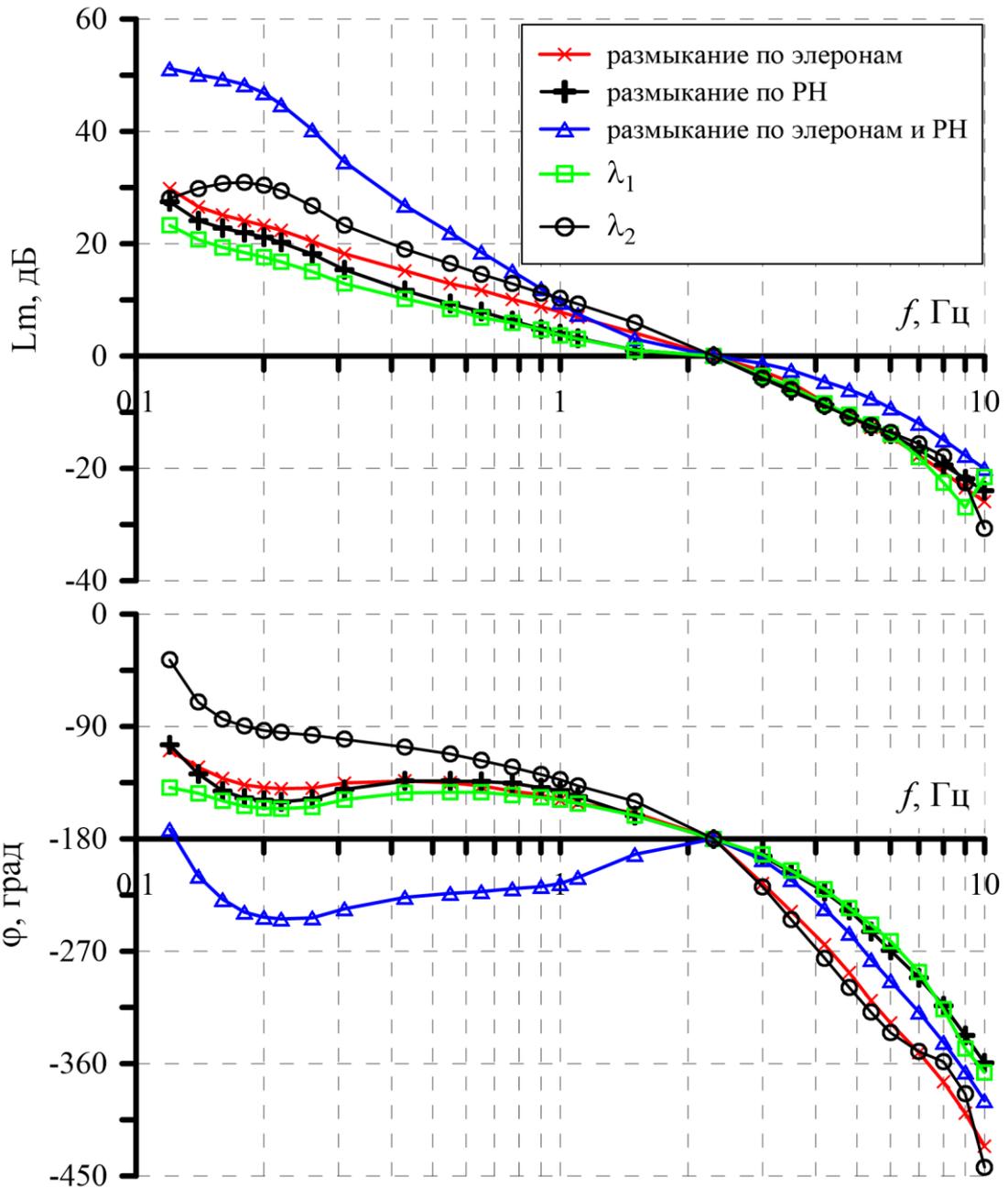


Рисунок 4.19 – Частотные характеристики, передаточных функций разомкнутой системы «самолёт+СУ», используемых в расчётах устойчивости.

В этой главе были представлены и описаны интегральные законы управления в боковом канале для самолёта транспортной категории. Использование интегральных законов управления в боковом канале позволяет:

- обеспечить заданные градиенты управляемости $X_{\dot{\gamma}}^{\omega_x}$, $X_{\dot{\gamma}}^{\gamma}$, $X_{\dot{\gamma}}^{\beta}$ и $X_{\dot{\gamma}}^{\omega_x}$;
- ограничить скорость крена заданной величиной;
- ограничить угол крена заданной величиной;
- повысить точность стабилизации и ограничения угла крена;

- ограничить угол скольжения заданной величиной;
- реализовать автоматическую балансировку в поперечном и путевом каналах.

Также в данной главе был проведён сравнительный анализ различных способов оценки устойчивости замкнутой системы «самолёт – КСУ» в боковом канале как многосвязной системы. Показана эквивалентность способов для определения точки потери устойчивости замкнутой системы.

Глава 5.

Расчётные и стендовые исследования интегральных законов управления

В главе 4 представлено описание интегральных законов управления в поперечном и путевом каналах. Для демонстрации работы интегральных законов были проведены расчётные исследования движения самолёта при различных управляющих воздействиях. Расчёты проводились для характерных режимов полёта магистрального самолёта, указанных в Таблице 5.1. Представленные режимы охватывают всю эксплуатационную область полёта самолёта.

Таблица 5.1 — Список режимов полёта

№	Режим	G, кгс	Конф.	\bar{x}_T	H, м	V _{из} , км/ч	M
1	1.13V _s	73500	взл.	0.17÷0.39	400	258	0.215
2	V _{FE}	73500	взл.	0.17÷0.39	400	364	0.3
3	1.13V _s	50000	взл.	0.17÷0.39	400	213	0.18
4	1.23V _s	64500	взл.	0.17÷0.39	400	263	0.22
5	1.23V _s	64500	пос.	0.17÷0.42	400	251	0.21
6	V _{FE}	64500	пос.	0.17÷0.42	400	322	0.27
7	1.23V _s	50000	пос.	0.17÷0.42	400	221	0.19
8	1.3V _s	73500	крейсер.	0.17÷0.42	400	416	0.35
9	1.3V _s	64500	крейсер.	0.17÷0.42	400	387	0.32
10	1.3V _s	50000	крейсер.	0.17÷0.42	400	338	0.28
11	1.3V _s	72700	крейсер.	0.17÷0.42	5000	431	0.48
12	q≈1000 кг/м ²	72700	крейсер.	0.17÷0.42	5000	463	0.51
13	V _{МО}	72700	крейсер.	0.17÷0.42	5000	648	0.71
14	1.3V _s	50000	крейсер.	0.17÷0.42	5000	348	0.39
15	1.3V _s	71500	крейсер.	0.17÷0.42	11000	462	0.76
16	M _{ср}	71500	крейсер.	0.17÷0.42	11000	478	0.78
17	M _{МО}	71500	крейсер.	0.17÷0.42	11000	505	0.82

Расчётные исследования интегральных законов управления в боковом канале проводились на средней центровке $\bar{x}_T = 0.3$.

Стендовые исследования интегральных законов управления проводились на пилотажном стенде ЦАГИ с участием лётчиков-испытателей. Целью стендовых

исследований было получение отзывов лётчиков о характеристиках управляемости самолёта с интегральными законами управления в боковом канале. Так же в процессе стендовых исследований лётчики высказывали свои пожелания по работе законов управления в боковом канале.

5.1 Расчётные исследования интегральных законов управления в поперечном и путевом каналах

В расчётных исследованиях рассматривалась реакция самолёта с интегральными законами управления в боковом канале на различные возмущающие и управляющие воздействия.

В поперечном канале рассматривалось:

- реакция на ступенчатое знакопеременное отклонение БРУ по крену;
- реакция на ступенчатое отклонение БРУ по крену на максимальную величину в одну сторону, а затем на максимальную величину в противоположенную сторону (ограничение максимальной скорости крена и ограничение угла крена);
- реакция самолёта при работе функции стабилизации угла крена.

Также было проведено моделирование манёвра по выводу самолёта из установившегося разворота с креном 30° и ввод в разворот противоположенного направления с креном 30° , при этом оценивается время его выполнения, время не должно быть более 7 с [30, 31].

В путевом канале рассматривалось:

- реакция на возмущение по углу скольжения;
- реакция на импульсное отклонение педалей на максимальную величину;
- реакция на ступенчатое знакопеременное отклонение педалей;
- реакция на ступенчатое отклонение педалей на максимальную величину в одну сторону, а затем на максимальную величину в другую сторону;
- реакция на серию импульсных отклонений педалей, различного знака, на максимальную величину;
- реакция на отказ двигателя при невмешательстве лётчика в управление.

При ступенчатом знакопеременном отклонении БРУ по крену на половину максимального хода $|X_{\vartheta}| = 0.5 \cdot X_{\vartheta, \max}$ на всех рассмотренных режимах, самолёт достигает заданной скорости крена ω_{x_3} , что обеспечивает желаемые характеристики управляемости $X_{\vartheta}^{\omega_x}$, и точно её отслеживает. Затем после превышения угла крена $|\gamma| > \gamma_1$ самолёт переключается в режим управления углом крена и достигает заданного угла крена γ_3 , при этом угол скольжения близок к нулю. После отклонения БРУ по крену в противоположенную сторону режим управления в поперечном канале переключается в режим управления скоростью крена и достигается заданная скорость крена, которая точно отслеживается вплоть до достижения угла крена $|\gamma| \approx \gamma_1$, после чего закон управления опять переключается в режим управления углом крена и заданный угол крена достигается без значительного перерегулирования. Такое поведение самолета соответствует той эталонной модели, которая должна реализовываться с помощью интегральной системы управления. В качестве примера на рисунке 5.1 представлены результаты реакции самолёта на знакопеременном отклонении БРУ по крену на половину максимального хода для одного из рассмотренных режимов (Режим №1 «1.13V_s»). Для демонстрации реакции самолёта при интенсивном управлении было проведено моделирование движения самолёта при максимальных отклонениях БРУ по крену:

- БРУ отклоняется по крену на половину максимального хода $|X_{\vartheta}| = 0.5 \cdot X_{\vartheta, \max}$ и удерживается в таком положении, затем отклоняется в противоположенную сторону на максимальную величину $|X_{\vartheta}| = X_{\vartheta, \max}$ и удерживается в таком положении, рисунок 5.2;
- БРУ отклоняется по крену на максимальную величину $|X_{\vartheta}| = X_{\vartheta, \max}$ и удерживается в таком положении, затем отклоняется на максимальную величину в противоположенную сторону и удерживается в таком положении, рисунок 5.3.

Рисунки 5.2-5.3 иллюстрируют реакцию самолёта при максимальном отклонении БРУ по крену. Реакцией самолёта на первое управляющее действие является выход

на заданную скорость крена ω_{x_3} , рисунок 5.2, или заданную максимальную скорость крена $\omega_{x_3 \max}=18$ град/с, рисунок 5.3. Затем, после превышения угла крена $|\gamma|>\gamma_1$, и на заданный угол крена, рисунок 5.2, или заданный максимальный угол крена, рисунок 5.3, и точное его выдерживание. После отклонения БРУ по крену в противоположенную сторону на максимальную величину текущая скорость крена несущественно превышает заданную максимальную скорость крена. Превышение заданной максимальной скорости крена составляет менее 10% от заданного максимального значения скорости крена $\omega_{x_3 \max}$ для всех рассмотренных режимов.

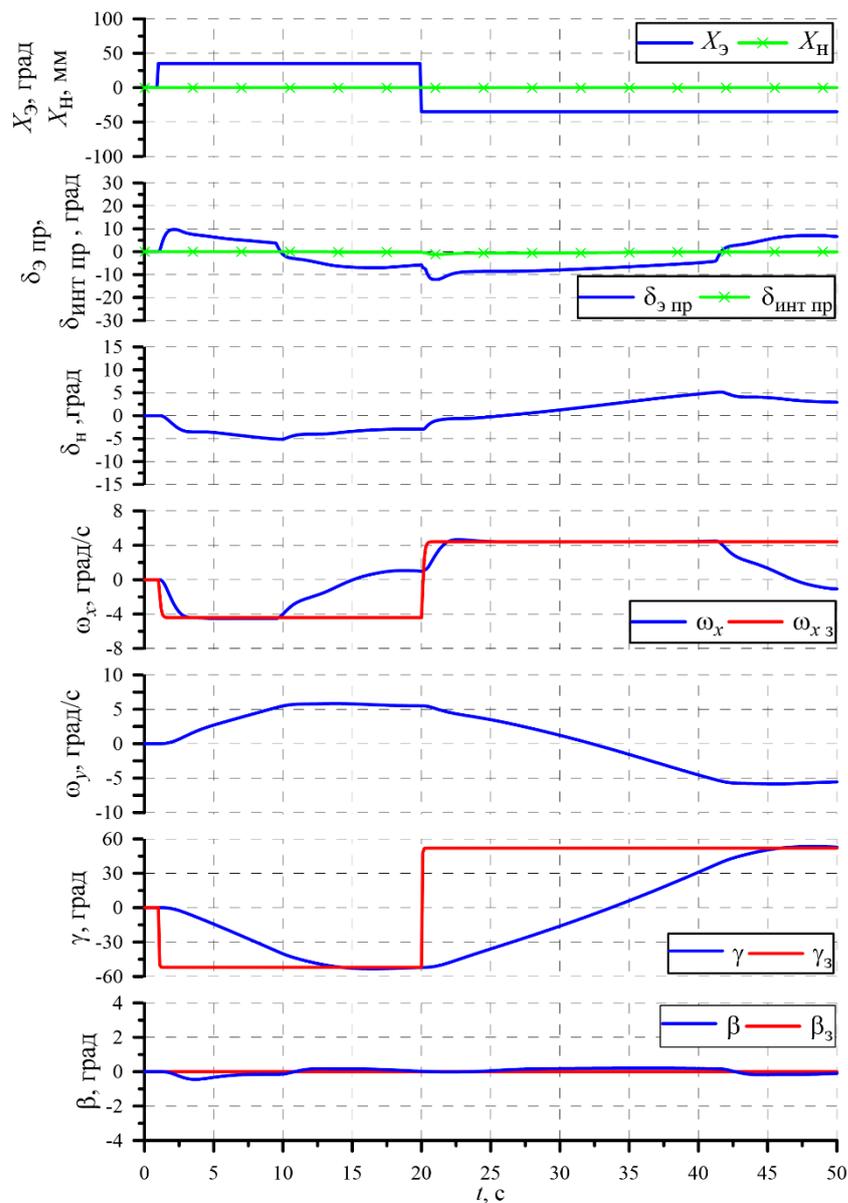


Рисунок 5.1 – Реакция самолёта на ступенчатое отклонение БРУ по крену ($G=73500$ кгс, конфигурация – взлётная, $H=400$ м, $V_{из}=258$ км/ч)

В целом поведение самолёта соответствует эталонной модели, и разработанные интегральные алгоритмы управления обеспечивают заданные свойства самолёта.

Для оценки работы функции стабилизации угла крена было проведено моделирование следующего манёвра: отклонением БРУ создавался угол крена $|\gamma| \approx 10$ град, затем БРУ по крену возвращалась в нейтральное положение. Оценивалась точность отслеживания заданного угла крена в режиме стабилизации угла крена γ_{ct} . Рисунок 5.4, на примере Режима №5 «1.23V_s», иллюстрирует работу функции стабилизации угла крена. Для всех рассмотренных режимов заданный угол крена γ_{ct} достаточно точно отслеживается. Дополнительно качество работы функции стабилизации угла крена необходимо дополнительно оценить при исследованиях на пилотажном стенде с участием лётчиков испытателей.

При моделировании манёвра по выводу самолёта из установившегося разворота с креном 30 град и ввод в разворот противоположенного направления с креном 30 град [30, 31] использовался следующий закон управления БРУ по крену:

$$X_{\gamma} = K_{\gamma}^{X_{\gamma}} \cdot (\gamma - \gamma_{\gamma}^{X_{\gamma}}) + K_{\gamma \text{Int}}^{X_{\gamma}} \cdot \frac{1}{s} \cdot (\gamma - \gamma_{\gamma}^{X_{\gamma}}) + K_{\omega_x}^{X_{\gamma}} \cdot \omega_x \quad (5.1)$$

где

$K_{\gamma}^{X_{\gamma}}$, $K_{\gamma \text{Int}}^{X_{\gamma}}$ и $K_{\omega_x}^{X_{\gamma}}$ – параметры закона управления зависящие от режима полёта;

$\gamma_{\gamma}^{X_{\gamma}}$ – заданный угол крена (изменяется от -30 град до 30 град).

Для всех рассмотренных режимов эффективности поперечного управления достаточно для выполнения этого манёвра менее чем за 5 с. В качестве примера на рисунке 5.5 представлены результаты моделирования маневра по выводу самолёта из установившегося разворота с креном 30 град и ввод в разворот противоположенного направления с креном 30 град для одного из рассмотренных режимов (Режим №11 «1.3V_s»).

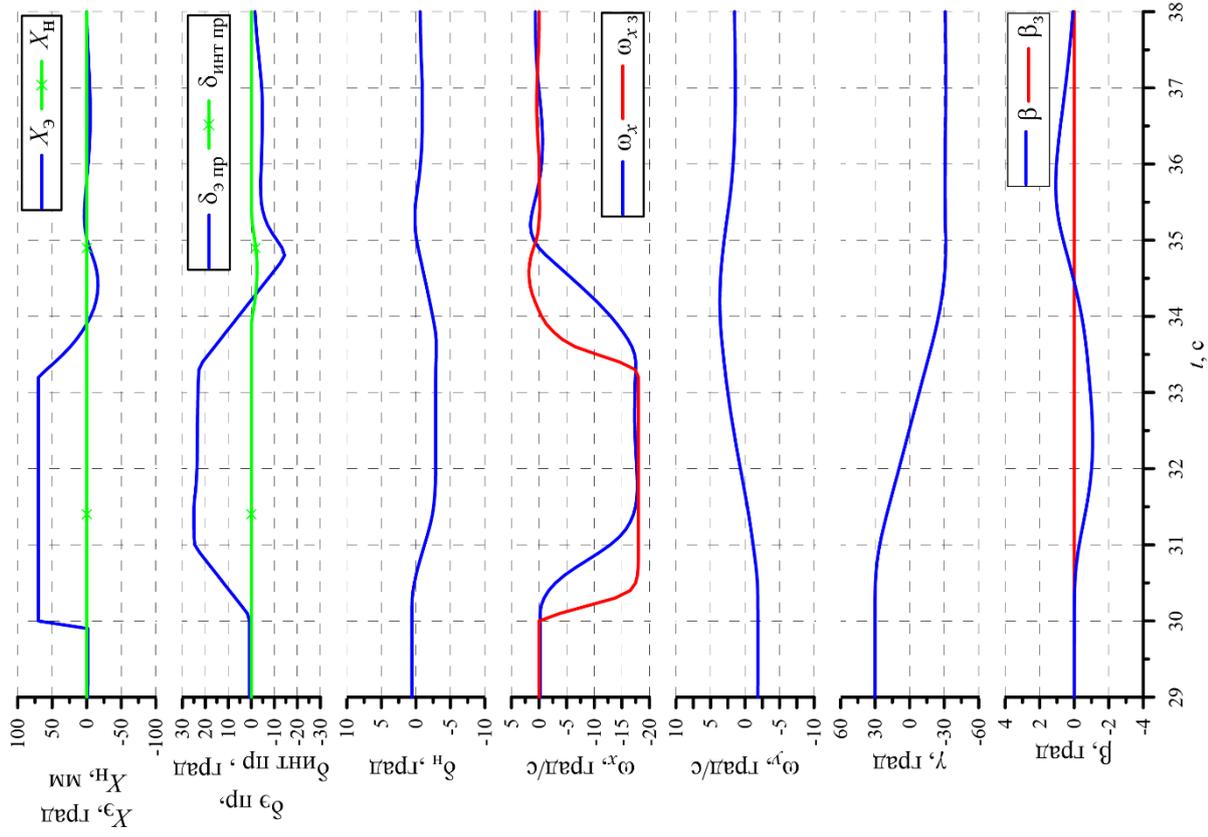


Рисунок 5.5 – Результаты моделирования манёвра по крену (G=72700 кгс, конфигурация – крейсерская, H=5000 м, V_{из}=431 км/ч, M=0.48)

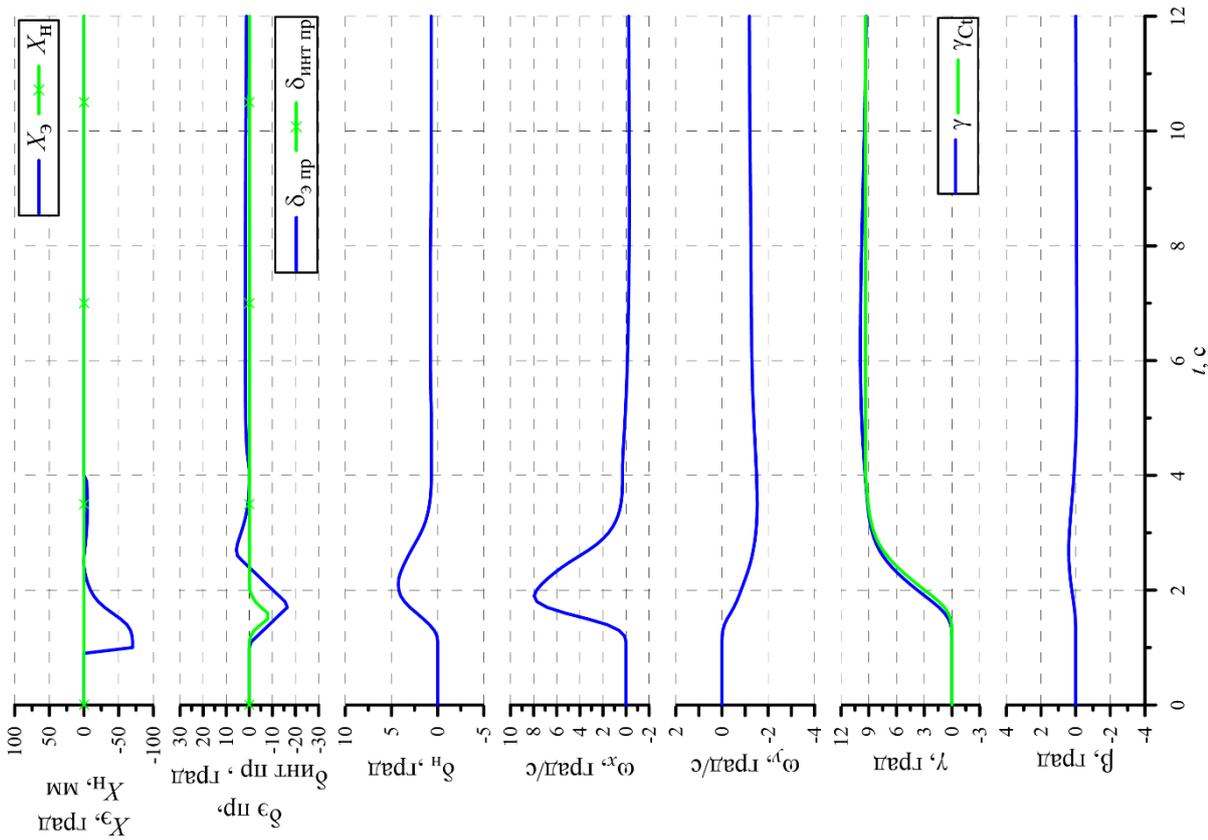


Рисунок 5.4 – Реакция самолёта при работе функции стабилизации угла крена (G=64500 кгс, конфигурация – посадочная, H=400 м, V_{из}=251 км/ч)

Для оценки времени затухания боковых колебаний $t_{\text{зат}}$ было проведено моделирование реакции самолёта с системой управления на возмущение по углу скольжения и импульсное перемещение педалей. Для времени затухания боковых колебаний предъявлялось следующие требование: затухание боковых колебаний самолёта до 5% начальной амплитуды происходило не более чем за 12 с на режимах взлёта и посадки, и не более чем за 20 с на крейсерском режиме полёта [29]. Для всех рассмотренных режимов данное требование выполняется. Рисунки 5.6-5.7 иллюстрируют реакцию самолёта на возмущение по углу скольжения и импульсное перемещение педалей.

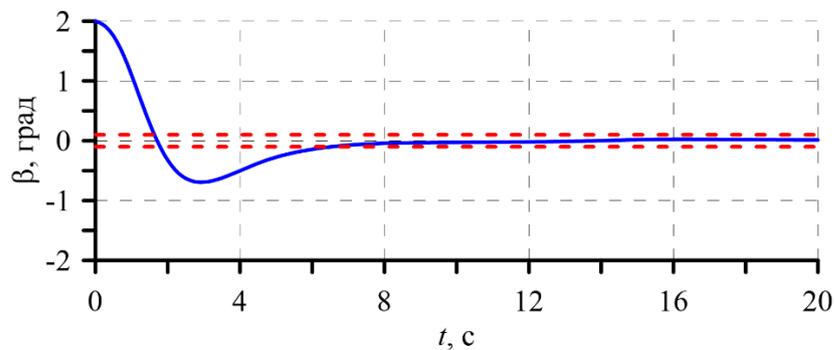


Рисунок 5.6 – Реакция самолёта с системой управления на возмущение по углу скольжения ($G=64500$ кгс, конфигурация – посадочная, $H=400$ м, $V_{\text{ИЗ}}=251$ км/ч)

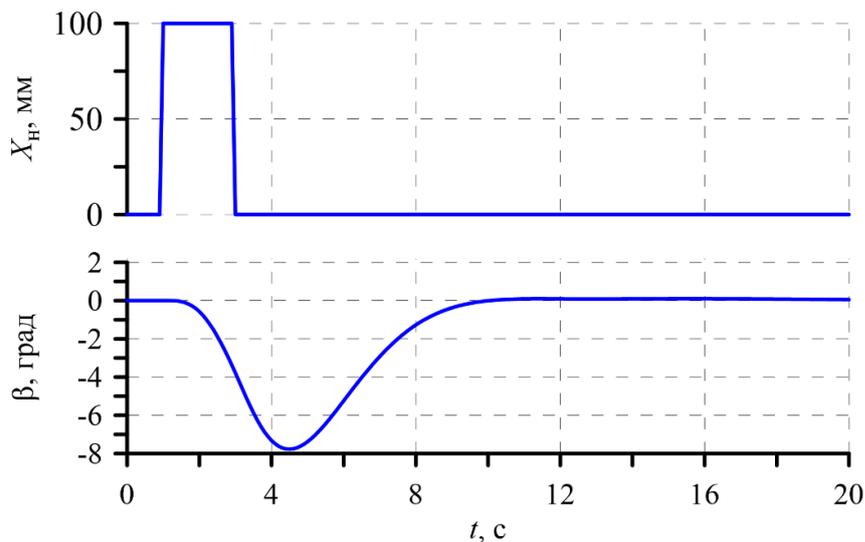


Рисунок 5.7 – Реакция самолёта с системой управления на импульсное перемещение педалей ($G=64500$ кгс, конфигурация – посадочная, $H=400$ м, $V_{\text{ИЗ}}=251$ км/ч)

При ступенчатом знакопеременном перемещении педалей на половину максимального хода $|X_n| = 0.5 \cdot X_{n \max}$ на всех рассмотренных режимах, самолёт достигает заданного угла скольжения β_3 что обеспечивает желаемые характеристики управляемости X_n^β , и точно его отслеживает. Переходный процесс по углу скольжения близок к апериодическому. Также самолёт достигает заданной скорости крена ω_{x_3} , что обеспечивает желаемые характеристики управляемости $X_n^{\omega_x}$. После перемещения педалей в противоположенную сторону режим самолёт также достигает заданного угла скольжения β_3 и заданной скорости крена ω_{x_3} . Данное поведение самолета соответствует той эталонной модели, которая должна реализовываться с помощью интегральной системы управления. В качестве примера на рисунке 5.8 представлены результаты реакции самолёта на знакопеременном перемещении педалей на половину максимального хода для одного из рассмотренных режимов (Режим №5 «1.23V_s»).

Для демонстрации ограничения угла скольжения было проведено моделирование реакции самолёта, для всех рассматриваемых режимов, на:

- ступенчатое знакопеременное перемещение педалей на половину максимального хода $|X_n| = 0.5 \cdot X_{n \max}$, а затем на максимальный ход $|X_n| = X_{n \max}$;
- ступенчатое знакопеременное перемещение педалей на максимальный ход $|X_n| = X_{n \max}$.

В качестве примера, на рисунках 5.9-5.10 представлены результаты реакции самолёта на данные управляющие воздействия для одного из рассмотренных режимов (Режим №5 «1.23V_s»). Анализ результатов, для всех рассмотренных случаев перемещения педалей, показывает, что при перемещении педалей на максимальный ход $|X_n| = X_{n \max}$ самолёт достигал заданного максимального угла скольжения без значительного перерегулирования и точно его отслеживает, тем самым обеспечивается ограничение угла скольжения. Переходный процесс по углу

скольжения близок к аperiodическому. Также самолёт достигает заданной скорости крена ω_{x3} и точно её отслеживает. После превышения углом крена значения $|\gamma| > \gamma_1$, движение самолёта по крену прекращается. Данное поведение самолёта соответствует эталонной модели, которая должна реализовываться с помощью интегральной системы управления.

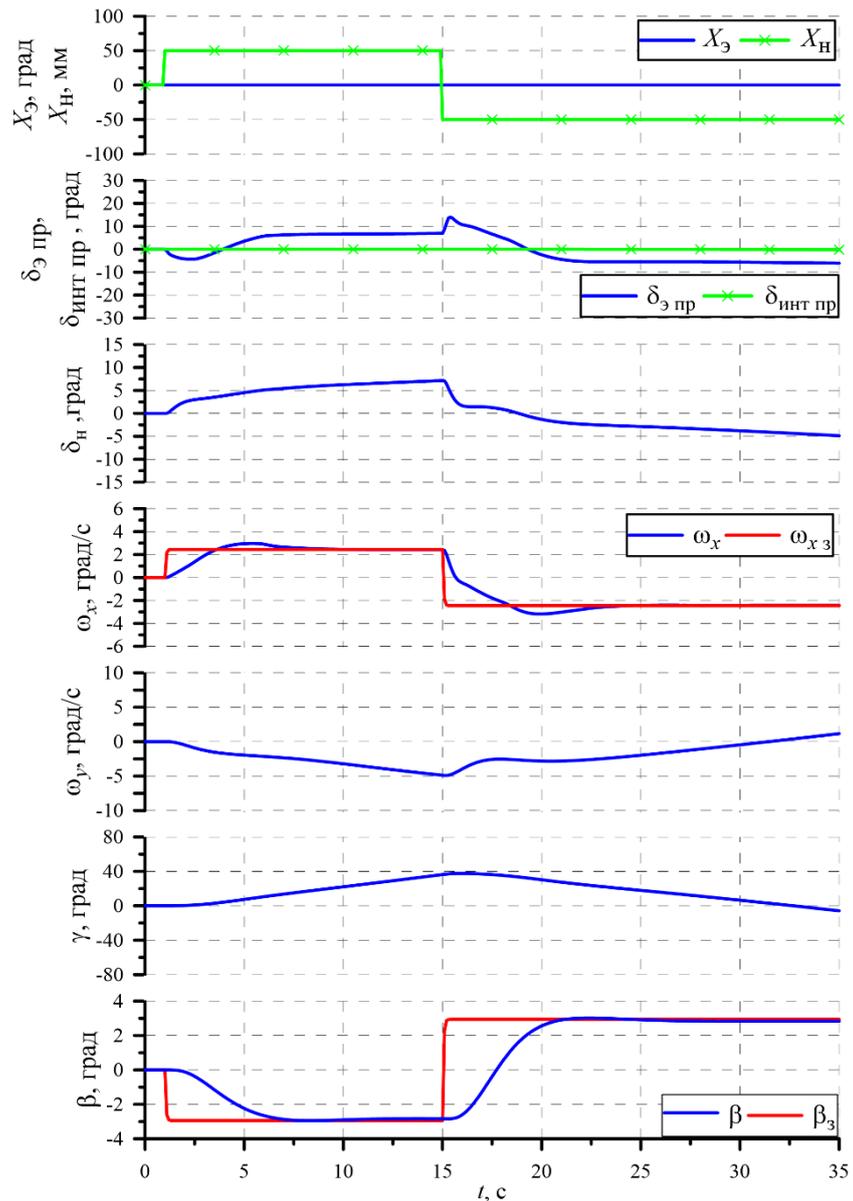


Рисунок 5.8 – Реакция самолёта на знакопеременное перемещение педалей ($G=64500$ кгс, конфигурация – посадочная, $H=400$ м, $V_{ИЗ}=251$ км/ч)

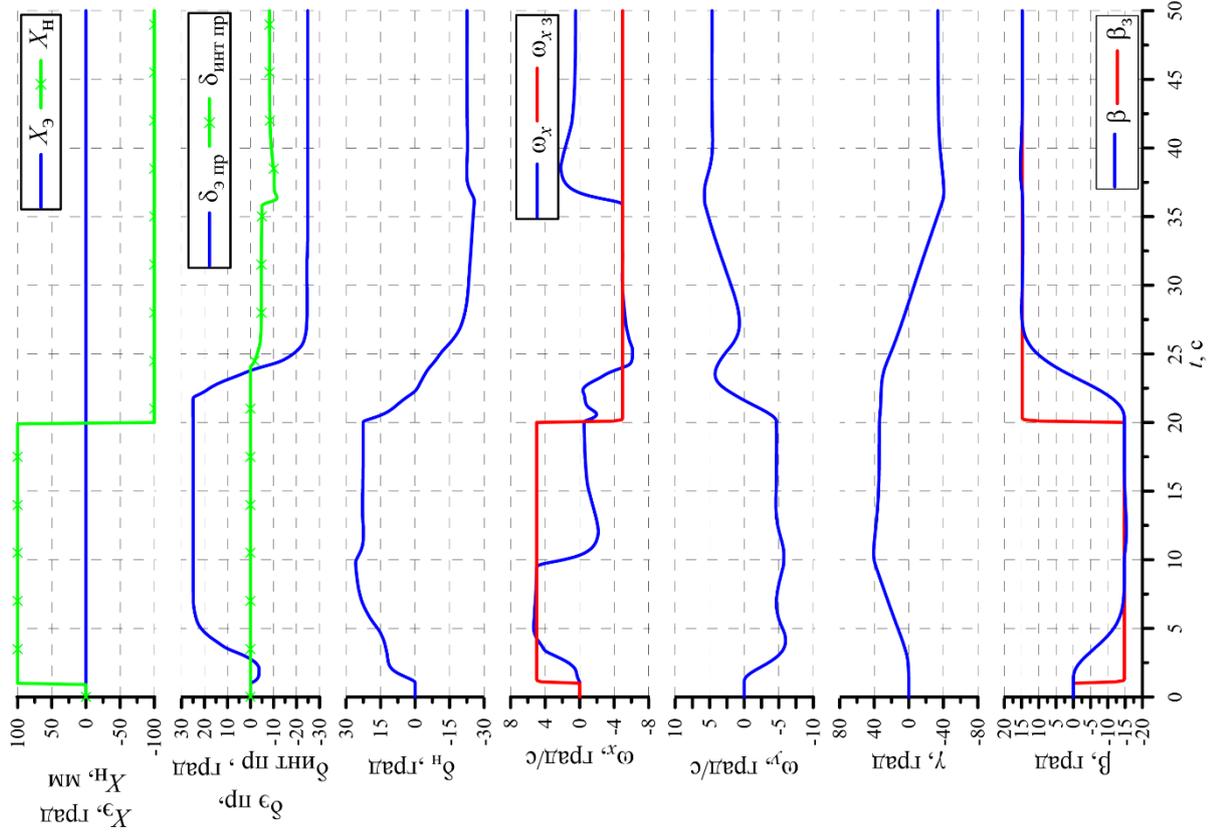


Рисунок 5.10 – Реакция самолёта на 3 перемещение педалей на максимальную величину ($G=64500$ кгс, конфигурация – посадочная, $H=400$ м, $V_{из}=251$ км/ч)

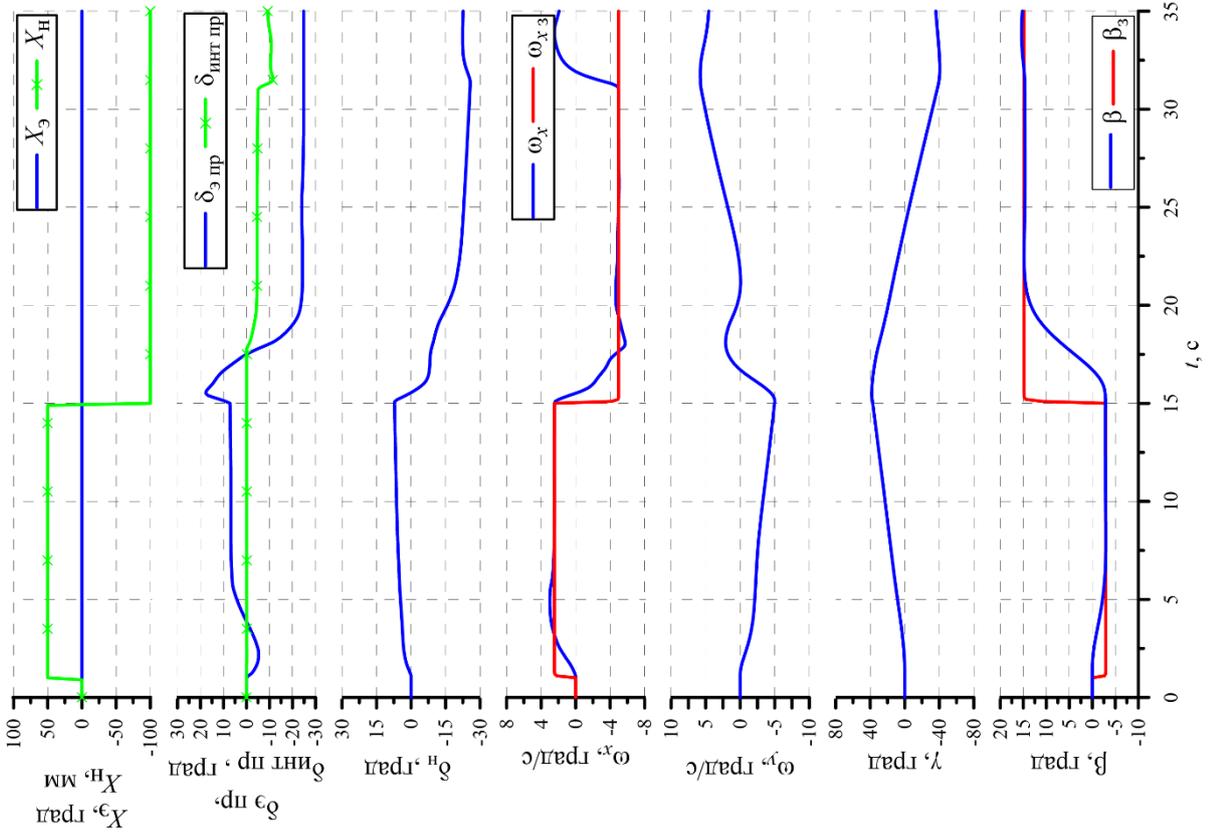


Рисунок 5.9 – Реакция самолёта на знакпеременное перемещение педалей ($G=64500$ кгс, конфигурация – посадочная, $H=400$ м, $V_{из}=251$ км/ч)

Для демонстрации реакции самолёта при интенсивном управлении был проведён расчёт реакции самолёта на серию импульсных отклонений педалей, различного знака, на максимальную величину: педали перемещаются на максимальную величину $|X_n| = X_{n \max}$ и удерживаются в таком положении пока самолёт не достигнет максимального угла скольжения, затем отклоняется на максимальную величину в противоположенную сторону и удерживается в таком положении до достижения самолётом максимального угла скольжения и т.д. Рисунок 5.11, на примере Режима №5 «1.23V_s», иллюстрирует реакцию самолёта на серию импульсных отклонений педалей, различного знака, на максимальную величину. При импульсном перемещении педалей на максимальную величину самолёт достигает заданного максимального угла скольжения, без значительного перерегулирования, при возвращении педалей в нейтральное положение самолёт поддерживает нулевой угол скольжения.

Для оценки поведения самолёта при отказе двигателя было проведено моделирование движения самолёта в случае отказа двигателя и невмешательстве лётчика в управления. Отказ двигателя происходит в следующих условиях: самолёт находится в сбалансированном горизонтальном полёте, затем РУДы переводятся во взлётное положение (5 с) и после выхода тяги на максимальное значение (для данного режима) происходит отказ двигателя (10 с). Для всех рассмотренных режимов после отказа двигателя автоматически отклоняется руль направления, при этом угол скольжения близок к нулю, первоначальная реакция самолёта при отказе двигателя как по углу скольжения, так и по углу крена естественная, не вводит лётчика в заблуждение (сразу после отказе левого двигателя угол крена отрицательный), затем стабилизируется угол крена $\gamma_{нт}$ – угол крена определяемый в функции компенсации несимметричной тяги двигателей. Рисунок 5.12, на примере Режима №1 «1.13V_s», иллюстрирует реакцию самолёта при отказе двигателя и невмешательстве лётчика в управления. Основываясь на проведённых расчётах можно сделать вывод, что интегральный закон управления

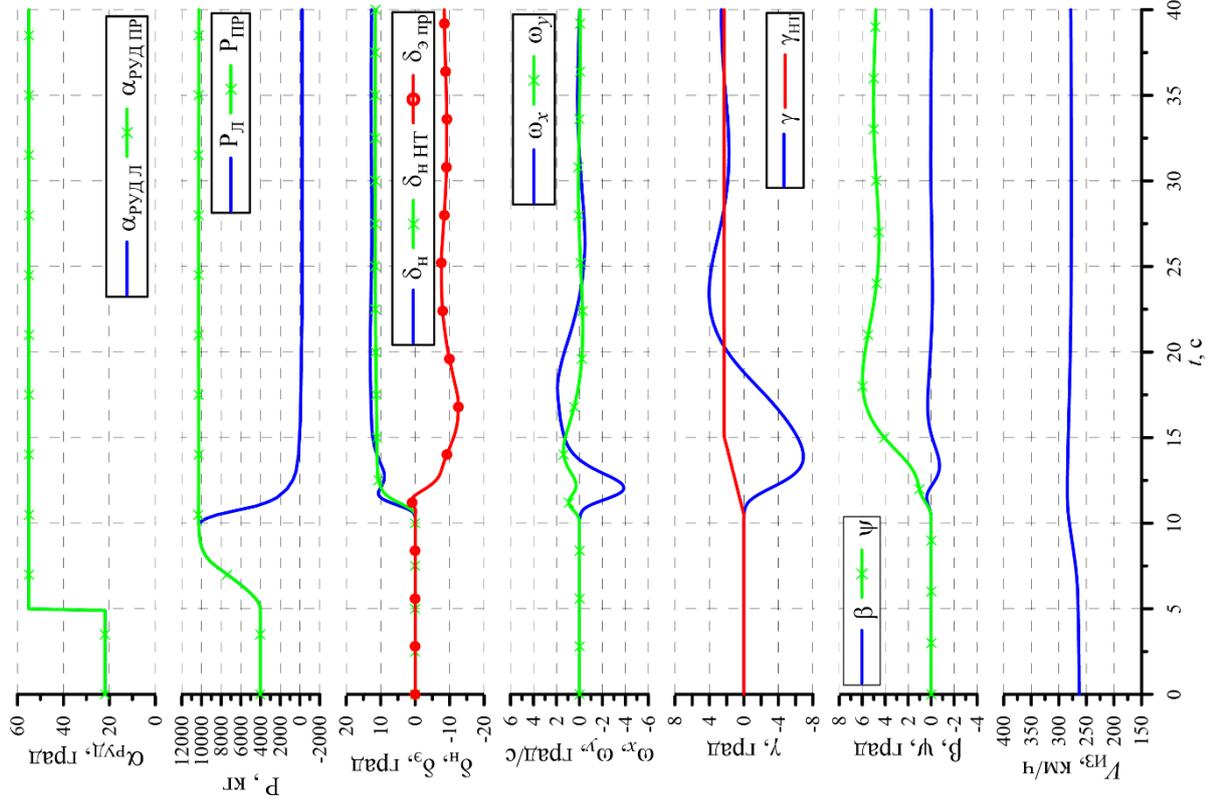


Рисунок 5.12 – Реакция самолёта при отказе двигателя (G=73500 кгс, конфигурация – взлётная, H=400 м)

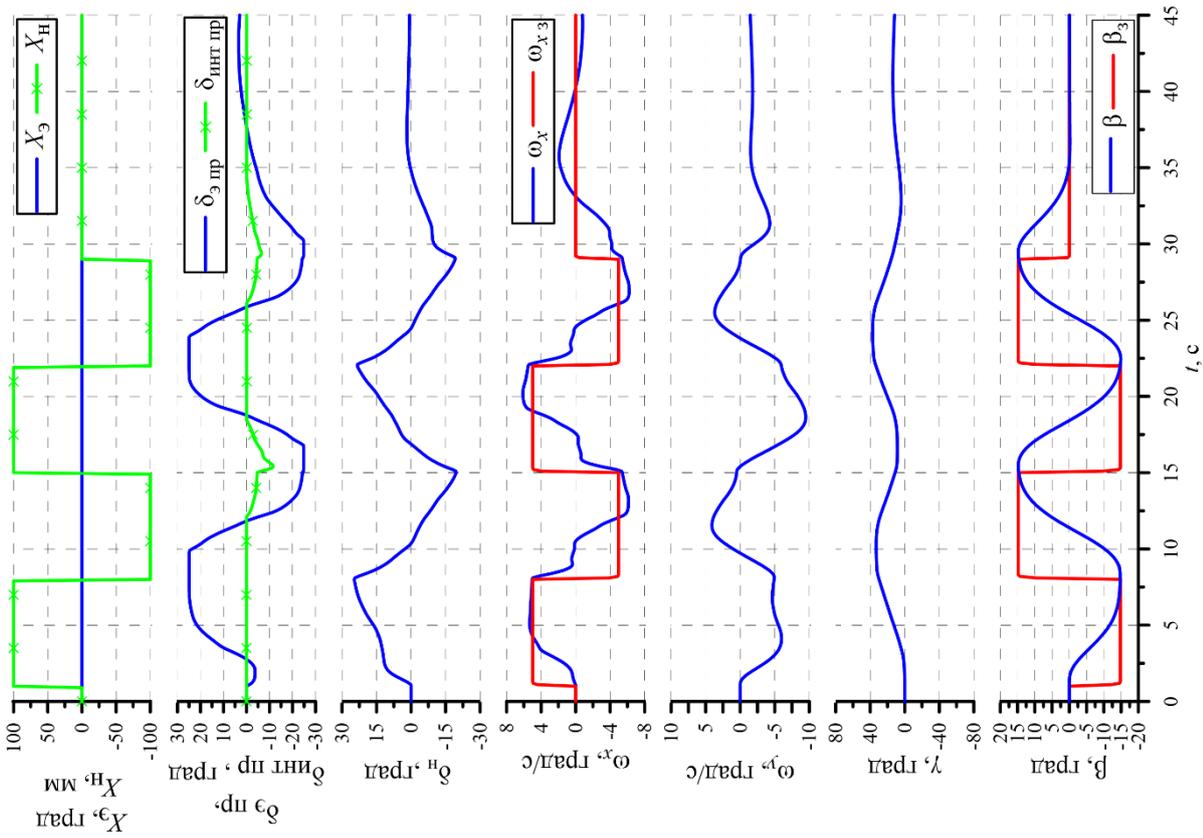


Рисунок 5.11 – Реакции самолёта на серию импульсных отклонений педалей (G=64500 кгс, конфигурация – посадочная, H=400 м, V_{из}=251 км/ч)

в путевом канале не способствует вводу в заблуждение лётчика в случае отказа двигателя.

Проведённые расчётные исследования по оценке управляемости самолёта при совместной работе интегральных законов в поперечном и путевом каналах управления показали, что:

- при ступенчатом отклонении БРУ по крену самолёт достигает заданной скорости крена при $|\gamma| \leq \gamma_1$ °, а затем при $|\gamma| > \gamma_1$ заданного угла крена;
- при максимальном отклонении БРУ по крену самолёт достигает заданной максимальной скорости крена, а затем заданного максимального угла крена, тем самым выполняет функцию ограничения скорости крена и угла крена заданными величинами;
- при перемещении педалей самолёт достигает заданного угла скольжения и заданной скорости крена, обеспечивая заданную реакцию самолёта по крену на отклонение педалей;
- при перемещении педалей на максимальную величину, самолёт достигает заданного максимального угла скольжения без существенного его превышения;
- в случае отказа двигателя реакция самолёта естественная и не способствует вводу в заблуждение лётчика.

Таким образом расчётные исследования показали, что данные алгоритмы обеспечивают выполнение заявленных для них функций в широком диапазоне режимов полёта с достаточной точностью.

5.2 Стендовые исследования интегральных законов управления в поперечном и путевом каналах

В стендовых исследованиях, с участием лётчиков-испытателей, оценивалась управляемость рассматриваемого гипотетического самолёта транспортной категории с интегральными законами управления в боковом канале (см. глава 4). Оценка проводилась для различных режимов полёта и конфигураций крыла.

Рассматривался широкий диапазон скоростей (250км/ч÷600км/ч) и высот (400м÷11000м) полёта.

В поперечном канале оценивалось:

- выдерживание заданного значения скорости крена ω_{x3} (при $|\gamma| \leq \gamma_1$);
- выдерживание заданного значения угла крена γ_3 (при $|\gamma| > \gamma_1$);
- ограничение угла крена γ_{\max} при максимальном отклонении рычага управления по крену $X_{\varepsilon \max}$.

В путевом канале оценивалось:

- выдерживание заданного значения угла скольжения β_3 – пропорционально перемещению педалей X_n ;
- ограничение угла скольжения при максимальном отклонении педалей $X_{n \max}$;
- реакция по крену (ω_x) при отклонении педалей;
- координированное скольжение.

Оценка реакции самолёта на управление самолётом по крену проводилась при различных отклонениях БРУ по крену. Рисунки 5.11-5.14 иллюстрируют реакцию самолёта при управлении БРУ по крену для основных полётных конфигураций (рисунок 5.12 – посадочная конфигурация, рисунок 5.14 – взлётная конфигурация, рисунки 5.15-5.16 – крейсерская конфигурация). Анализируя результаты стендовых исследований можно увидеть, что при отклонениях БРУ по крену самолёт достигает заданной скорости крена ω_{x3} и точно её отслеживает. При превышении угла крена по абсолютной величине более $|\gamma| > \gamma_1$ (в нормальной области полёта $\gamma_1 = 35$ град) самолёт достигает заданного угла крена γ_3 , значение которого соответствует положению БРУ и достаточно точно его отслеживает. При отклонении БРУ по крену на максимальную величину самолёт достигает заданной максимальной скорости крена, которая соответствует максимальному отклонению БРУ по крену, без существенного её превышения, затем самолёт достигает заданного максимального угла крена γ_{\max} и точно его отслеживает.

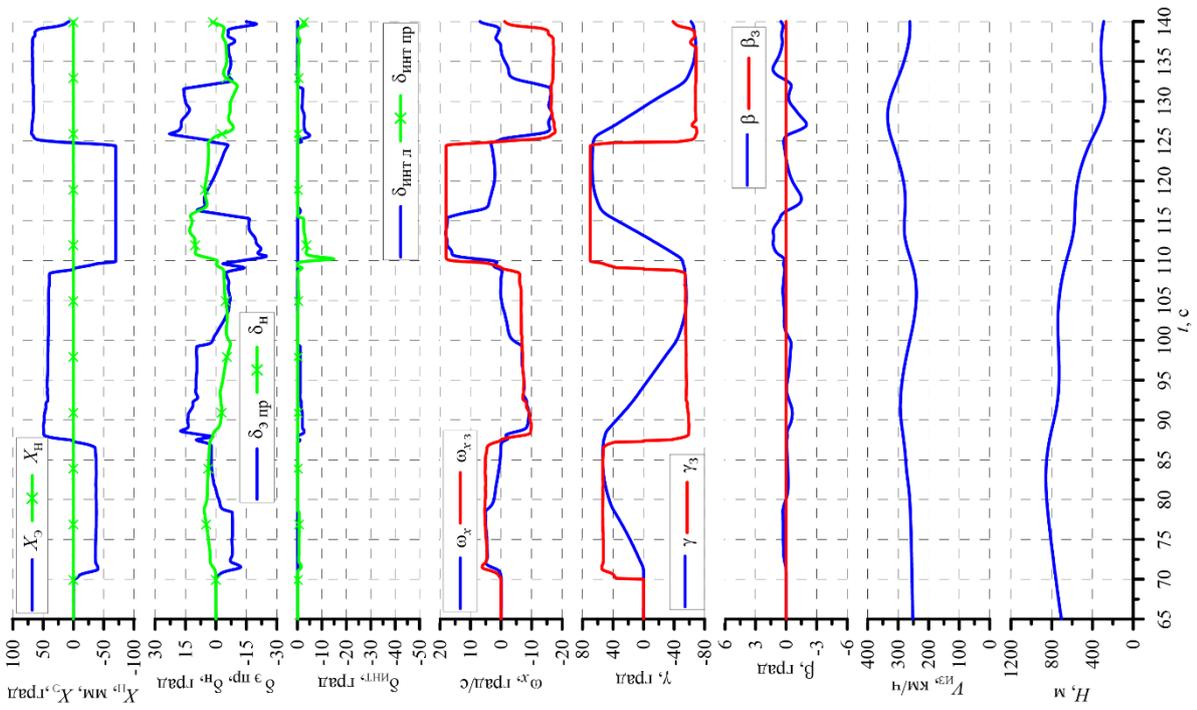


Рисунок 5.13 – Управление самолётом по крену (G=64500 кгс, конфигурация – посадочная)

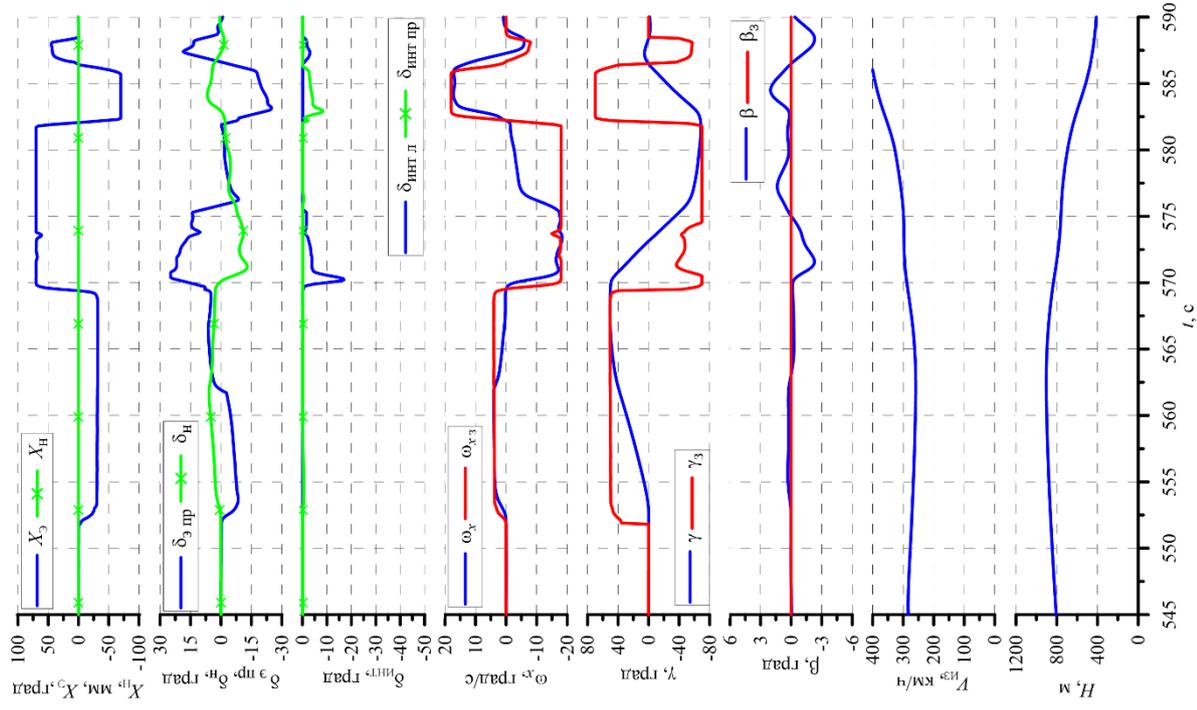


Рисунок 5.14 – Управление самолётом по крену (G=73500 кгс, конфигурация – взлётная)

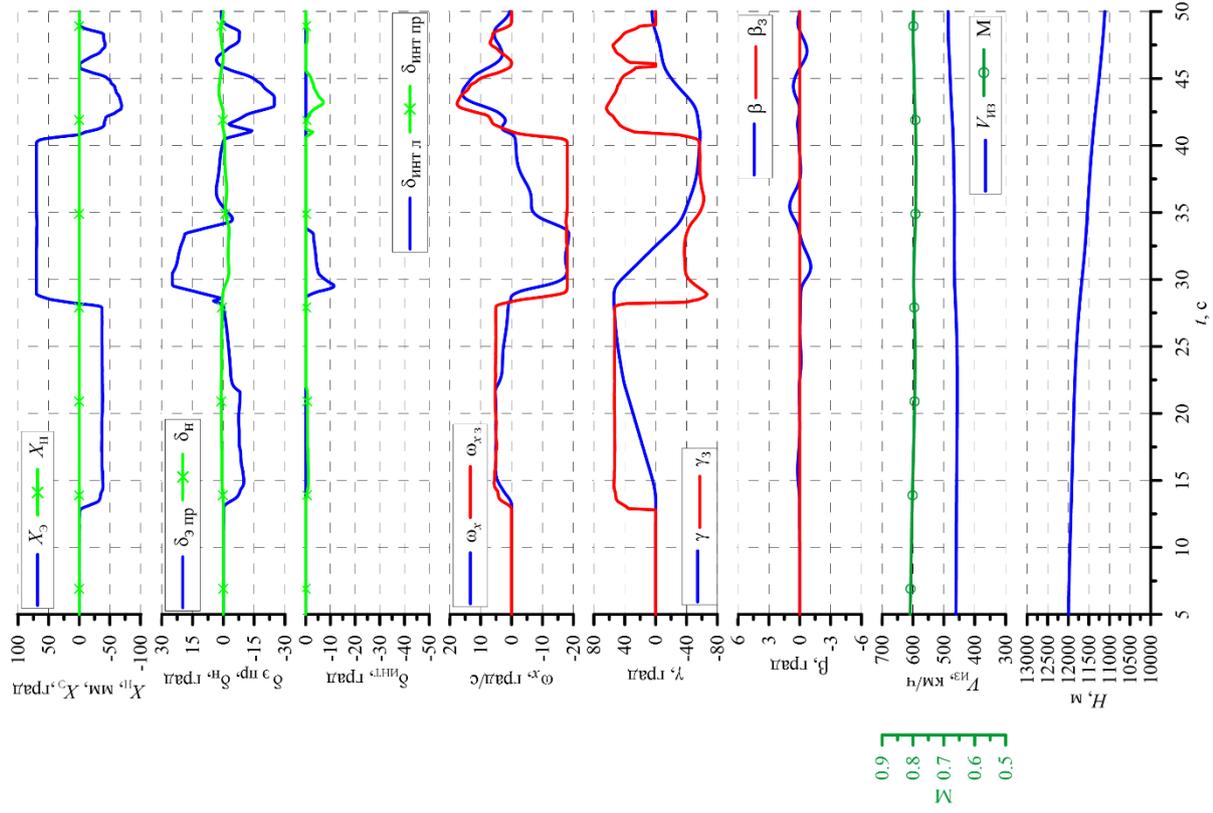


Рисунок 5.16 – Управление самолётом по крену ($G=71500$ кгс, конфигурация – крейсерская)

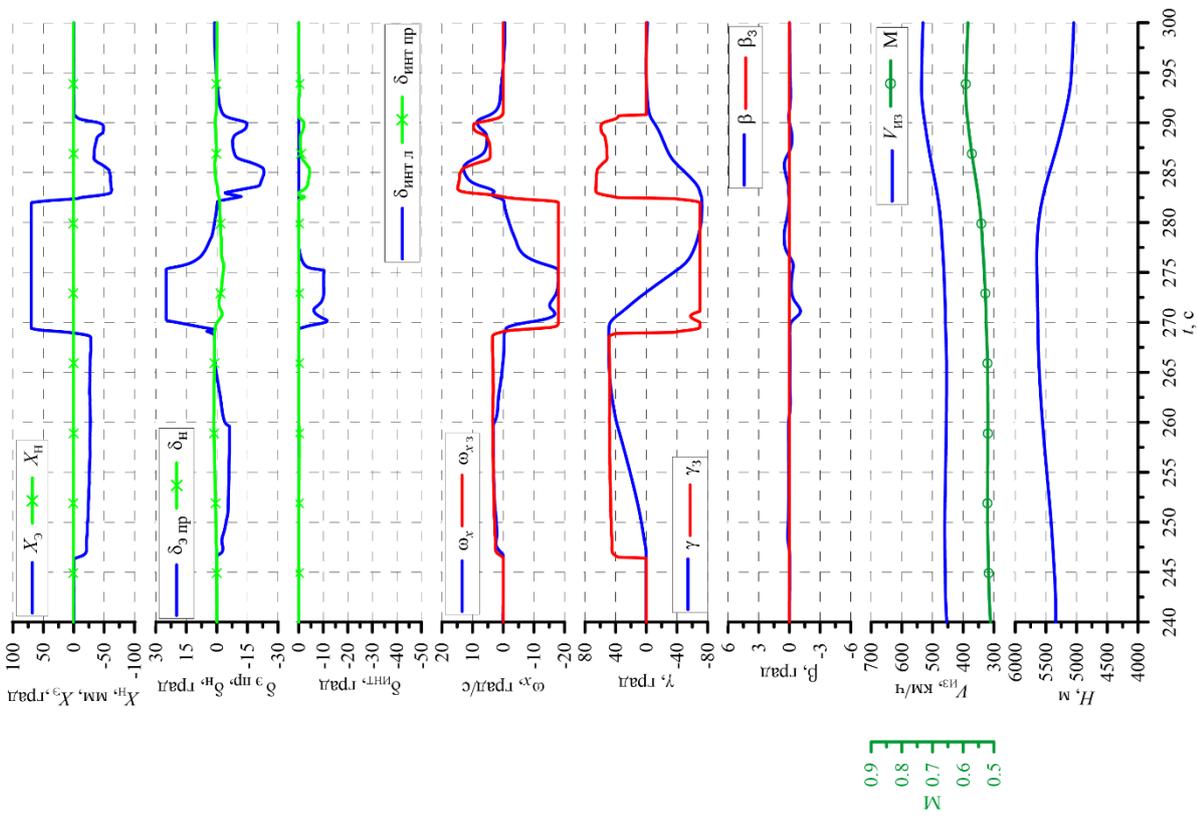


Рисунок 5.15 – Управление самолётом по крену ($G=72700$ кгс, конфигурация – крейсерская)

Для оценки динамики движения по крену самолёта при углах атаки $\alpha > \alpha_{\text{сигн}}$ в стендовых исследованиях осуществлялся вывод самолёта на углы атаки $\alpha > \alpha_{\text{сигн}}$ при этом одновременно осуществлялось управление по крену. Для демонстрации на рисунке 5.17 представлен фрагмент стендовых исследований из которого видно, что самолёт вводится в максимальный крен, а затем БРУ по тангажу отклоняется на кабрирование на максимальную величину угол атаки самолёта превышает значение $\alpha_{\text{сигн}}$ и достигает α_{max} , при этом максимальный угол крена, соответствующий максимальному отклонению БРУ по крену, уменьшается и самолёт его точно отслеживает.

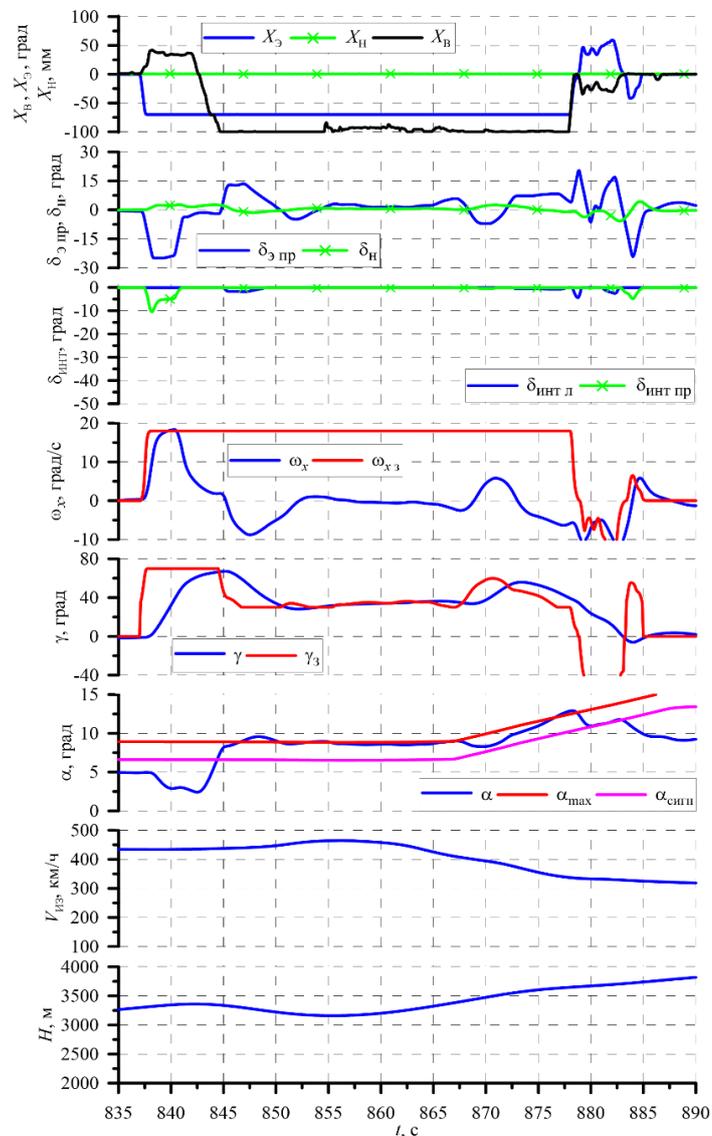


Рисунок 5.17 – Динамика самолёта в поперечном канале при $\alpha > \alpha_{\text{сигн}}$

По мнению лётчиков уменьшение максимального угла крена при выходе на α_{\max} повышает комфорт управления на малых скоростях полёта.

В процессе стендовых исследований лётчики оценили работу функции стабилизации угла крена. При освобождении рычагов управления в боковом канале самолёт сохранял угловое положение по крену, данное поведение самолёта иллюстрирует рисунок 5.18. Наличие функции стабилизации угла крена по мнению лётчиков, существенно повышает комфорт пилотирования.

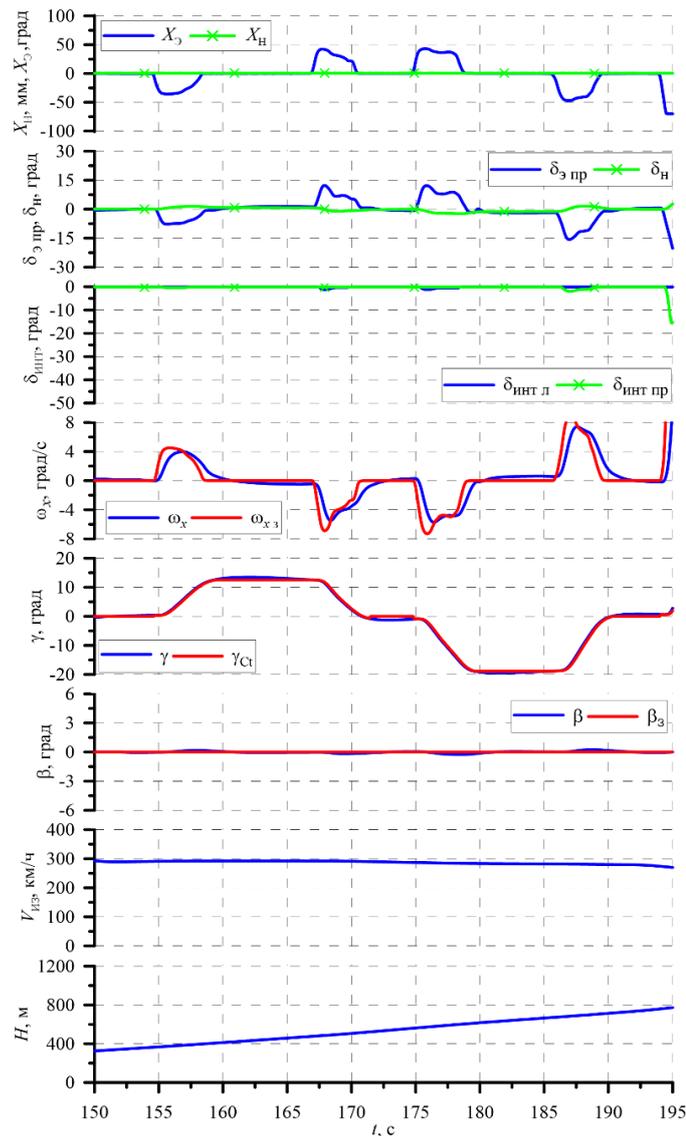


Рисунок 5.18 – Стабилизация угла крена ($G=50000$ кгс, конфигурация – взлётная)

Представленный интегральный закон обеспечивает заданную реакцию самолёта по крену не зависимо от режима полёта и точное выдерживание заданного максимального угла крена γ_{\max} на всех режимах полёта, а также стабилизацию угла

крена. Лётчики положительно оценили инвариантность реакции самолёта по крену и точность ограничения угла крена.

Оценка реакции самолёта на управление самолётом в путевом канале проводилась при различных перемещениях педалей от малых до максимальных перемещений. Исследования проводились для основных конфигураций, результаты стендовых исследований, демонстрирующие реакцию самолёта с системой управления на перемещение педалей представлены на рисунках 5.19-5.22. (рисунок 5.19 – посадочная конфигурация, рисунок 5.20 – взлётная конфигурация, рисунки 5.21-5.22 – крейсерская конфигурация). Проведя анализ результатов стендовых исследований можно увидеть, что при малых и средних перемещениях педалей самолёт достигает заданного угла скольжения β_3 и точно его отслеживает, при максимальном перемещении педалей самолёт достигает заданного максимального угла скольжения β_{\max} , который соответствует максимальному перемещению педалей и зависит от скорости полёта, без существенного его превышения и точно его отслеживает. При управлении педалями самолёт достигает заданной скорости крена ω_{x_3} , при этом перерегулирование не превышает 10%, и достаточно точно её выдерживает. Оценка ограничения угла скольжения проводилась и для случая разгона или торможения с максимально отклонёнными педалями т.е. педали перемещались на максимальную величину и после достижения самолётом максимального угла скольжения начинался разгон или торможение и в процессе оценивалась точность отслеживания заданного угла скольжения. На всех рассмотренных режимах самолёт точно отслеживает заданный максимальный угол скольжения, реакция самолёта проиллюстрирована на рисунке 5.23. Также оценивалось ограничение угла скольжения при несимметричной тяге двигателей: педали перемещались на максимальную величину, после достижения самолётом максимального угла скольжения изменялась тяга одного из двигателей. Для примера на рисунке 5.24 представлены результаты моделирования следующего маневра: педали перемещались на максимальную величину, после достижения

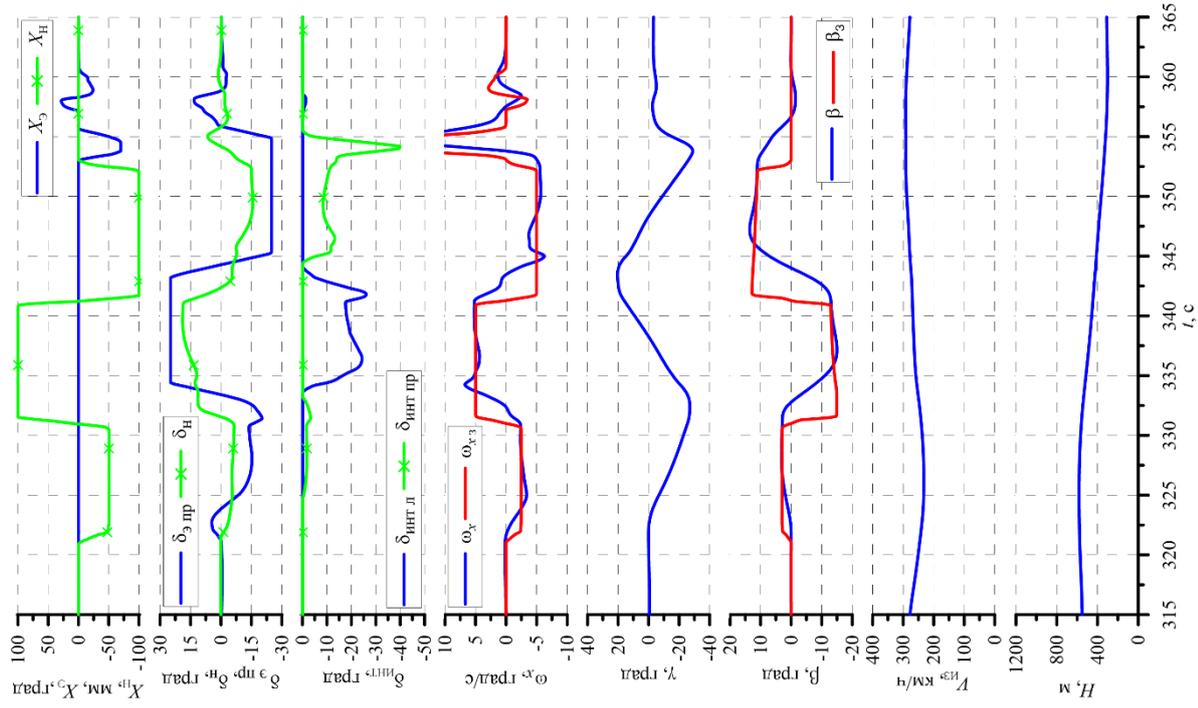


Рисунок 5.20 – Управление самолётом педалями (G=73500 кгс, конфигурация – взлётная)

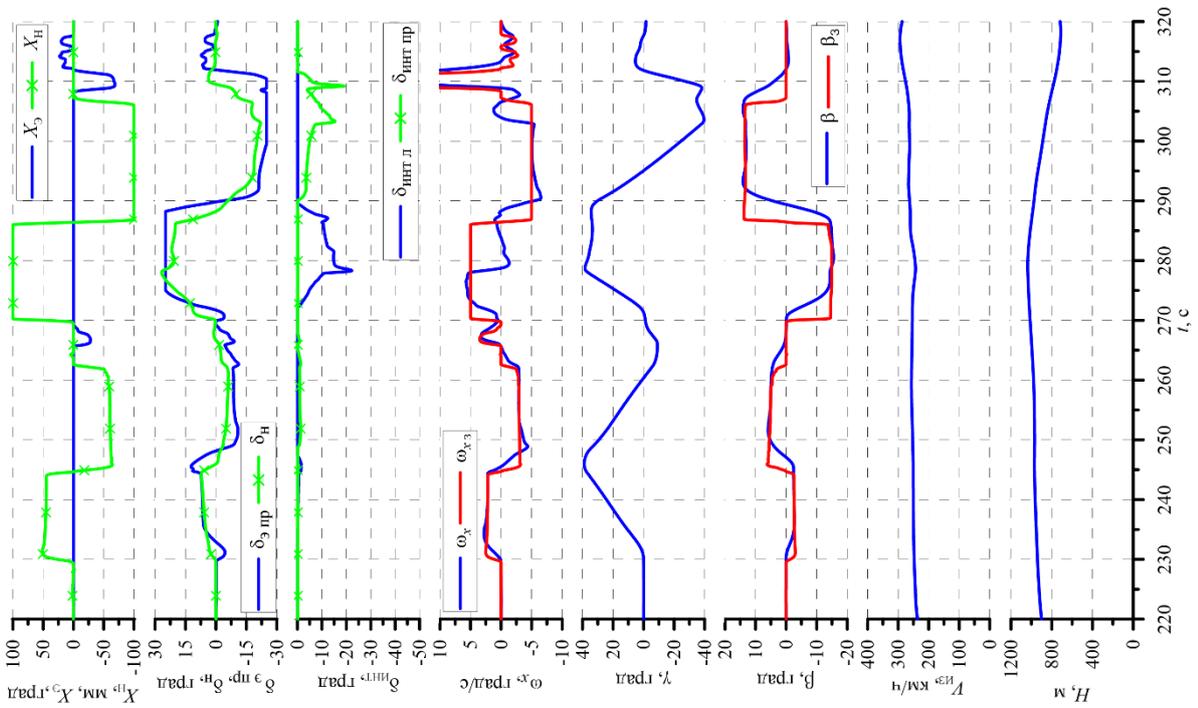


Рисунок 5.19 – Управление самолётом педалями (G=64500 кгс, конфигурация – посадочная)

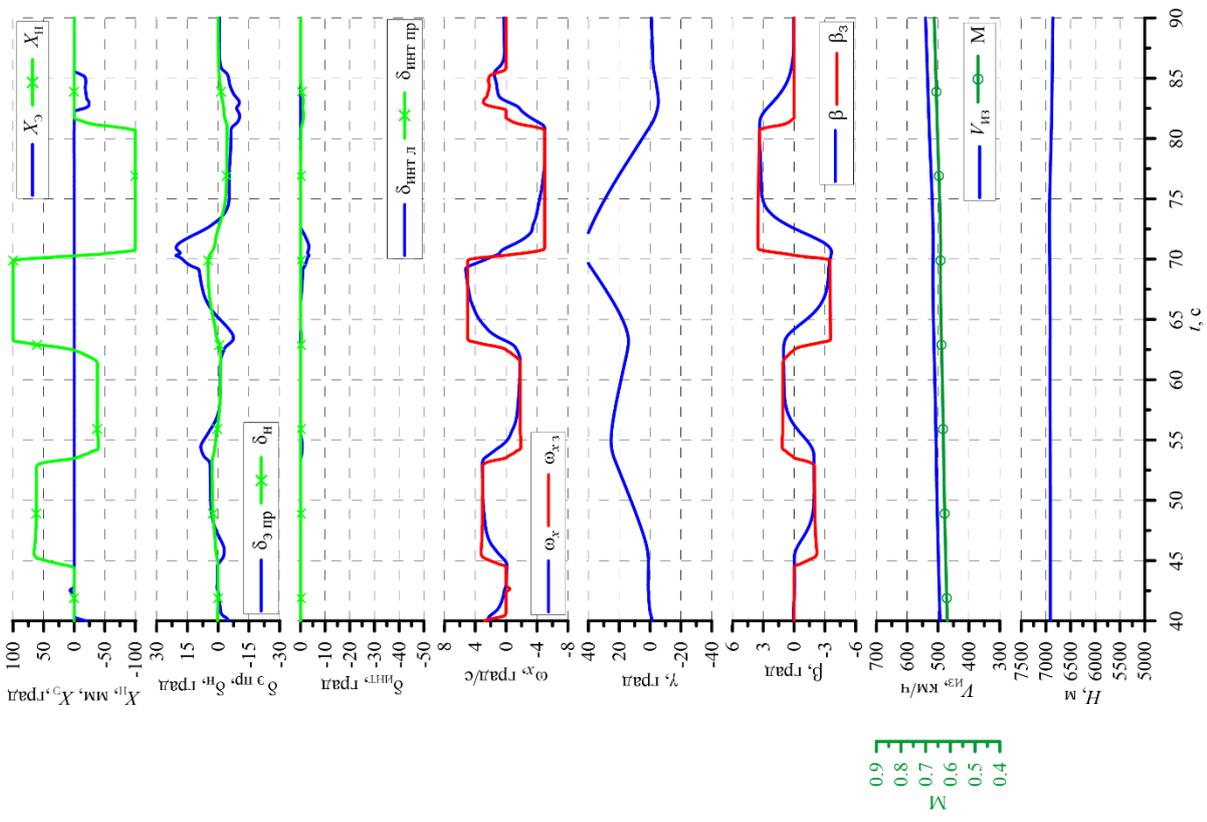


Рисунок 5.21 – Управление самолётом педалями
($G=72700$ кгс, конфигурация – крейсерская)

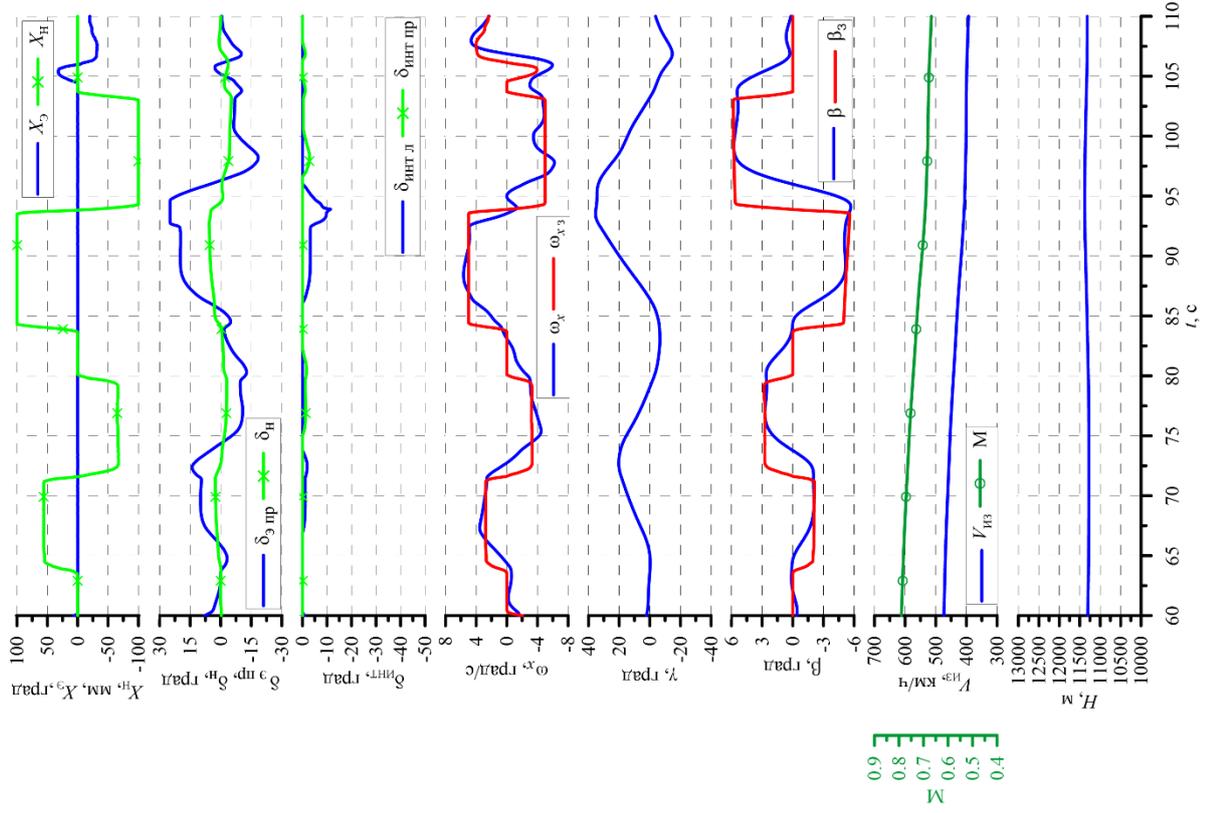


Рисунок 5.22 – Управление самолётом педалями
($G=71500$ кгс, конфигурация – крейсерская)

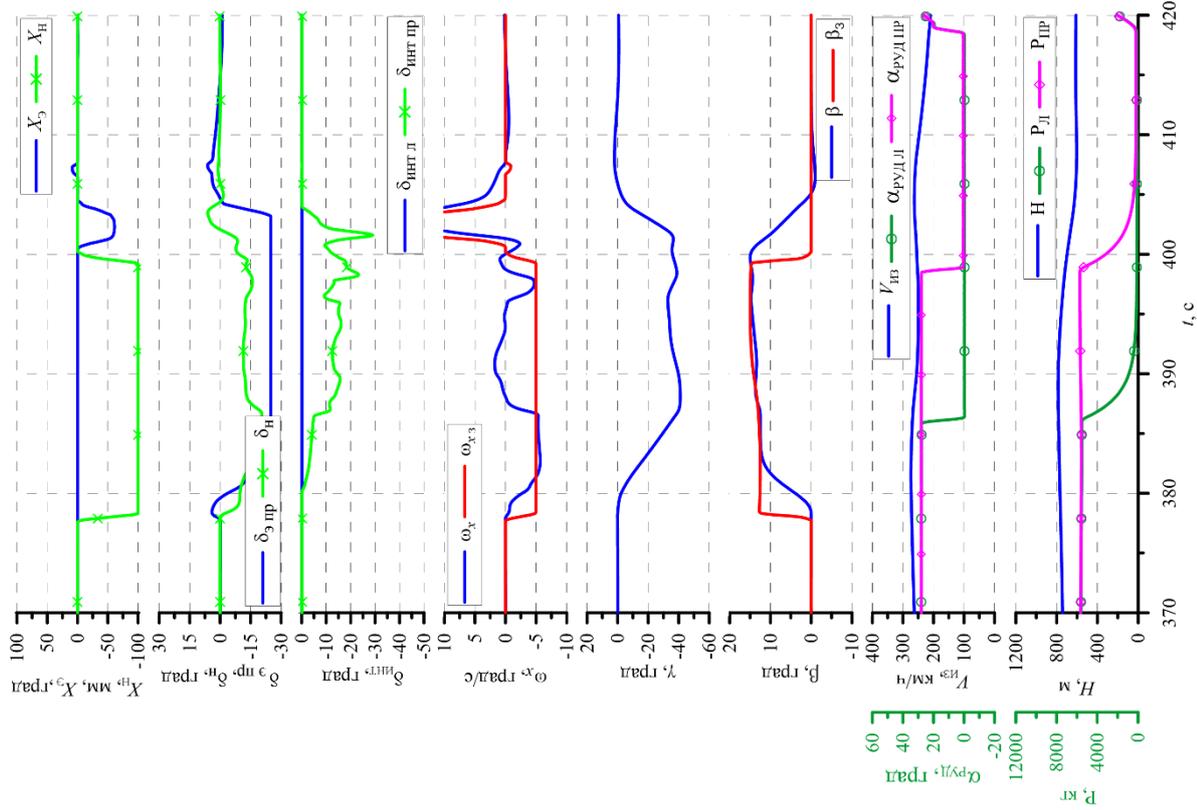


Рисунок 5.24 – Реакция самолёта на разный двигатель (G=64500 кгс, конфигурация – посадочная)

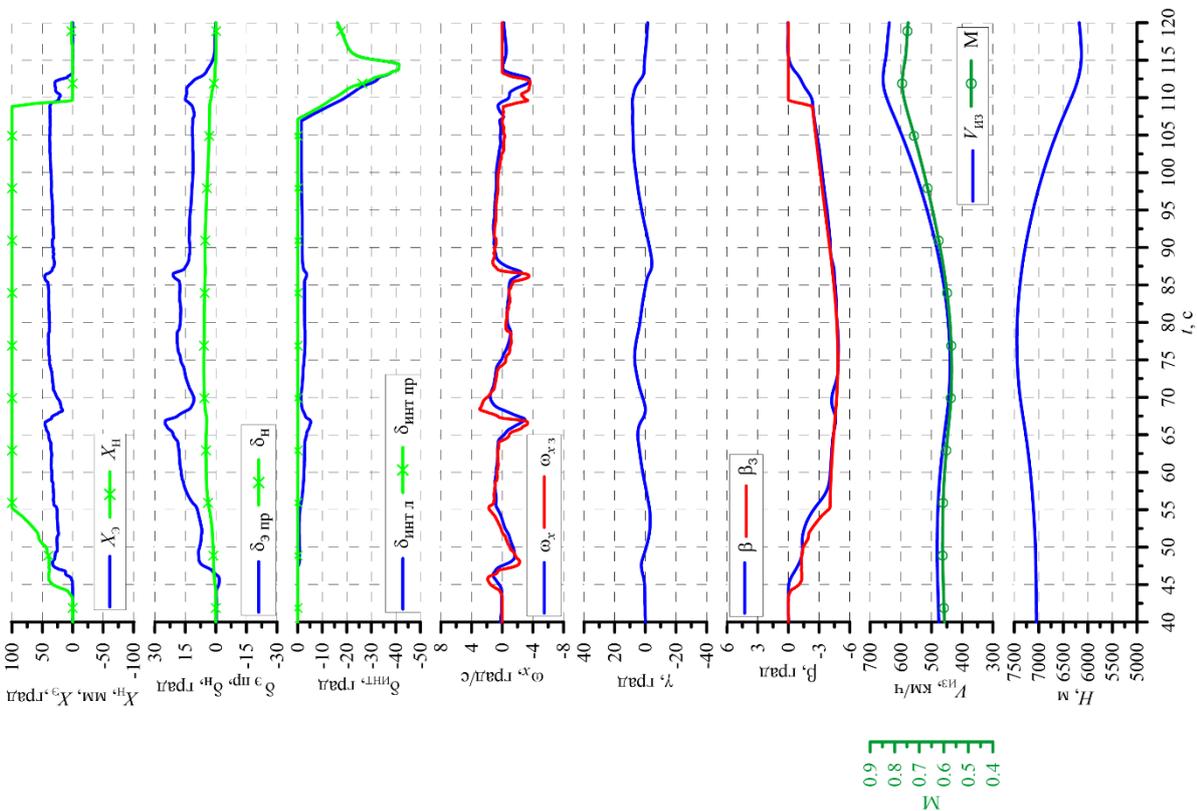


Рисунок 5.23 – Разгон самолёта с максимально отклонёнными педалями (G=72700 кгс, конфигурация – крейсерская)

самолётом максимального угла скольжения уменьшалась тяга двигателя, что создаёт дополнительный возмущающий момент рысканья направленный на увеличения угла скольжения. Из рисунка видно, что заданный максимальны угол скольжения не был превышен на значительную величину. Даная реакция характерна для всей эксплуатационной области.

Оценка движения самолёта при выполнении координированных скольжений проводилась на режимах полёта охватывающих всю эксплуатационную область полёта. В качестве примера на рисунках 5.25-5.26 представлены результаты выполнения координированных скольжений. Как видно, для парирования полного отклонения педалей требуется примерно треть отклонения БРУ по крену независимо от положения механизации крыла и скорости полёта. Это объясняется тем, что заданные значения максимальной скорости крена как от отклонения БРУ, так и от отклонения педалей не зависят от режима полёта и конфигурации крыла. Данная особенность управления была положительно оценена лётчиками как повышающая комфорт управления.

Также была проведена **оценка управляемости самолёта при наличии разной тяги двигателей**. При возникновении разнотяга двигателей (например, при отказе двигателя) и невмешательстве лётчика в управление рассматриваемая система с интегральными законами в боковом канале управления достаточно быстро и с малыми возмущением парирует возникающие возмущающие моменты. Стабилизируются, после окончания вмешательства в управление боковом канале, нулевое скольжение и углы крена при которых стабилизируется установленный угол курса. Такая реакция самолёта, по мнению лётчиков, существенно облегчает пилотирование в случае отказа двигателя. На рисунке 5.27 представлены результаты моделирования взлёта самолёта с отказом двигателя. Из рисунка видно, что после окончания вмешательства в управления в боковом канале самолёт поддерживает установленный угол курса.

Проведённые стендовые исследования показали, что представленный интегральный закон обеспечивает заданную реакцию самолёта по крену при отклонении педалей, что, в свою очередь, обеспечивает равномерное вращение

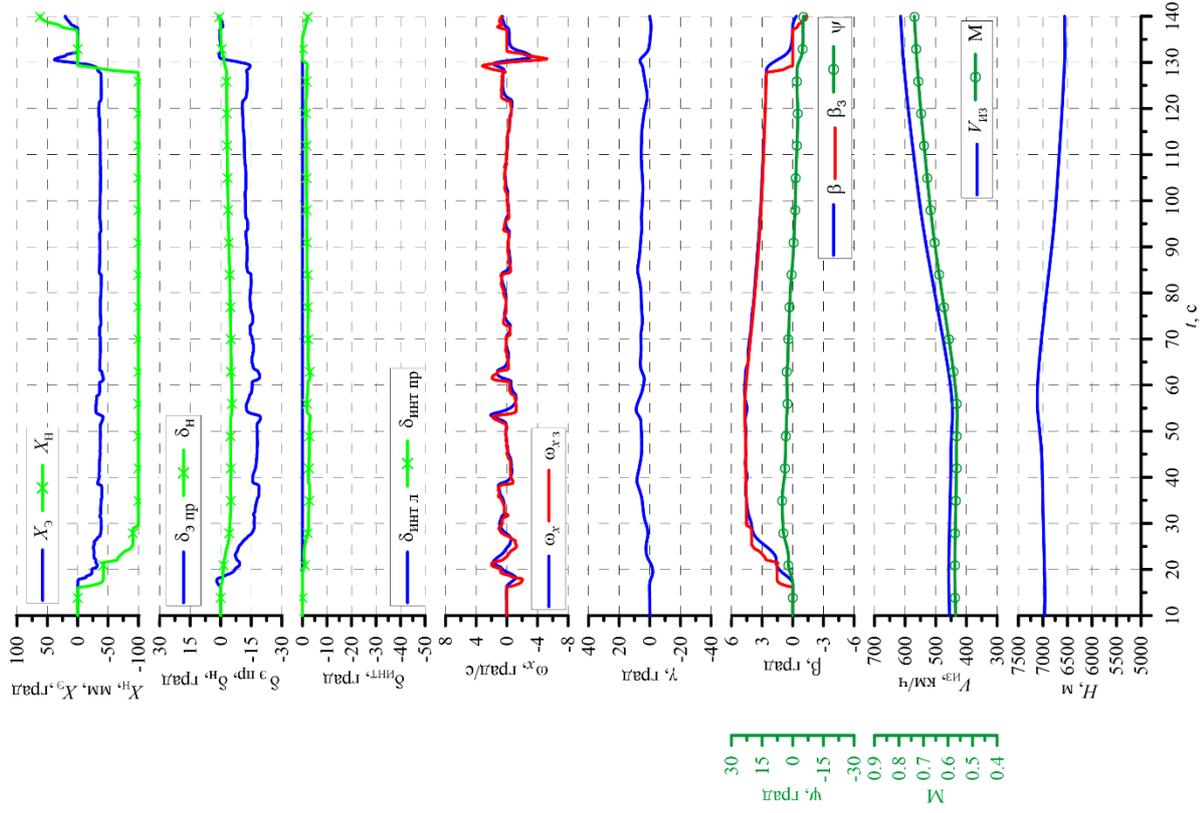


Рисунок 5.26 – Координированное скольжение (G=72700 кгс, конфигурация – крейсерская)

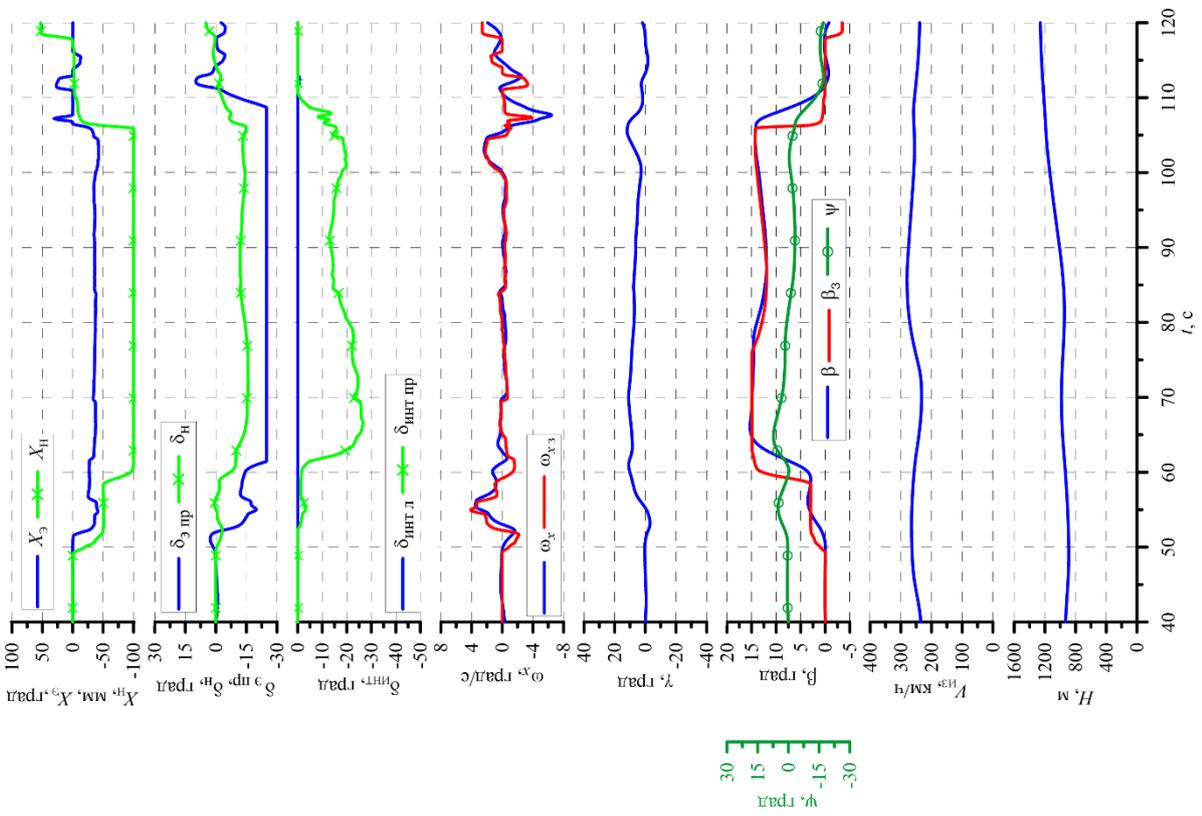


Рисунок 5.25 – Координированное скольжение (G=73500 кгс, конфигурация – взлётная)

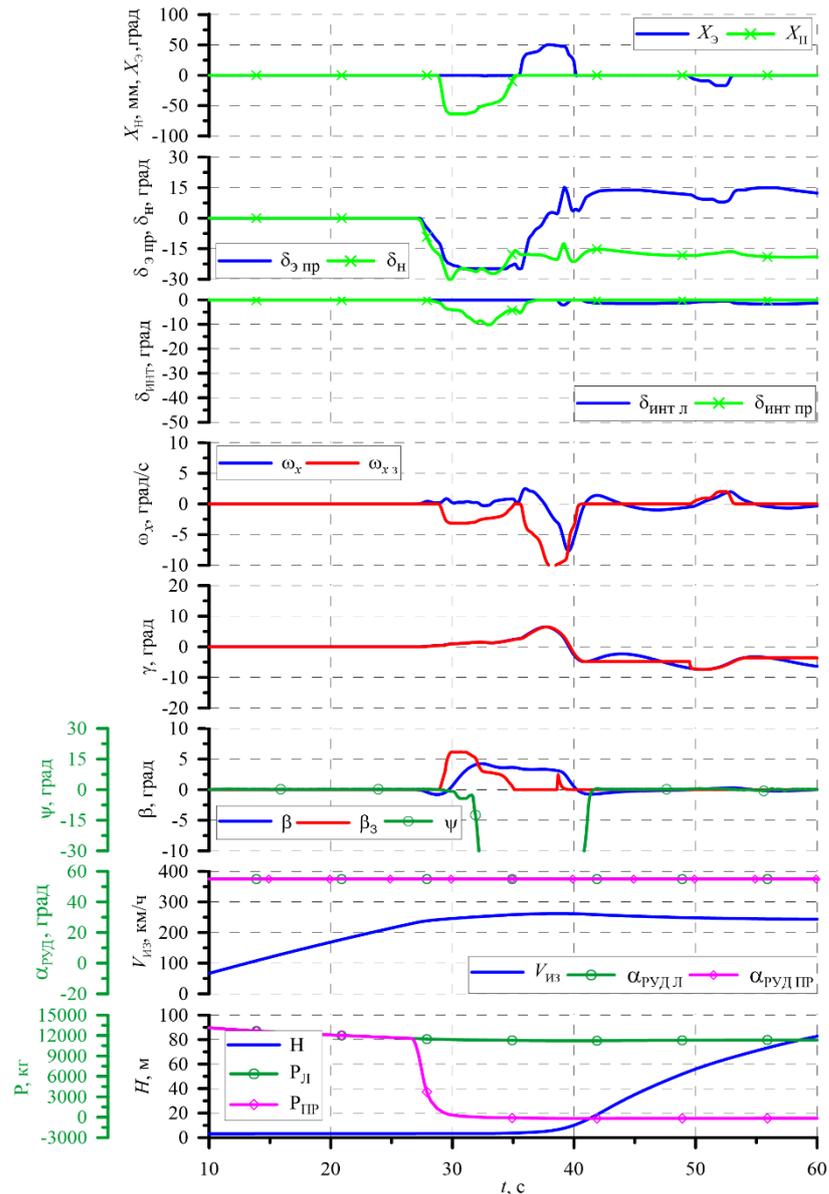


Рисунок 5.27 – Взлёт с отказом двигателя ($G=73500$ кгс, конфигурация – взлётная) самолёта по крену при управлении педалями. Лётчики отметили, что данный факт (равномерное вращение самолёта по крену при отклонении педалей) заметно повышает комфорт управления.

При исследовании интегральных законов управления в боковом канале необходимо **оценить управляемость самолёта при взлёте, заходе на посадку и посадке** поскольку на этих режимах происходит переключение между статическими и интегральными законами управления. Для этого выполнялись взлёты и посадки с боковым ветром. На рисунке 5.28 представлены результаты моделирования взлёта с боковым ветром $W_z=15$ м/с, на рисунках 5.29-5.30

представлены результаты захода на посадку с боковым ветром. По результатам выполнения взлётов и посадок с боковым ветром лётчики отметили, что переключение между законами управления (статическим и интегральным) происходит безударно, незаметно для лётчика.

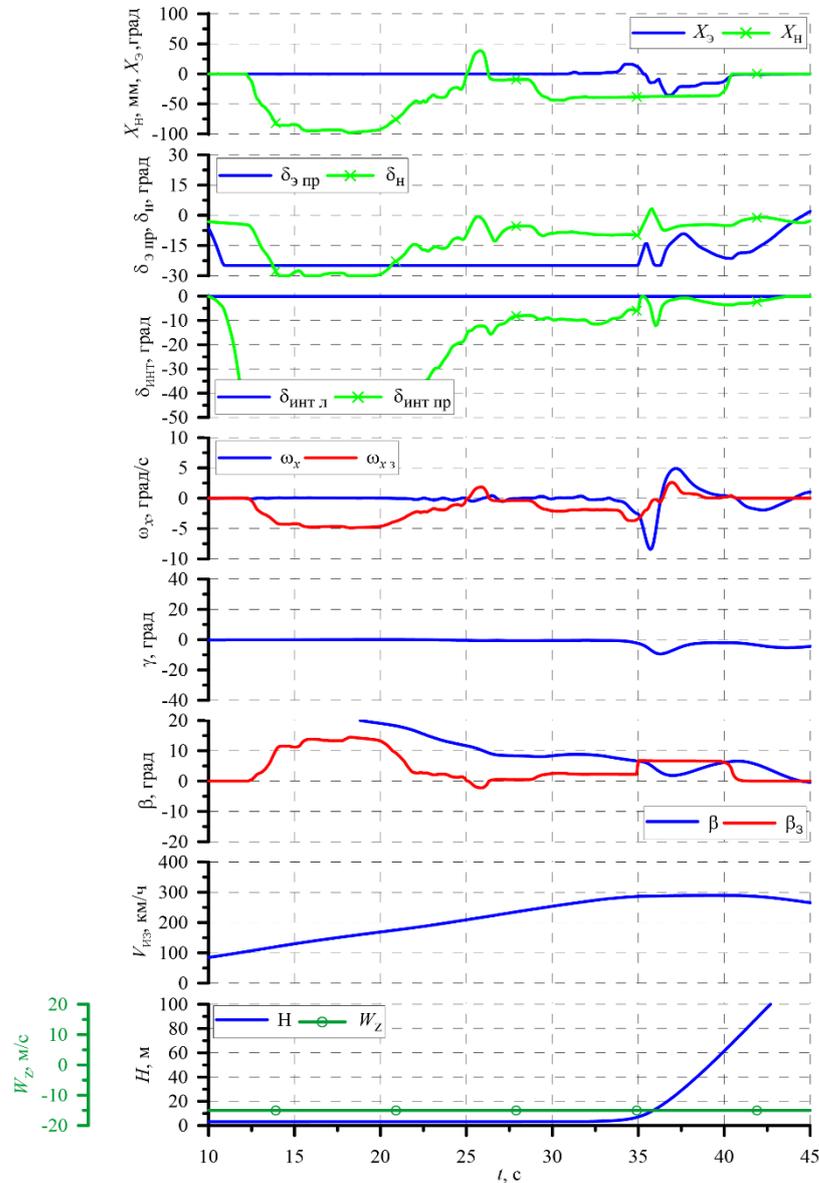


Рисунок 5.28 – Взлёт с боковым ветром ($G=73500$ кгс, конфигурация – взлётная, $W_z=-15$ м/с)

По результатам выполнения заходов на посадку с боковым ветром лётчики высказали замечание о несбалансированности реакции самолёта по крену на одновременное отклонение БРУ по крену и педалей. При малых углах крена лётчику было трудно дозировать перемещение БРУ для компенсации моментов,

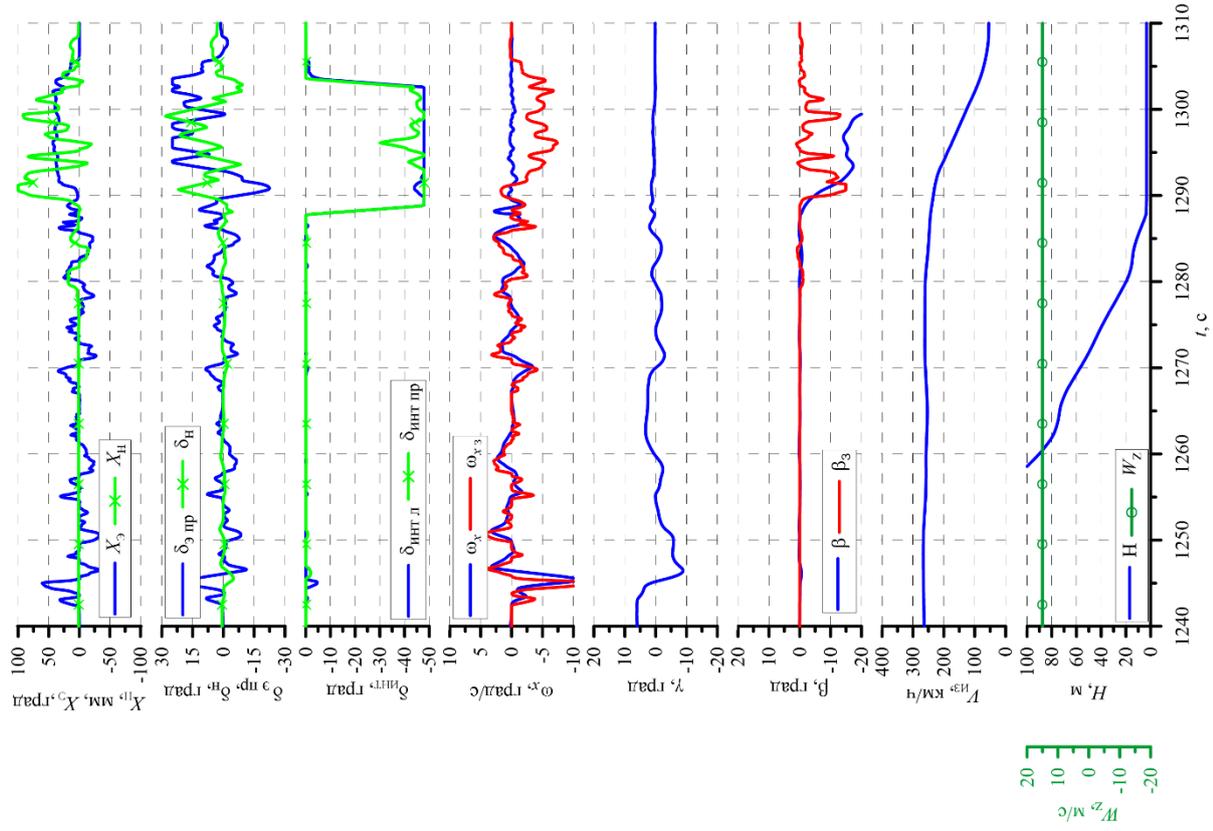


Рисунок 5.30 – Посадка с боковым ветром (G=64500 кгс, конфигурация – посадочная)

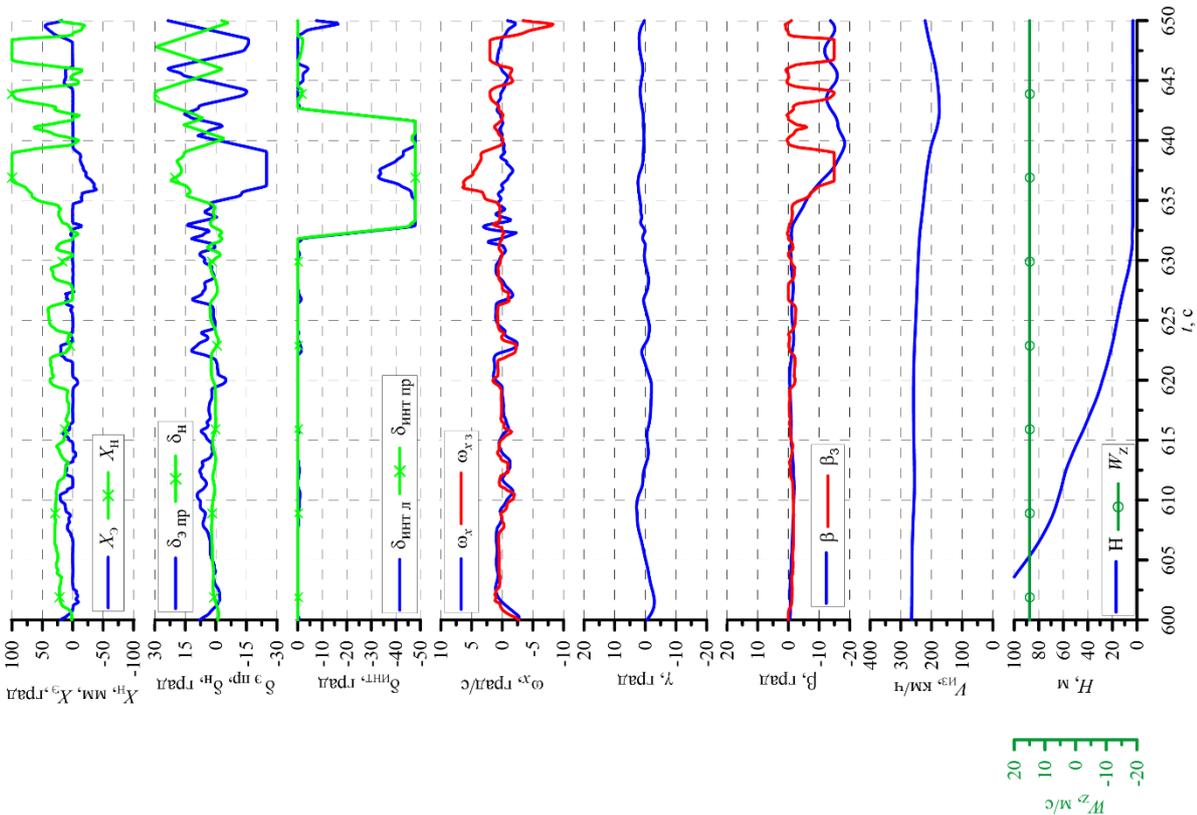


Рисунок 5.29 – Посадка с боковым ветром (G=64500 кгс, конфигурация – посадочная)

вызванных отклонением педалей, и поэтому приземление часто происходит с небольшим углом крена. Это объясняется тем, что для компенсации моментов, вызванных отклонением педалей требуются относительно небольшое отклонение БРУ по крену. Такое соотношение отклонений БРУ по крену и педалей определяется законом формирования заданной скорости крена (см. выражение (4.10)). Одним из способов устранения данного замечания является изменение зависимости $\omega_{xz} = f(X_{\text{э}}, X_{\text{н}})$ по режимам полёта.

Проведённые стендовые исследования охватывали всю эксплуатационную область рассматриваемого самолёта. В ходе стендовых исследований оценивалась управляемость в поперечном и путевом каналах, проверялась точность ограничения скорости крена, угла крена и угла скольжения. Оценивалась реакция самолёта на различные управляющие воздействия. По результатам стендовых исследований получены положительные отзывы лётчиков о пилотажных характеристиках самолёта с интегральными законами управления в боковом канале. Отзывы лётчиков представлены в Приложении. Результаты стендовых исследований подтверждают заявленные свойства самолёта, обеспечиваемые разработанными алгоритмами управления.

Заключение

В настоящей диссертационной работе поставлены и решены научные и практические задачи разработки функции, ограничивающей угол крена самолёта при маневрировании вблизи земли, и разработки интегральных законов управления в боковом канале управления самолёта транспортной категории.

1. Сформулированы концепции управления в поперечном и путевом каналах:
 - в поперечном канале реализована концепция управления, обеспечивающая в заданном диапазоне углов крена $|\gamma| \leq \gamma_1$ управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену направленном на создание угла крена противоположенного знака осуществляется управление скоростью крена;
 - в путевом канале реализована концепция управления, обеспечивающая достижение самолётом на заданного угла скольжения при перемещении педалей, также перемещению педалей соответствует заданная скорость крена.

2. Разработаны интегральные законы управления в боковом канале, которые позволяют реализовать:

- заданные градиенты управляемости $X_{\omega_x}^{\omega_x}$, X_{γ}^{γ} , X_{β}^{β} и $X_{\omega_x}^{\omega_x}$;
- ограничение заданной максимальной скорости крена при максимальных отклонениях БРУ по крену;
- повышение точности стабилизации и ограничения угла крена;
- ограничение угла скольжения заданной величиной;
- автоматическую балансировку в поперечном и путевом каналах.

Математическое моделирование, проведённое на примере магистрального пассажирского самолёта, показало, что данные законы обеспечивают выполнение заявленных для них функций в широком диапазоне режимов полёта с достаточной точностью. По результатам стендовых исследований получены положительные отзывы лётчиков о пилотажных характеристиках самолёта, которые подтверждают заявленные свойства самолёта, обеспечиваемые разработанными законами управления.

Основными особенностями рассмотренных законов управления, отличающих их от аналогичных решений, является управление в поперечном канале скоростью крена и углом крена, а также простота реализации заданных градиентов управляемости и ограничения угла скольжения.

3. На основе теории конечных автоматов разработан алгоритм функции автоматического ограничения угла крена самолёта транспортной категории вблизи поверхности земли. Данная функция основана на принципе переключения управляющего сигнала от лётчика на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена при опасности его превышения. Математическим моделированием продемонстрировано, что предлагаемая функция надёжно предотвращает превышение заданного максимального угла крена как при управляющих действиях лётчика, так и при ветровых возмущениях, предотвращая, тем самым, касание крылом или мотогондолой поверхности ВПП. Рекомендации лётчиков по улучшению работы функции полученные в результате стендовых исследований были реализованы и подтверждена эффективность функции ограничения максимального угла крена вблизи земли. Данная функция была рекомендована и включена в состав алгоритмов самолёта МС–21.

4. Проведён сравнительный анализ различных методов оценки устойчивости замкнутой системы «самолёт – КСУ» в боковом канале как многосвязной системы. Рассматриваемые модифицированные методы подразумевают различные варианты размыкания замкнутой системы и формирования передаточных функций разомкнутой системы. Анализ устойчивости проведён по традиционной передаточной функции разомкнутой системы и по собственным значениям матрицы передаточных функций. Показана эквивалентность методов для определения точки потери устойчивости замкнутой системы. Методы применены для оценки устойчивости самолёта в боковом канале с комплексной системой управления, использующей два органа управления – элероны и руль направления.

5. В качестве дальнейших направлений исследований, необходимо рассмотреть вопросы формирования зависимости максимального угла крена при

движении самолёта вблизи земли не только с учётом геометрических ограничений.

Для интегральных законов управления, необходимо рассмотреть задачи:

- изменения градиентов управляемости $X_{\vartheta}^{\omega_x}$, X_{ϑ}^{γ} , X_n^{β} и $X_n^{\omega_x}$;
- изменения максимальной скорости крена и угла крена в зависимости от режима полёта.

Так же необходимо провести более детальные исследования по согласованности градиентов управляемости $X_{\vartheta}^{\omega_x}$ и $X_n^{\omega_x}$ особенно на малой высоте.

Список сокращений и условных обозначений

α	угол атаки;
α_{\max}	заданное максимальное значение угла атаки;
α_{SW}	угол атаки предупреждения о сваливании;
α_s	угол атаки сваливания;
$\alpha_{\text{ф}}$	фильтрованный сигнал угла атаки;
$\alpha_{\text{РУД Л}}$	угол отклонения РУД левого двигателя;
$\alpha_{\text{РУД ПР}}$	угол отклонения РУД правого двигателя;
$\alpha_{\text{сигн}}$	заданное значение угла атаки после которого подключается алгоритм ограничения угла атаки;
β	угол скольжения;
$\dot{\beta}$	вычисленное значение производной угла скольжения;
β_{\max}	заданный максимальный угол скольжения;
β_z	заданный угол скольжения;
$\beta_{z \text{ Л}}$	заданный угол скольжения, определяемый перемещением педалей;
$\beta_{z \text{ Тр}}$	заданное значение угла скольжения от триммера;
$\beta_{\text{ф}}$	фильтрованный сигнал угла скольжения;
γ	угол крена;
$\dot{\gamma}$	вычисляемое значение производной угла крена;
γ^*	угол крена при превышении которого происходит переключение с управляющего сигнала от лётчика на сигнал стабилизации угла крена в алгоритме ограничения угла крена вблизи земли;
γ_1	граница диапазона углов крена после которой происходит переключение между законами управления в поперечном канале;
$\gamma_{\text{Ст}}$	заданный угол крена при работе функции стабилизации угла крена;
γ_{\max}	заданный максимальный угол крена в полёте;
$\gamma_{\max \text{ Н}}$	зависимость максимального угла крена от высоты полёта;

γ_w	величина угла крена при превышении которой происходит подключение обратной связи по углу крена;
γ_z	величина определяющая величину зоны, относительно γ_1 , переключения между законом управления скоростью крена и углом крена;
γ_3	заданный угол крена;
γ_k	угол при котором происходит касание крылом или мотогондолой поверхности ВПП;
γ_{HT}	угол крена определяемый в функции компенсации несимметричной тяги двигателей;
γ_ϕ	фильтрованный сигнал угла крена;
Δn_y	приращение нормальной перегрузки;
$\Delta n_{y \text{ зад}}$	заданное приращение нормальной перегрузки;
$\Delta n_{y \text{ зад AP}}$	заданное приращение нормальной перегрузки от автопилота;
$\Delta \bar{n}_{y \text{ заб}}$	относительный (по отношению к установившемуся приращению) заброс нормальной перегрузки;
δ_b	угол отклонения руля высоты;
δ_{BT}	угол отклонения воздушных тормозов ;
$\delta_{\text{инт л}}$	угол отклонения левых интерцепторов;
$\delta_{\text{инт пр}}$	угол отклонения правых интерцепторов;
$\delta_{\text{инт эл}}$	сигнал отклонения интерцепторов при управлении в поперечном канале;
δ_n	угол отклонения руля направления;
$\delta_{n \Sigma}$	суммарный управляющий сигнал на руль направления;
$\delta_{n \text{ max}}$	максимальное отклонение руля направления;
$\delta_{n X_n}$	сигнал отклонения руля направления от лётчика при движении самолёта по ВПП;
$\delta_{n Д}$	сигнал демпфирования;
$\delta_{n И}$	интегральная составляющая сигнала отклонения руля направления;

$\delta_{нЛ}$	сигнал отклонения руля направления от лётчика;
$\delta_{нНТ}$	угол отклонения руля направления обеспечивающий компенсацию возмущающего момента рысканья при наличии несеммитричной тяги двигателей;
$\delta_{нП}$	сигнал пропорционального управления при использовании интегрального закона управления рулём направления;
$\delta_{нТр}$	сигнал отклонения руля направления от триммера руля направления;
$\delta_{нУ}$	сигнал прямого управления от лётчика при использовании интегрального закона управления рулём направления;
$\delta_{нэ}$	сигнал перекрёстной связи из канала управления элеронами в канал управления рулём направления;
$\delta_{э}^*$	сигнал перекрёстной связи в алгоритме ограничения угла крена вблизи земли;
$\delta_{э\Sigma}$	суммарный управляющий сигнал на органы поперечного управления;
$\delta_{э}^{\beta}$	сигнал обратной связи по углу скольжения в канал поперечного управления;
$\delta_{э}^{\delta_n}$	сигнал перекрёстной связи из путевого канала управления в поперечный;
$\delta_{э\omega_x}$	сигнал демпфирования в поперечном канале;
δ_{X_3}	управляющий сигнал на органы поперечного управления от лётчика;
$\delta_{э\max}$	максимальный угол отклонения элеронов;
$\delta_{э\min}$	минимальный угол отклонения элеронов;
$\delta_{эX_n}$	сигнал перекрёстной связи от педалей в канал элеронов;
$\delta_{эАП}$	управляющий сигнал от автопилота в поперечном канале;
$\delta_{э\text{бал}}$	сигнала балансировочного отклонения элеронов и интерцепторов;

$\delta_{\varepsilon И}$	интегральная составляющая суммарного управляющего сигнала на органы поперечного управления;
$\delta_{\varepsilon \text{ инт}}$	управляющий сигнал в канал интерцепторов для управления по крену;
$\delta_{\varepsilon Л}$	сигнал прямого управления от лётчика на органы поперечного управления;
$\delta_{\varepsilon л}$	угол отклонения левого элерона;
$\delta_{\varepsilon \text{ огр } \gamma}$	сигнал от функции ограничения угла крена в полёте;
$\delta_{\varepsilon П}$	сигнал пропорционального управления в поперечном канале;
$\delta_{\varepsilon пр}$	угол отклонения правого элерона;
$\delta_{\varepsilon \text{ ст } \gamma}$	сигнал от функции стабилизации угла крена;
ϑ	угол тангажа;
ϑ_{max}	заданное максимальное значение угла тангажа;
ϑ_{min}	заданное минимальное значение угла тангажа;
$\vartheta_{\text{ф}}$	фильтрованный сигнал угла тангажа;
τ_{γ}	временное запаздывание по сигналу угла крена;
τ_{ω_x}	временное запаздывание по сигналу скорости крена;
Φ	угол отклонения стабилизатора;
Ψ	угол рысканья;
ω_x	скорость крена;
$\omega_{x \text{ max}}$	максимальная заданная скорость крена при управлении БРУ;
$\omega_{x \text{ max } X_H}$	максимальная заданная скорость крена при управлении педалями;
$\omega_{x з}$	заданная скорость крена;
$\omega_{x з X_H}$	заданная скорость крена от перемещения педалей;
$\omega_{x з X_{\varepsilon}}$	заданная скорость крена от отклонения БРУ по крену;
$\omega_{x \text{ ф}}$	фильтрованный сигнал скорости крена;
ω_y	скорость рысканья;
$\omega_{y \text{ ф}}$	фильтрованный сигнал скорости рысканья;

ω_z	скорость тангажа;
$\omega_z \phi$	фильтрованный сигнал скорости тангажа;
$A_{вх}$	амплитуда входного сигнала;
$A_{Г.о}$	коэффициент статического момента площади горизонтального оперения;
$B_{в.о}$	коэффициент статического момента площади вертикального оперения;
St_γ	признак работы функции стабилизации угла крена;
D	добротность привода;
G	вес самолёта;
H	высота полёта;
H_0	высота отключения ограничителя крена вблизи земли;
$H_{ц. м}$	высота центра масс над поверхностью ВПП;
M	число Маха;
$M_{ср}$	число M крейсерского полёта;
M_D	расчётное предельное число M ;
M_{FC}	максимальное число M для характеристик устойчивости;
$M_{МО}$	максимальное число M при эксплуатации самолёта;
n_y	нормальная перегрузка;
$n_{y \max}$	заданное максимальное значение нормальной перегрузки;
$n_{y \min}$	заданное минимальное значение нормальной перегрузки;
$n_{y \max}^э$	максимальная эксплуатационная перегрузка;
n_z	поперечная перегрузка;
$n_{z \max}$	заданная максимальная поперечная перегрузка;
$n_z \phi$	фильтрованный сигнал поперечной перегрузки;
P_B^α	градиент усилий на штурвале по углу атаки;
$P_B^{n_y}$	градиент усилий на штурвале на единицу нормальной перегрузки;

P_B^V	градиент усилий на штурвале по скорости;
$P_{Л}$	тяга левого двигателя;
$P_{ПР}$	тяга правого двигателя;
q	скоростной напор;
R_n	общий коэффициент усиления в путевом канале;
R_ε	общий коэффициент усиления в поперечном канале;
s	оператор Лапласа;
$t_{ср}$	время срабатывания, определяемое как интервал времени, необходимый для достижения 95% установившегося значения;
$U_{Трн}$	сигнал с кнопки триммера руля направления;
V	скорость полёта самолёта;
V_{FC}	максимальная скорость для характеристик устойчивости;
V_{FE}	максимальная скорость полёта с выпущенной механизацией;
$V_{МО}$	максимальная скорость при эксплуатации самолёта;
V_{SW}	скорость предупреждения о сваливании;
V_s	скорость сваливания;
V_{max}	заданная максимальная скорость полёта;
V_{min}	скорость при допустимом угле атаки;
$V_{ИЗ}$	индикаторная земная скорость;
$V_{ПР}$	приборная скорость;
$V_{сигн}$	скорость полёта, соответствующая $\alpha_{сигн}$;
W_z	Проекция скорости ветра на ось OZ_g земной системы координат;
$W_{р.с.}$	передаточная функция разомкнутой системы;
X_B	перемещение рычага управления по тангажу;
X_B^α	градиент перемещения рычага продольного управления по углу атаки;
$X_{B\ min}$	минимальное значение отклонения рычага управления по тангажу;
$X_B^{n_y}$	градиент перемещения рычага продольного управления на единицу нормальной перегрузки;

X_B^V	градиент перемещения рычага продольного управления по скорости;
$X_{B \text{ бал}}$	балансирующее положение рычага управления по тангажу;
$X_B^{n_y \text{ зад}}$	заданный градиент управления в продольном канале;
$X_{B \text{ сигн}}$	величина отклонения рычага управления по тангажу «на себя» после которой увеличиваются усилия на рычаге сигнализируя о приближении к границе эксплуатационной области;
X_H	перемещение педалей;
$X_{H 1}$	величина перемещения педалей, после которой начинается излом в характеристике $\delta_{H X_H}$;
$X_{H 1\beta}$	величина перемещения педалей, после которой начинается изменение градиента управляемости X_H^β ;
X_H^β	градиент перемещения педалей на один градус угла скольжения;
$X_H^{\omega_x}$	градиент перемещения педалей на 1 град/с скорости крена;
$X_{H \text{ max}}$	Максимальная величина перемещения педалей;
$X_{H \text{ ф}}$	фильтрованный сигнал перемещения педалей;
X_ε	угол отклонения БРУ по крену в пересчете на градусы отклонения штурвала;
$X_{\varepsilon 1}$	величина отклонения БРУ по крену после которой начинается изменение градиента управляемости $X_\varepsilon^{\omega_x}$;
$X_\varepsilon^{\omega_x}$	градиент перемещения рычага поперечного управления на 1 град/с скорости крена;
X_ε^γ	градиент перемещения рычага поперечного управления на один градус угла крена;
$X_{\varepsilon \text{ max}}$	максимальное отклонение БРУ по крену;
$X_{\varepsilon \text{ огр}}$	сигнал отклонения БРУ по крену из функции ограничения угла крена вблизи земли;
$X_{\varepsilon \text{ ф}}$	фильтрованный сигнал управления по крену от лётчика;

\bar{x}_T относительное положение центра тяжести вдоль продольной оси самолёта;

u_T положение центра тяжести по высоте относительно СГФ;

FAR-25	Federal Aviation Regulations, part 25
АП	Автопилот
АП-25	Авиационные правила, часть 25
АПОД	Автомат парирования отказа двигателя
АСШУ	Автоматизированная система штурвального управления
БРУ	Боковая ручка управления
ВС	Воздушное судно
ВПП	Взлётно-посадочная полоса
КСУ	Комплексная система управления
ЛАФЧХ	Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика
РН	Руль направления
РУД	Рычаг управления двигателем
СБИ	Система бортовых измерений
СГФ	Строительная горизонталь фюзеляжа
СДУ	Система дистанционного управления
СУ	Система управления
ЦАГИ	Центральный аэрогидродинамический институт
ЦСДУ	Цифровая система дистанционного управления
ШО	сигнал обжатия шасси

Список литературы

1. Алёшин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелюхин Ю.Ф. Системы дистанционного управления магистральных самолётов. / Б.С. Алёшин, С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, Ю.Ф. Шелюхин – М., «Наука» 2013, 292 с. ISBN 978-5-02-038091-2.
2. Airbus Global Market Forecast 2011-2030, Airbus.
3. Strategic Research Agenda, ACARE, October 2002.
4. Learmount, D. Safety – Where Now? // Flight International, 2010. – 12-18 January. – Pp. 24-27.
5. Шумилов, И.С. Авиационные происшествия. Причины возникновения и возможности предотвращения / И.С. Шумилов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 328 с.
6. Алёшин Б.С., Шелюхин Ю.Ф. Повышение безопасности полёта средствами автоматизации управления. / Б.С. Алёшин, Ю.Ф. Шелюхин // Труды ЦАГИ. 2011. Вып. 2699 стр. 10-18.
7. Дубов Ю.Б., Живов Ю.Г., Митриченко А.Н., Поединок А.М. Астатические алгоритмы системы ручного управления маневренного самолёта / Ю.Б. Дубов, Ю.Г. Живов, А.Н. Митриченко, А.М. Поединок. Современные проблемы динамики и систем управления летательных аппаратов. // Труды ЦАГИ. №2699 2011.— С.76-93.
8. Системы оборудования летательных аппаратов / Под. ред. А.М. Матвеевко и В.И. Бекасова. – М.: Машиностроение, 2005. – 558 с.
9. Алашеев О.Ю., Диденко Ю.И., Святодух В.К., Шелюхин Ю.Ф. Синтез системы предупреждения и ограничения параметров полета пассажирского самолета / О.Ю. Алашеев, Ю.И. Диденко, В.К. Святодух, Ю.Ф. Шелюхин // Труды международной конференции по безопасности полетов, г. Жуковский, 1993. – Жуковский, 1993.
10. Диденко Ю.И., Лясников В.В., Святодух В.К., Шелюхин Ю.Ф. Устойчивость и управляемость современных магистральных самолетов с

- высоким уровнем автоматизации штурвального управления / Ю.И. Диденко, В.В. Лясников, В.К. Святодух, Ю.Ф. Шелюхин // Труды IV китайско-российской конференции, г. Пекин, 21-27 апреля 1995. – Пекин, 1995.
11. Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – Москва-Пекин: ЦАГИ, КНР, 1995. – 772 с.
 12. Святодух, В.К., Стрелков, В.В. Алгоритмическое ограничение угла атаки в интегральной системе управления / В.К. Святодух, В.В. Стрелков // Труды ЦАГИ, 1990. – Вып. 2469.
 13. Погодаев, А.А., Святодух, В.К. Влияние различной автоматизации штурвального управления на динамику неманевренного самолета при посадке в условиях атмосферных возмущений / А.А. Погодаев, В.К. Святодух // Труды ЦАГИ, 1985. – Вып. 2273.
 14. Диденко Ю.И., Космачев В.Н., Кузьмин П.В., Лишина Л.В., Шелюхин Ю.Ф. Автоматическое ограничение угла тангажа на взлетно-посадочных режимах / Ю.И. Диденко, В.Н. Космачев, П.В. Кузьмин, Л.В. Лишина, Ю.Ф. Шелюхин // Техника воздушного флота, 2000. – № 6.
 15. Automatic Means for Two-engine Airplane takeoff Safety in Case of Engine Failure / V.F. Bragazin, Y.I. Didenko, E.A. Lisitsi, Y.F. Sheliuhin // International Conference “Aircraft Flight Safety” Proceedings, Zhukovsky, Russia, 31.08-5.09 1993. – Zhukovsky, 1993. – Pp. 488-493.
 16. Davies, C.R. Systems Aspects of Applying Active Control Technology to a Civil Transport Aircraft. – Royal Aeronautical Society Spring Convention, May 1987.
 17. Баженов, С.Г. Обеспечение надёжности и принципы построения СДУ современных гражданских самолётов / С.Г. Баженов // Труды ЦАГИ, 2011. – Вып. 2699. – С. 19-33.
 18. Руководство № 4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования самолетов гражданской авиации / Межгосударственный авиационный комитет, 2007.

19. Moir, I., Seabridge, A. Civil Avionics Systems // AIAA Education series, 2003.
20. Moir, I., Seabridge, A. Aircraft Systems: Mechanical, Electrical and Avionics Subsystems Integration. Third Edition // AIAA Education series, 2008.
21. Бюшгенс, Г.С., Студнев, Р.В. Динамика продольного и бокового движения самолета / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев. – М.: Машиностроение, 1979. – 350 с.
22. Вопросы автоматизации управления самолетами / Под ред. чл.-корр. АН СССР Г.С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 1978. – 388 с.
23. Святодух, В.К., Шелюхин, Ю.Ф. Проблемы безопасности полёта самолётов гражданской авиации / В.К. Святодух, Ю.Ф. Шелюхин // Труды ЦАГИ, 2001. – Вып. 2649.
24. Святодух, В.К., Рохин, В.В., Слуцкий, В.Б. Обеспечение заданного уровня безопасности полета при проектировании оперения и системы управления неманевренного самолета / В.К. Святодух, В.В. Рохин, В.Б. Слуцкий // Труды ЦАГИ, 1988. – Вып. 2404.
25. Григорьев, В.А., Святодух, В.К. Особенности фугоидного движения неманевренного самолета / В.А. Григорьев, В.К. Святодух // Ученые записки ЦАГИ, 1990. – Т. XXI, № 5.
26. Дубов Ю.Б., Живов Ю.Г., Митриченко А.Н., Поединок А.М. Использование астатических алгоритмов для управления продольным и боковым движением маневренного самолёта. / Ю.Б. Дубов, Ю.Г. Живов, А.Н. Митриченко, А.М. Поединок // Ученые записки ЦАГИ, 2013.— Т. XLIV, № 2. С. 57-73.
27. Брагазин В.Ф., Диденко Ю.И., Святодух В.К., Шелюхин Ю.Ф. Устойчивость и управляемость по скорости неманевренного самолета с интегральной системой штурвального управления / В.Ф. Брагазин, Ю.И. Диденко, В.К. Святодух, Ю.Ф. Шелюхин // Труды ЦАГИ, 1994. – Вып. 2516. – С. 3-11.
28. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран – членов СЭВ. – МВК НЛГ СССР, 1985.

- 29.Авиационные правила. Ч. 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2004.
- 30.AC 25-7A – Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes, 1998.
- 31.Certification Consideration for Highly Integrated or Complex Aircraft Systems. SAE ARP4754, 1996.
- 32.Руководство по процессам сертификации высокоинтегрированных сложных бортовых систем воздушных судов гражданской авиации – P4754 / Межгосударственный авиационный комитет, 2007.
- 33.Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment. SAE ARP4761, 1996.
- 34.RTCA DO-178B, Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, RTCA.
- 35.RTCA DO-254, Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware.
- 36.Волошин О.Л. Исследование устойчивости фугоидного движения неманевренного самолета с СУУ / О.Л. Волошин. – Деп. в ВИНТИ, 1984, № ДО 6236.
- 37.Наумов, С.Я., Мелешин, Б.А. Исследование устойчивости по скорости сверхзвуковых самолетов / С.Я. Наумов, Б.А. Мелешин // Труды ЦАГИ, 1968. – Вып. 1098.
- 38.Оболенский Ю.Г. Управление полётом манёвренных самолётов / Ю.Г. Оболенский. – М.: Филиал изд-ва «Воениздат», 2007. – 480 с.
- 39.Баженов С.Г., Козьяйчев А.Н., Королев В.С. Частотные методы анализа устойчивости самолёта с многосвязной системой управления. / С.Г. Баженов, А.Н. Козьяйчев, В.С. Королев // Проблемы управления. 2020. №2. С.20-27.
- 40.Баженов, С.Г. Синтез алгоритма синхронизации релейно-гистерезисных элементов в цифровой резервированной системе управления с помощью

- конечных автоматов / С.Г. Баженов // Ученые записки ЦАГИ, 2013. – Т. XLIV, № 3. – С. 83-90.
- 41.Баженов, С.Г., Диденко, Ю.И., Козьяйчев, А.Н. Синтез алгоритма ограничения угла крена при движении самолета вблизи поверхности земли / С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, А.Н. Козьяйчев // Ученые записки ЦАГИ, 2016. – Т. XLVII, №3. – С. 71-79.
- 42.Хопкрофт Д., Мотвани Р., Ульман Д. Введение в теорию автоматов, языков и вычислений / Д. Хопкрофт, Р. Мотвани, Д. Ульман. – М.: И.Д. Вильямс, 2002. – 528 с.
- 43.Мозговой М.В. Классика программирования: алгоритмы, языки, автоматы, компиляторы / М.В. Мозговой. – М.: Наука и техника, 2006. – 320 с.
- 44.Холодилов С. Недетерминированные конечные автоматы / С. Холодилов – RSDN magazine, 2009. – 14 с.
- 45.Красовский А.А., Поспелов Г.С. Основы автоматики и Технической кибернетики. / А.А. Красовский, Г.С. Поспелов – М.-Л., «Государственное энергетическое издательство» 1962, 600 ст.
- 46.Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Павлина И.Г., Чикулаев М.С., Эйдинов Н.М Системы автоматического управления самолётом. / И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, И.Г. Павлина, М.С. Чикулаев, Н.М. Эйдинов – М., «Машиностроение» 1971, 464 ст.
- 47.Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом / И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев – М.: Машиностроение, 1987. – 239 с.
- 48.Бочаров В.Я., Шумилов И.С. Системы управления самолётов / В.Я. Бочаров, И.С Шумилов Энциклопедия машиностроения. – М: Машиностроение, 2004. – Т. IV-XXI.
- 49.Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолётов / Торенбик Э. – М.: Машиностроение, 1983 г, ст.392-393.

50. Ashish Kumar, Affrin Pinhero, Cibi Vishnu Chinnasamy, Rajeev.J, Darshan Kumar.J, and V.R. Sanal Kumar « Flight Control System for Aircraft Wings and Tail Strike Avoidance during Takeoff and Landing» International Journal of Research in Engineering and Technology (IJRET) Vol. 2, No. 6, 2013 ст. 316-321.
51. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Российская академия наук («Наука» РАН), 2016.—704 с.
52. Система управления самолётом. пат. 2482022 РФ: МПК В64С 13/00. Б.С. Алешин, Ю.Г Живов, А.М. Поединок, Ю.Б. Дубов, В.Л. Суханов, А.Н. Митриченко, В.В Осипов, Е.В. Бурлачкова, А.П. Кирюшкин; патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского" (ФГУП "ЦАГИ"). – № 2011145875/11; заявл. 2011.11.14; опубл. 2013.05.20.
53. Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А., Оболенский Ю.Г., Похваленский В.Л., Синевич Г.М. Разработка алгоритмического обеспечения для системы дистанционного управления самолёта в боковом канале на базе модального управления / Г.Н Лебедев, Д.А. Михайлин, Ю.Г. Оболенский, В.Л. Похваленский, Г.М. Синевич. //Авиакосмическое приборостроение, М.: 2016 №1. — С.3-10.
54. Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральный закон управления в поперечном канале самолёта транспортной категории. / Ю.И. Диденко, А.Н. Козьяйчев // Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике, Жуковский, 2019. – С.103-104.
55. Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральный закон управления в угловой скоростью крена и углом крена магистрального самолёта. / Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. // Тезисы докладов Девятого международного аэрокосмического конгресса IAC'18, Москва, 2018. – С.50-51.

56. Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральные законы управления в поперечном и путевом каналах коммерческого авиалайнера. / Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. // Материалы XIX научно-технической конференции по аэродинамике, Жуковский, 2018. – С.114-104.
57. Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Исследование интегрального закона управления углом скольжения для магистрального самолёта / Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. // Материалы XIX научно-технической конференции по аэродинамике, Жуковский, 2018. – С.115.
58. Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральный закон управления углом скольжения для магистрального самолёта / Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. // Тезисы 17-ой Международной конференции, Москва, 2018. – С.27-28.

Приложение. Отзывы лётчиков-испытателей

15.08.2019.

ОТЧЁТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ

Работая на стенде РС МС по исследованию характеристик бортовой управляемости при предельной версии инженерного задания, управляемый в бортовом канале, отмечаются следующие особенности:

1. При выполнении скачков с 40° крена когда педаль присутствует замедление в управлении, выразилось в колебательных откликах на БРХ по времени с небольшим запасом с целью определения балансирующего момента. Что в свою очередь, по субъективному ощущению увеличивает диапазон в управлении по времени.

2. При выполнении маневрирования в бортовом канале по времени с запасом от 35° до 45° отмечается зависимость по времени в управлении и крен от БРХ. Увеличивается расход топлива по времени с увеличением угла крена до 70° .

ff Гринберг ИМ
15.08.2019г.

ОТЧЁТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ 5.09.19

Выполнены работы по оценке
интегрального закона в доковом режиме
для режимов конвергенции полёта в
режиме полёта (кроссерский п-т, врез
заход из поворота).

В целом управление по крену
гармоничное, теплоуправление задерживаний
не возникает. Чувствую небольшое переключение
сервиса при $\gamma \approx 35^\circ$ связанное с переходом
от управления ω_x к управлению по δ ,
орбита гармоничная управление сохраняется
в диапазоне $\gamma \approx 35-70^\circ$. Управление
по крену, оговоренные крен $\delta \approx 70^\circ$
достаточно для обеспечения вкряе сте
ку крайних режимов, проверенных при
тестировании

Л.ч. О. Муравин

ОТЧЁТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ 30.10.2018.

Выполнение репарации по оценке интегрального закона управления в Пугачев канале, отмечено следующее:
 На крейсерской высоте и в крейсерской конфигурации при выполнении шиммирования бедней, БРУ по крену, симметричный - характерный по субъективной оценке при выполнении. В случае конусности в левую и вправо до конца хода бедней характерными признаками более. Однако при переключении по крену при амплитуде БРУ от нуля до нуля, симметрично - шимми их при постоянном удержании БРУ на нуле.

При выполнении маневрирования на малых скоростях с функцией между амплитудой шиммируется не оптимальный градиент амплитуды БРУ по крену при амплитуде бедней до $1/3$ хода, затем градиент БРУ по крену при дальнейшей амплитуде бедней до нуля, практически горизонтален. Шиммирование симметрично д-ад, шиммируется по катенарной скорости - при выполнении взлёта и на дугу с боковым ветром 15 м/с и амплитудой д-адителей, при выполнении, за исключением особенностей амплитуды бедней. Показатели шиммируется не только исконное значение рунд направлением

Григорьев И.И.

ОТЧЁТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ

Выполнялись режимы ветра с боковой ветром 15-18 м/сек, захорон не поперек и поперек с боковой ветром 15-18 м/сек, а также узоры на втором курсе с вращением вращиванием с поперечными ветрами в основном режиме работы КСУ

По ветрам: комплексно управление стая при сильном боковом ветре требует корректировки полного отклонения переди для удержания стая в пределах ширины ВП, а также отклонения ВУ на ветер (также когда по локальному ветру) отклонение переди, тем больше, тем больше скорость, это не характерно для обычных методов пилотирования (отклонение увеличивается с ростом скорости) возникает ощущение, что эффективность при некорректном управлении ограничивается при отклонении ВУ на ветер. При отрыве стая с ВУ, отклонением на зенит, ближе к локальному ветру возникает рефлекторное стая по курсу. В резервном режиме КСУ таких явлений корректировки не возникает, ^{требуется} отклонения РН по мере роста скорости уменьшаются. По поперечкам: когда касание ВП основано на касании, эффект рефлекторного отклонения опор ощущается слабо, требуется отклонения переди корректировки полностью. Управление ВУ на ветер имеет некорректность. По узору на 2^м курсе с отклонением вращиванием комплексно достигаются, режимы захоронения не вращивают.

P.S. По ветрам не ОК с увеличением коэффициента диффузии в каком-то направлении и отклонением перекрестных свертывания РН по отклонению пилотирования судя по промах и пометкам, рефлекторное по отрыву минимально

13.11.18.

Ле. О. Муравин

ОТЧЕТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ

№ 11 ДРЗ:

Произведено озонка воздуха в воздушной камере основного контура, управляемого и доработанного.

Выполнена на воздушном варианте:

1. При входе в Боловские Ветры с увеличением скорости не происходит уменьшения угла наклона пелены.

2. При выполнении корректировки угла наклона пелены по доработанной ДУ по проекту проработанной, ранее выполненной ДУ уменьшается, что недопустимо. В доработанной варианте выполнена оценка ДУ по фирме ТХ. Выполнена по доработанному проекту.

3. Нотиспособности системы пелены при разных скоростях при входе в Боловские Ветры.

А. Рогов

Озонка интегрального закона в ленточной камере.

1. Выполнена ДУ при выполнении доработки.

2. При выполнении задания на пелену с Боловские Ветры в режиме / уменьшения (перевод) интегрального закона не выполняются доработки тем самым возмущаются.

А. Рогов

ОТЧЁТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ

В целом решил работоспособен в соответствии с алгоритмом.

Идеями увеличить время при работе ограничителем нет, с 10м востановки, возможный расщепленный, время возрастает до предельно величина. Работоспособность подтверждается во всех конфигурациях.

При заказе на посадку с двумя ветрами до 20м, алгоритм не мешает при любом способе (борьба штурсом, или скольжением) бороться со скажем!

При входе с отказом одного зв-на — позволяет после отрыва не увеличивать время до опасного.

При уходе на 2й ярус с отказом — также не позволяет увеличивать время до опасного.

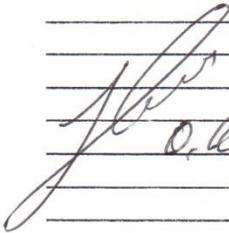
Человекообразно реализовать в курс и оценок при взлётах и заходах на посадку.

Реш - Гасилов.

ОТЧЕТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ

21.08.2017 Оценка интегральной системы
управления в учебном канале.
Представленной данной версией оценивается
позитивно.

Возможно при выполнении у земли
на Вспомогательном при недовыработке
РН и БРУ в боковой канале возможно
возникновение расхождений по фазе.


О. Кошечкин

29.08.2017, ОТЧЕТ О ВЫПОЛНЕНИИ ЗАДАНИЯ

1. Предлагаемая нами
интерактивная программа
& пакеты программ (рисунки)
сценария & рецензии захода
на посадку, маневры в воздухе,
ухода на второй круг, сложнос-
тепных в всех конфигурациях
самолета.
Выявлены следующие особен-
ности: на скоростях менее V_{KS}
при двойных или тройных заходах
имеется колебание с большим
периодом затуханием и значитель-
ной амплитудой. При однократ-
ных заходах такого являе-
ния не отмечено.
При выполнении стандартной
захода на посадку в условиях
бурного ветра $15-18$ м/с (с волнующей
поверхностью крыла) о д-л, особен-
ности не выявлено.
С учетом устранения возможных
замков замещения, данных
должна быть рекомендована
и реализация на самолете.

29.08.2017.  Григорьев М.М.