

На правах рукописи



Козьяйчев Андрей Николаевич

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

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

**Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук**

Жуковский – 2021

Работа выполнена в Федеральном Государственном Унитарном Предприятии Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского.

Научный руководитель:	Баженов Сергей Георгиевич доктор технических наук, начальник отделения динамики полета и систем управления ФГУП «ЦАГИ», доцент Московского физико-технического института, заведующий кафедрой С-12 филиала «Стрела» МАИ
Официальные оппоненты:	Гребенкин Александр Витальевич доктор технических наук, начальник отдела № 901 ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» МИЭА Тарасов Алексей Захарович кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Главный конструктор по аэродинамике, начальник отдела аэродинамики ПАО «Компания «Сухой»
Ведущая организация:	АО Московский Научно-производственный комплекс «Авионика» имени О.В. Успенского

Защита диссертации состоится « 09 » сентября 2021 г. в 16 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 (Д 212.125.12) в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте МАИ и по ссылке: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=156641

Автореферат разослан « ____ » _____ 2021 года.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, Учёный совет МАИ.

Учёный секретарь
диссертационного совета
24.2.327.03 (Д 212.125.12),
доктор технических наук



А.В. Старков

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования

Безопасность пассажирских перевозок всегда являлась важным приоритетом при создании гражданской авиационной техники. Это особенно важно в условиях роста числа авиaperезовок и как следствие необходимость обеспечения их регулярности, в том числе в плохих метеoусловиях и/или наличии ошибок пилотирования. Безопасность полёта, во многом, определяется техническим совершенством воздушного судна, прежде всего, реализованными функциями системы управления и бортового оборудования. Современное развитие цифровых систем дистанционного управления (ЦСДУ) позволяет реализовать обширный набор функций, способствующих повышению безопасности полёта. Анализ авиационных происшествий выявил режимы и области полёта где требуются дополнительные функции. Одними из таких режимов являются режимы взлёта и посадки на которых возможно касание частями самолёта поверхности взлётно-посадочной полосы (ВПП). Вероятность касания существенно возрастает при наличии бокового ветра и в условиях турбулентной атмосферы. В этих условиях ошибки пилотирования недопустимы, они могут привести к авиационным происшествиям и катастрофам. Чтобы не допустить такие последствия необходима разработка и внедрение соответствующих функций автоматизации управления. Это определяет **актуальность** работы по расширению функционального набора комплексной системы управления (КСУ) с целью повышения безопасности полёта. Это относится не только к функциям ограничения и предупреждения, но и к функциям, которые функции снижают нагрузку на экипаж, повышают комфорт управления и создают конкурентные преимущества.

Степень разработанности.

В диссертации проведён анализ работ, выполненных в зарубежных и отечественных организациях по тематике диссертации, который позволил определить дополнительные функции КСУ, разработка которых необходима для повышения безопасности полёта, и очертить круг задач, которые необходимо решить для реализации этих функций. В ЦАГИ были разработаны принципы и базовые алгоритмы управления пассажирских самолётов, которые являлись основой для систем управления самолётов Ту-204, SSJ-10 и МС-21. Для дальнейшего развития систем управления (СУ) гражданских самолётов разрабатываются алгоритмы, основанные на принципах интегральных систем управления, реализующие расширенный функциональный состав.

Целью диссертационной 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.

Объектом исследования является перспективный магистральный самолёт транспортной категории с ЦСДУ.

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.

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 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 ВПП.

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.

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

Апробация результатов работы. По теме диссертации написано и опубликовано 4 печатные работы, в том числе 2 в периодических изданиях, рекомендованных ВАК и 1 в журнале, входящем в Web of Science, сделано 8 докладов на международных и всероссийских научных конференциях. Список работ приведён в конце автореферата.

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 объём 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.

Основное содержание работы

Во **введении** обосновывается актуальность темы диссертационной работы, формулируются цель, задачи, объект и предмет исследования, представлены сведения о научной новизне, практической значимости, апробации результатов исследования, а также основные положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** выполнен обзор, описан технический уровень, функции и алгоритмы современных КСУ и определены функции которые необходимо включить в КСУ современных самолётов транспортной категории. Обосновано применение интегральных законов управления в боковом канале.

Во **второй главе** представлено описание объекта управления. Реализация функций и разработка алгоритмов выполняется для среднемагистрального пассажирского самолёта. 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 A320. Самолёт оборудован боковой ручкой управления (БРУ).

Также в данной главе рассматриваются методы расчёта областей устойчивости самолёта с многосвязной системой управления с помощью частотных методов. Рассматриваются различные методы исследования устойчивости самолёта в боковом канале с КСУ:

- размыкание системы по всем сигналам выбранного сечения. 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. После этого рассчитываются передаточная функция и частотная характеристика разомкнутой системы и оцениваются запасы устойчивости по амплитуде и фазе;
- размыкание системы по всем сигналам выбранного сечения. После этого проводится анализ собственных значений и собственных векторов матрицы уравнения состояния.

Рассмотрены достоинства и недостатки каждого метода и показано, как согласуются результаты, полученные этими методами.

Система операторный уравнений, описывающая самолёт имеет вид:

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \\ \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W(\frac{\beta}{\delta_H}) & W(\frac{\beta}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_y}{\delta_H}) & W(\frac{\omega_y}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_x}{\delta_H}) & W(\frac{\omega_x}{\delta_3}) \\ W(\frac{\gamma}{\delta_H}) & W(\frac{\gamma}{\delta_3}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \mathbf{W}\mathbf{u} \quad (1)$$

Комплексная система управления описывается следующей системой операторных уравнений:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_H}{\beta}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_H}{\gamma}) \\ D(\frac{\delta_3}{\beta}) & D(\frac{\delta_3}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_3}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_3}{\gamma}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \\ \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} + \\ + \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_H}{X_H}) & D(\frac{\delta_H}{X_3}) \\ D(\frac{\delta_3}{X_H}) & D(\frac{\delta_3}{X_3}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_H \\ X_3 \end{bmatrix} = \mathbf{D}\mathbf{y} + \mathbf{D}^X\mathbf{X} \quad (2)$$

Граф замкнутой системы «самолёт-КСУ», приведён на рисунке 1. Коэффициенты R_3 и R_H будут использованы в качестве параметров осей областей устойчивости. Для анализа устойчивости замкнутой системы рассматриваются только сигналы обратной связи, сигналы от лётчика X_3 и X_H можно опустить.

В инженерной практике традиционным подходом к анализу устойчивости является вычисление передаточной функции и частотной характеристики разомкнутой системы и оценка запасов. Получим выражение для такой передаточной функции. Подставляя из (1) в (2) выражение для вектора состояния $\mathbf{y} = [\beta, \omega_y, \omega_x, \gamma]^T$ и опуская X_H и X_3 , получим уравнение состояния:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D(\frac{\delta_H}{\beta}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_H}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_H}{\gamma}) \\ D(\frac{\delta_3}{\beta}) & D(\frac{\delta_3}{\omega_y}) & D(\frac{\delta_3}{\omega_x}) & D(\frac{\delta_3}{\gamma}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} W(\frac{\beta}{\delta_H}) & W(\frac{\beta}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_y}{\delta_H}) & W(\frac{\omega_y}{\delta_3}) \\ W(\frac{\omega_x}{\delta_H}) & W(\frac{\omega_x}{\delta_3}) \\ W(\frac{\gamma}{\delta_H}) & W(\frac{\gamma}{\delta_3}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \mathbf{D}\mathbf{W}\mathbf{u} + \mathbf{W}^u\mathbf{u} \quad (3)$$

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

Уравнением для определения границы устойчивости в развёрнутом виде является:

$$\det \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \\ -W_{21}^u & 1 - W_{22}^u \end{bmatrix} = 1 - W_{11}^u - W_{22}^u + W_{11}^u \cdot W_{22}^u - W_{12}^u \cdot W_{21}^u = 0 \quad (4)$$

Это уравнение имеет нелинейный характер, что может оказать влияние на оценку запасов устойчивости по амплитуде и фазе.

Похожий подход к исследованию и синтезу многосвязных систем управления заключается во введении понятия передаточной функции, определяющей устойчивость замкнутой системы. Уравнение (4) можно представить в более привычном виде:

$$W_{p.c} = 1 - \det \begin{bmatrix} 1 - W_{11}^u & -W_{12}^u \\ -W_{21}^u & 1 - W_{22}^u \end{bmatrix} = W_{11}^u + W_{22}^u - W_{11}^u \cdot W_{22}^u + W_{12}^u \cdot W_{21}^u \quad (5)$$

где $W_{p.c}(s)$ - передаточная функция разомкнутой системы, которая определяет устойчивость замкнутой системы.

Уравнение потери устойчивости является нелинейным, т.к. включает в себя слагаемые $W_{11}^u \cdot W_{22}^u$ и $W_{12}^u \cdot W_{21}^u$. Недостатком этого подхода является неопределённость физического смысла полученной частотной характеристики. Если нарисовать частотную характеристику передаточной функции (5), 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 (5) от параметров системы управления. Рассмотрим структуру передаточной функции разомкнутой системы в случае размыкания системы по одному управляющему сигналу при замкнутом контуре другого управляющего сигнала:

$$W_{p.c} = W_{22}^u + \frac{W_{12}^u \cdot W_{21}^u}{(1 - W_{11}^u)} \quad (6)$$

Для границы устойчивости имеем уравнение:

$$W_{p.c} = W_{22}^u + \frac{W_{12}^u \cdot W_{21}^u}{(1 - W_{11}^u)} = 1 \quad (7)$$

Преобразуя уравнение (7) можно получить:

$$1 - W_{11}^u - W_{22}^u + W_{11}^u \cdot W_{22}^u - W_{12}^u \cdot W_{21}^u = 0 \quad (8)$$

Можно видеть, что выражения (4) и (8) идентичны. Аналогичный результат получается при размыкании системы по другому сигналу. Таким образом, подход с

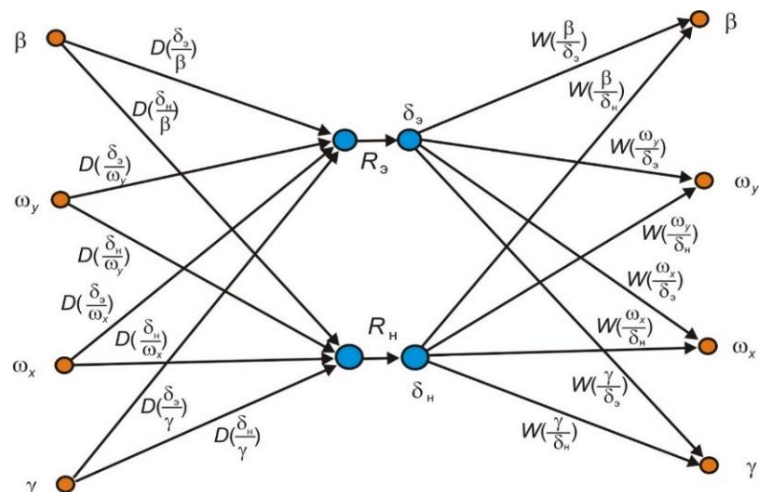


Рисунок 1 – Структура самолёта с системой управления в боковом канале

поканальным размыканием многосвязной системы при замкнутых остальных контурах позволяет корректно оценивать устойчивость замкнутой системы.

Возможен и другой подход. Согласно (4) 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. Определив эти характеристики, можно оценить устойчивость многосвязной системы в целом, а также выделить контур, в котором система теряет устойчивость. Чтобы определить собственные значения матрицы $\mathbf{W}^u(s)$ необходимо решить уравнение:

$$\det \begin{bmatrix} \lambda - W_{11}^u & -W_{12}^u \\ -W_{21}^u & \lambda - W_{22}^u \end{bmatrix} = \lambda^2 - \lambda \cdot (W_{11}^u + W_{22}^u) + W_{11}^u \cdot W_{22}^u - W_{12}^u \cdot W_{21}^u = 0 \quad (9)$$

В случае равенства единице собственного значения λ из (9) получаем уравнение:

$$1 - W_{11}^u - W_{22}^u + W_{11}^u \cdot W_{22}^u - W_{12}^u \cdot W_{21}^u = 0 \quad (10)$$

которое совпадает с выражением (4).

Таким, образом, показано, что анализ устойчивости системы при размыкании по вектору состояния эквивалентен анализу устойчивости при размыкании по управляющим сигналам.

Третья глава посвящена разработке функции ограничения угла крена вблизи земли.

В алгоритмах КСУ современных магистральных самолётов предусмотрена функция ограничения крена угла в полёте. Использование данной функции для ограничения угла крена вблизи земли невозможно, так как требует увеличения коэффициента обратной связи в несколько раз, что приведёт к потере устойчивости. Поэтому, для ограничения угла крена вблизи земли разработана специальная функция, которая обеспечивает выполнение следующих требований:

- при максимальных отклонениях рычага управления по крену заданный максимальный угол крена $\gamma_{\max H}$ не должен быть превышен более чем 1° ;
- время достижения $\gamma_{\max H}$ 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 $\gamma_{\max H}$ более чем на 1° ;
- должен быть обеспечен двукратный запас устойчивости с учётом особенностей реализации системы.

Реализация функции основана на принципе переключения управляющего сигнала от лётчика X_3 на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена γ_{\max} при угрозе его превышения.

Алгоритм функции ограничения угла крена вблизи земли формирует следующий закон управления углом отклонения элеронов: управляющий сигнал от лётчика в

поперечном канале управления $\delta_{X_3} = K_{ш_3} \cdot X_{3\phi}$ (индекс «ф» означает, что сигнал прошёл через фильтр, т.е. $X_{3\phi}$ – фильтрованный сигнал управления по крену от лётчика, $K_{ш_3}$ – коэффициент передачи отклонения БРУ по крену к элеронам) с учётом весового коэффициента $K_{\gamma SW}$ 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):

$$\delta_{\gamma-} = K_{\gamma}^{орп} \cdot (\gamma_{\phi} - \gamma_{max}) + K_{\omega x}^{орп} \cdot \omega_{x\phi} + K_{\beta}^{орп} \cdot \beta_{\phi} \quad (11)$$

$$\delta_{\gamma+} = K_{\gamma}^{орп} \cdot (\gamma_{\phi} + \gamma_{max}) + K_{\omega x}^{орп} \cdot \omega_{x\phi} + K_{\beta}^{орп} \cdot \beta_{\phi} \quad (12)$$

где:

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

Для переключения между сигналом управления от лётчика δ_{X_3} и сигналами стабилизации $\delta_{\gamma-}$, $\delta_{\gamma+}$ реализуется логическая функция:

$$\bar{\delta}_3 = \begin{cases} \delta_{max} & \text{при } X_{3\phi} < -\Delta X_3^{орп} \text{ или } (|X_{3\phi}| \leq \Delta X_3^{орп} \text{ и } \Delta\beta < 0) \\ \delta_{min} & \text{при } X_{3\phi} > \Delta X_3^{орп} \text{ или } (|X_{3\phi}| \leq \Delta X_3^{орп} \text{ и } \Delta\beta \geq 0) \end{cases} \quad (13)$$

где:

$$\delta_{max} = \max(\delta_{\gamma-}; K_{\gamma SW} \cdot \delta_{X_3}) \text{ – положительное вращение;} \quad (14)$$

$$\delta_{min} = \min(\delta_{\gamma+}; K_{\gamma SW} \cdot \delta_{X_3}) \text{ – отрицательное вращение.} \quad (15)$$

$\Delta X_3^{орп}$ – малая величина необходимая для определения нейтрального положения БРУ по крену X_3 .

$$\Delta\beta = \begin{cases} \beta_{\phi} - \beta^* \cdot \text{sign}(\beta_{\phi}) & \text{при } |\beta_{\phi}| > \beta^* \\ 0 & \text{при } |\beta_{\phi}| \leq \beta^* \end{cases} \quad (16)$$

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

В выражении (13) обеспечивается логическая полнота, т.е. для любого сочетания событий значение $\bar{\delta}_3$ может быть вычислено. Логика переключения (13) в виде конечного автомата с графом перехода представлена на рисунке 2.

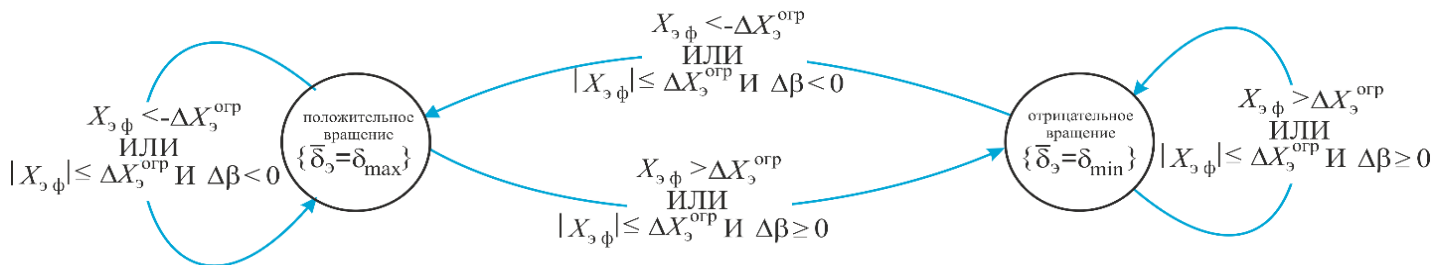


Рисунок 2 – Логика переключение (13) в виде графа перехода.

Используя функцию (13) вычисляется выходной сигнал алгоритма функции ограничения угла крена вблизи земли – сигнал отклонения БРУ по крену – $X_{3орп}$, который поступает далее в тракт управления и обеспечивает ограничение угла крена:

$$X_{3орп} = \frac{\bar{\delta}_3}{K_{ш_3}} \quad (17)$$

Отключение данного алгоритма происходит либо при работе функции стабилизации крена, либо при превышении высоты $H=H_0$. Высота H_0 выбирается таким образом, чтобы обеспечить плавный переход от «жесткого» ограничителя угла крена вблизи земли к ограничителю угла крена в воздухе.

На рисунке 3 представлены результаты расчётов, иллюстрирующие поведение самолёта с системой управления при знакопеременном отклонении БРУ по крену на максимальную величину при фиксированном максимальном угле крена равном $|\gamma_{\max}|=10^\circ$. Результаты расчётов показывают, что при управлении БРУ по крену ограничение заданного максимального угла крена достаточно точное, превышение составляет менее 1° (см. рисунок 3). Стоит отметить, что при управлении педалями заданный максимальный угол крена превышает, как при управлении только педалями, так и при совместном управлении БРУ по крену и педалями. Данное поведение самолёта 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.

Очевидно, что максимальный угол крена зависит от высоты полёта, зная геометрию самолёта, можно найти условия касания ВПП для различных частей самолёта. Немаловажным аспектом определения зависимости заданного максимального угла крена является её согласованность с другими алгоритмами и функциями, реализованными в КСУ. Также необходимо учитывать, что пилотирование с большими углами крена на малой высоте небезопасно, особенно для самолётов транспортной категории. В данной работе используется кусочно-линейная зависимость заданного максимального угла крена $\gamma_{\max} H$ от высоты полёта представленная на рисунке 4.

В ходе стендовых исследований, на пилотажном стенде ЦАГИ выяснилось, что при выполнении взлётов и уходов на второй круг с максимально возможным углом крена на пилотажном стенде не удавалось достичь $\gamma_{\max} H$. Самолёт отслеживал $\gamma_{\max} H$ с заметным запаздыванием, что было отмечено лётчиками как недостаток данного ограничителя крена. Для устранения этого недостатка алгоритм ограничителя был доработан с целью внесения прогнозирования заданного

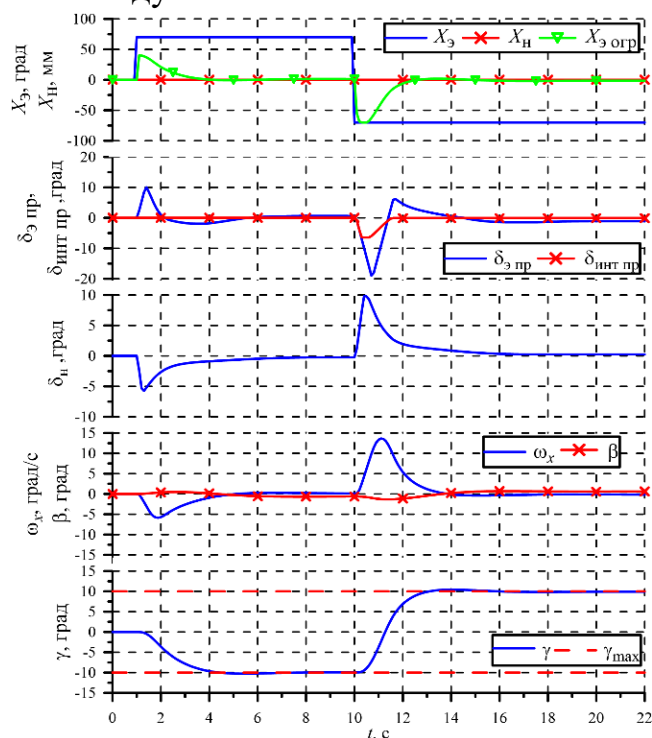


Рисунок 3 – Реакция самолёта на знакопеременное отклонение БРУ

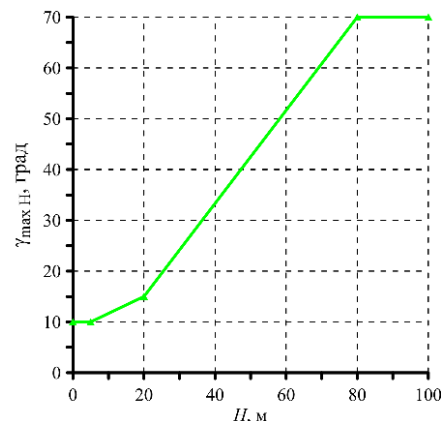


Рисунок 4 – Заданный максимальный угол крена

максимального угла крена. Это было реализовано путём введения опережения высоты полёта.

$$H_{\text{кор}} = H + K_H \cdot \frac{T_H \cdot s}{T_H \cdot s + 1} \cdot H \quad (18)$$

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° . Проведённые расчётные и стендовые исследования подтвердили эффективность прогнозирования высоты полёта. При снижении или наборе высоты с максимально отклоненной БРУ по крену угол крена не превышался и отслеживается с достаточной степенью точности.

На рисунке 5 представлен фрагмент моделирования полёта с интенсивным управлением по крену при снижении и при полёте на малой высоте вдоль оси ВПП. Как видно, максимальный угол крена не был превышен, несмотря на то, что были реализованы довольно большие скорости крена до $|\omega_x| \approx 17$ град/с.

В результате стендовых исследований лётчики отметили, что использование предлагаемого алгоритма не меняет стереотип управления. 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.

Проведённые расчётные и стендовые исследования продемонстрировали, что предложенный алгоритм ограничения угла крена, включённый в состав КСУ 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.

Четвертая глава посвящена разработке интегральных законов управления в боковом канале.

Переход на интегральные законы в боковом канале позволит:

- обеспечить заданные градиенты управляемости $X_\xi^{\omega_x}$, X_ξ^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;

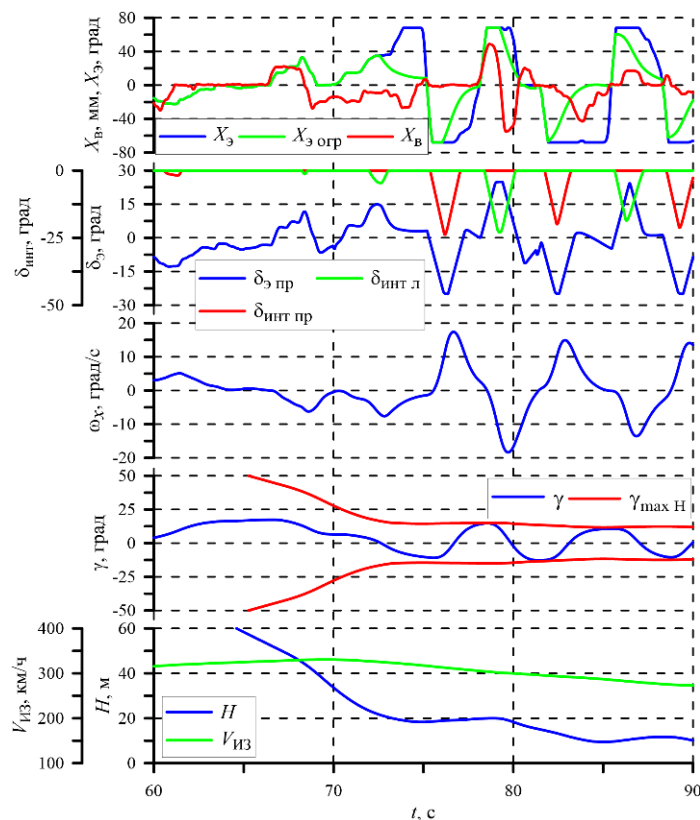


Рисунок 5 – Маневрирование по крену на малой высоте

— реализовать функцию автоматической балансировки в поперечном и путевом каналах управления.

В поперечном канале рассматривались две концепции управления. На основании проведённых исследований была выбрана следующая концепция. 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.

Интегральные законы управления скоростью крена и углом крена используются при движении самолёта в воздухе, при движении самолёта по ВПП необходимо использовать статические законы управления. Алгоритмы управления в поперечном канале можно представить в следующем виде:

$$\delta_{\Sigma} = \delta_{\Sigma Л} + \delta_{\Sigma П} + \delta_{\Sigma И} + \delta_{\Sigma}^{\beta} + \delta_{\Sigma}^{\delta_H} \quad (19)$$

где: δ_{Σ} – суммарный управляющий сигнал на органы поперечного управления;

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

$$\delta_{\Sigma Л} = K_y^{\omega_x} \cdot \omega_{x3} \quad (20)$$

где

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

ω_{x3} – заданная скорость крена.

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 перемещения педалей:

$$\omega_{x3} = \omega_{x3 X_{\phi}} (X_{\phi}) + \omega_{x3 X_H} (X_H) \quad (21)$$

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

$$\delta_{\Sigma П} = K_{\Pi}^{\omega_x} \cdot \left(\omega_{x\phi} - \hat{\omega}_{x3} \cdot \frac{1}{T_{\phi}^{\omega_{x3}} \cdot s + 1} \right) + \delta_{\Sigma П}^{\gamma} \quad (22)$$

где

$$\delta_{\Sigma П}^{\gamma} = \begin{cases} 0 & \text{при } R_{\gamma}^{\omega_x} = 1 \\ K_{\Pi}^{\gamma} \cdot \Delta\gamma & \text{при } R_{\gamma}^{\omega_x} = 0 \end{cases} \quad (23)$$

$$\Delta\gamma = \begin{cases} 0 & \text{при } |\gamma_{\phi}| \leq \gamma_1 \\ \gamma_{\phi} - \gamma_1 \cdot \text{sign}(\gamma_{\phi}) & \text{при } |\gamma_{\phi}| > \gamma_1 \end{cases} \quad (24)$$

$$\hat{\omega}_{x3} = \begin{cases} \omega_{x3} & \text{при } \text{OR}(R_{\gamma}^{\omega_x}; F_{\Sigma}^{\text{зем}}) = 1 \\ 0 & \text{при } \text{OR}(R_{\gamma}^{\omega_x}; F_{\Sigma}^{\text{зем}}) = 0 \end{cases} \quad (25)$$

γ_3 – заданный угол крена;

Значение функции $F_{\Sigma}^{\text{зем}}$ «ложь» ($F_{\Sigma}^{\text{зем}} = 0$ (False)) при выполнении хотя бы одного из условий: радиовысота полёта менее заданной или обжата хотя бы одна из основных опор шасси, или наличие отказа информационных сигналов. В остальных случаях значение функции $F_{\Sigma}^{\text{зем}}$ «истина» ($F_{\Sigma}^{\text{зем}} = 1$ (True)).

Функция $R_\gamma^{\omega_x}$ логическая и принимает два значения: $R_\gamma^{\omega_x} = 1(\text{True})$ – управление скоростью крена и $R_\gamma^{\omega_x} = 0(\text{False})$ – управление углом крена:

$$R_\gamma^{\omega_x} = \text{OR}\left(F_\gamma^{\omega_x}; \text{AND}\left(\text{sign}(\gamma_\phi) \neq \text{sign}(\omega_{x3}); \omega_{x3} \neq 0\right)\right) \quad (26)$$

$F_\gamma^{\omega_x}$ – функция реализующая гистерезисное переключение между законами управления скоростью крена и углом крена по признаку $|\gamma| > \gamma_1$.

Интегральная составляющая $\delta_{\text{эИ}}$ суммарного управляющего сигнала на органы поперечного управления:

$$\delta_{\text{эИ}} = \frac{1}{s} \cdot \dot{\delta}_{\text{эИ}} \quad (27)$$

где

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

Выходная величина $\delta_{\text{эИ}}$ фиксируется при движении по ВПП и в случае отказов информационных сигналов. Это реализуется путём обнуления подынтегрального выражения $\dot{\delta}_{\text{эИ}}$:

$$\dot{\delta}_{\text{эИ}} = \begin{cases} 0 & \text{при } F_{\text{э}}^{\text{зем}} = 0 \\ \dot{\delta}_{\text{эИУ}} & \text{при } F_{\text{э}}^{\text{зем}} = 1 \end{cases} \quad (28)$$

где

$$\dot{\delta}_{\text{эИУ}} = \begin{cases} K_{\text{И}}^{\omega_x} \cdot \left(\omega_{x\phi} - \hat{\omega}_{x3} \cdot \frac{1}{T_\phi^{\omega_{x3}} \cdot s + 1} \right) & \text{при } \text{AND}(R_\gamma^{\omega_x}; \text{NOT}(\text{Ct}_\gamma)) = 1 \\ K_{\text{И}}^{\dot{\gamma}} \cdot \dot{\gamma} + \dot{\delta}_{\text{э}\Delta\gamma} & \text{при } \text{AND}(R_\gamma^{\omega_x}; \text{NOT}(\text{Ct}_\gamma)) = 0 \end{cases} \quad (29)$$

Ct_γ – признак стабилизации крена (принимает дискретные значения: 1–стабилизация крена включена; 0–стабилизация крена не включена).

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

$K_{\text{И}}^{\dot{\gamma}}$ – 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.

$$\dot{\delta}_{\text{э}\Delta\gamma} = \begin{cases} K_{\text{Ct}}^\gamma \cdot (\gamma_\phi - \gamma_{\text{HT}} - \gamma_{\text{Ct}}) & \text{при } \text{Ct}_\gamma = 1 \\ K_{\text{И}}^\gamma \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_3) & \text{при } \text{Ct}_\gamma = 0 \end{cases} \quad (30)$$

где

$$\Delta\gamma_3 = \begin{cases} 0 & \text{при } |\gamma_3| \leq \gamma_1 \\ \gamma_3 - \gamma_1 \cdot \text{sign}(\gamma_3) & \text{при } |\gamma_3| > \gamma_1 \end{cases} \quad (31)$$

γ_{Ct} – заданный угол крена при работе функции стабилизации угла крена;

γ_{HT} – угол крена определяемый из условия сохранения прямолинейного полёта при наличии несимметричной тяги двигателей.

Заданный угол крена γ_3 является функцией только отклонения БРУ по крену и формируется таким образом, что при максимальном отклонении БРУ по крену

ограничивается заданный максимальный угол крена γ_{\max} , а при управлении педалями – угол крена $\gamma_1 \leq |\gamma| < \gamma_{\max}$.

Сигнал перекрёстной связи по углу скольжения δ_3^β вводится для учёта влияния угла скольжения на динамику в поперечном канале и определяется согласно следующему выражению:

$$\delta_3^\beta = K_{\delta_3}^\beta \cdot (\beta_\phi + K_{\dot{\beta}}^{\delta_3} \cdot \dot{\beta}) \quad (32)$$

где

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

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

Сигнал перекрёстной связи из путевого канала управления в поперечный $\delta_3^{\delta_n}$ вводится для компенсации возмущающих моментов, возникающих при управлении в путевом канале и определяются согласно выражению:

$$\delta_3^{\delta_n} = K_{\delta_3}^{\delta_n} \cdot \delta_{n\Sigma} + K_{\beta_3}^{\delta_3} \cdot \frac{T_{\beta_3}^{\delta_3} \cdot s}{T_{\beta_3}^{\delta_3} \cdot s + 1} \cdot \beta_3 \quad (33)$$

где

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

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

β_3 – заданный угол скольжения.

Суммарный управляющий сигнал на органы поперечного управления (элероны и интерцепторы) $\delta_{3\Sigma}$ пересчитывается в отклонение правого и левого элеронов и в отклонение интерцепторов для управления по крену.

В *путевом канале* реализуется **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.

Интегральный закон управления углом скольжения используются при движении самолёта в воздухе, при движении самолёта по ВПП необходимо использовать статические законы управления. Алгоритмы управления в путевом канале можно представить в следующем виде:

$$\delta_{n\Sigma} = \delta_{nЛ} + \delta_{nИ} + \delta_{nД} + \delta_{nНТ} + \delta_{nЭ} \quad (34)$$

где

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

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

Управляющий сигнал на руль направления ограничен величиной $\delta_{n\max}$, зависящей от приборной скорости.

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

$$\delta_{nЛ} = \begin{cases} \delta_{nX_n} & \text{при } F_n^{зем} = 0 \\ \delta_{nУ} + \delta_{nП} & \text{при } F_n^{зем} = 1 \end{cases} \quad (35)$$

где

$F_H^{зем}$ – признак переключения со статического закона управления на интегральный закон управления. Значение функции $F_H^{зем}$ «ложь» ($F_H^{зем} = 0$ (False)) при выполнении хотя бы одного из условий: радиовысота полёта менее заданной или обжата хотя бы одна из основных опор шасси, или наличие отказа информационных сигналов. В остальных случаях значение функции $F_H^{зем}$ «истина» ($F_H^{зем} = 1$ (True)).

Сигнал прямого управления от лётчика δ_{HY} при использовании интегрального закона управления:

$$\delta_{HY} = K_Y^\beta \cdot \beta_3 \quad (36)$$

где

K_Y^β – коэффициент прямого управления;

β_3 – **заданный угол скольжения**, является функцией перемещения педалей и скорости полёта. Также предусмотрена возможность задания угла скольжения в полёте с помощью кнопки триммера.

$$\beta_{3\Sigma} = \beta_{3Л} + \beta_{3Тр} + \Delta\beta_{зем} \quad (37)$$

где

$\beta_{3Л}$ – заданный угол скольжения, определяемый перемещением педалей, рисунок 6 ($X_{H1\beta}$ – величина перемещения педалей, после которой начинается изменение градиента управляемости X_H^β);

$\beta_{3Тр}$ – заданное значение угла скольжения от триммера, данное значение может быть обнулено нажатием кнопки «сброса» триммерного сигнала.

Разница $\Delta\beta_{зем}$ между текущим углом скольжения и заданным углом скольжения от лётчика (от перемещения педалей и триммера) фиксируется в момент перехода **со статического закона управления на интегральный закон управления**. $\Delta\beta_{зем} = \beta_\phi - (\beta_{3Л} + \beta_{3Тр})$ (38)

Величина $\Delta\beta_{зем}$ списывается к нулю при

$F_H^{зем} = 1$ и положении педалей близком к нейтральному.

Сигнал пропорционального управления δ_{HP} :

$$\delta_{HP} = K_{HP}^\beta \cdot \left(\beta_\phi - \frac{1}{T_\phi^{\beta_3} \cdot s + 1} \cdot \beta_3 \right) \quad (39)$$

Интегральная составляющая δ_{HI} :

$$\delta_{HI} = \dot{\delta}_{HI} \cdot \frac{1}{s} \quad (40)$$

где

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

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

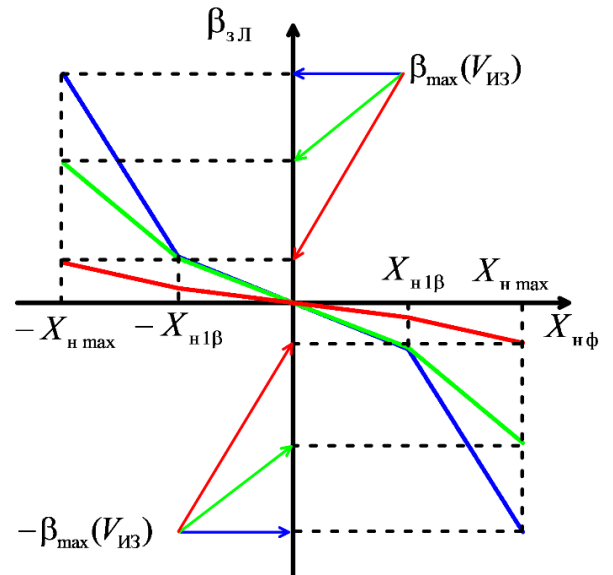


Рисунок 6 – Заданный угол скольжения, определяемый перемещением педалей

$$\dot{\delta}_{\text{НИ}} = \begin{cases} K_{\text{НОС}} \cdot (\delta_{\text{НЗЕМ}} + \delta_{\text{НТР}} - \delta_{\text{НИЮС}}) & \text{при } F_{\text{Н}}^{\text{ЗЕМ}} = 0 \quad \text{– статический закон управления} \\ K_{\text{И}}^{\beta} \cdot \left(\beta_{\phi} - \frac{1}{T_{\phi}^{\beta_3} \cdot s + 1} \cdot \beta_3 \right) & \text{при } F_{\text{Н}}^{\text{ЗЕМ}} = 1 \quad \text{– интегральный закон управления} \end{cases} \quad (41)$$

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

$$\delta_{\text{НЗЕМ}} = \delta_{\text{НУ}} + \delta_{\text{НП}} - \delta_{\text{НХН}} \quad (42)$$

Разница в положении руля направления $\delta_{\text{НЗЕМ}}$ между сигналами прямого и пропорционального управления в интегральном законе и сигналом прямого управления $\delta_{\text{НХН}}$ в момент переключения с интегрального закона управления на статический.

$$\delta_{\text{НИЮС}} = \begin{cases} \delta_{\text{НИ}} & \text{при } F_{\text{Н}}^{\text{ЗЕМ}} = 0 \\ 0 & \text{при } F_{\text{Н}}^{\text{ЗЕМ}} = 1 \end{cases} \quad (43)$$

Сигнал $\delta_{\text{НИЮС}}$ предназначен для обеспечения установки значений $\delta_{\text{НЗЕМ}}$ и $\delta_{\text{НТР}}$ на интеграле, при переходе с интегрального закона управления на статический.

$\delta_{\text{НТР}}$ – сигнал с триммера руля направления при $F_{\text{Н}}^{\text{ЗЕМ}} = 0$.

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

$$\delta_{\text{НД}} = K_{\dot{\beta}} \cdot \dot{\beta} \quad (44)$$

где

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

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

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

$$\delta_{\text{НЭ}} = \frac{1}{T_{\delta_{\text{Н}}}^{\delta_{\text{Э}}} \cdot s + 1} \cdot K_{\text{ЭН}} \cdot \delta_{\text{ЭЛ}} \quad (45)$$

где

$K_{\text{ЭН}}$ – коэффициент перекрёстной связи из канала элеронов в канал руля направления; $\delta_{\text{ЭЛ}}$ – сигнал прямого управления от лётчика (см. выражение (20));

После определения параметров интегральных законов управления в боковом канале был проведён расчёт областей устойчивости самолёта с КСУ.

На рисунке 7 приведены области устойчивости замкнутой системы «самолёт-КСУ». В качестве осей используются коэффициенты усиления в каналах руля направления и элеронов ($R_{\text{Н}}$,

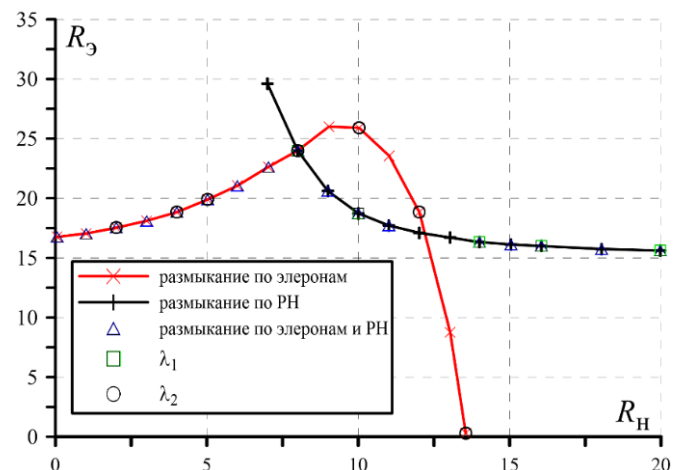


Рисунок 7 – Области устойчивости, рассчитанные разными методами

R_3). 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.

Видно, что области устойчивости, рассчитанные с помощью разных методов совпадают. Расчёт логарифмических амплитудо-частотных характеристик передаточных функций, используемых в разных методах расчёта устойчивости, соответствующих точкам пересечения областей устойчивости показал, что все частотные характеристики пересекаются в одной точке, что свидетельствует о нахождении замкнутой системы на границе устойчивости.

В **пятой главе** представлены результаты расчётных и стендовых исследований интегральных законов управления в путевом и поперечном каналах.

В расчётных исследованиях рассматривалась реакция самолёта с интегральными законами управления в боковом канале на различные возмущающие и управляющие воздействия. Расчёты проводились для характерных режимов полёта магистрального самолёта, охватывающих всю эксплуатационную область полёта самолёта.

При ступенчатом знакопеременном отклонение БРУ по крену на всех рассмотренных режимах, самолёт достигает заданной скорости крена ω_{x3} , что обеспечивает желаемые характеристики управляемости $X_3^{\omega_x}$, и точно её отслеживает, рисунок 8. 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, на максимальную величину $|X_3| = X_{3\max}$, режим управления в поперечном канале переключается в режим управления скоростью крена и достигается заданная максимальная скорость крена $\omega_{x3\max} = 18$ град/с, 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 максимальный угол крена достигается без значительного перерегулирования и точно выдерживается.

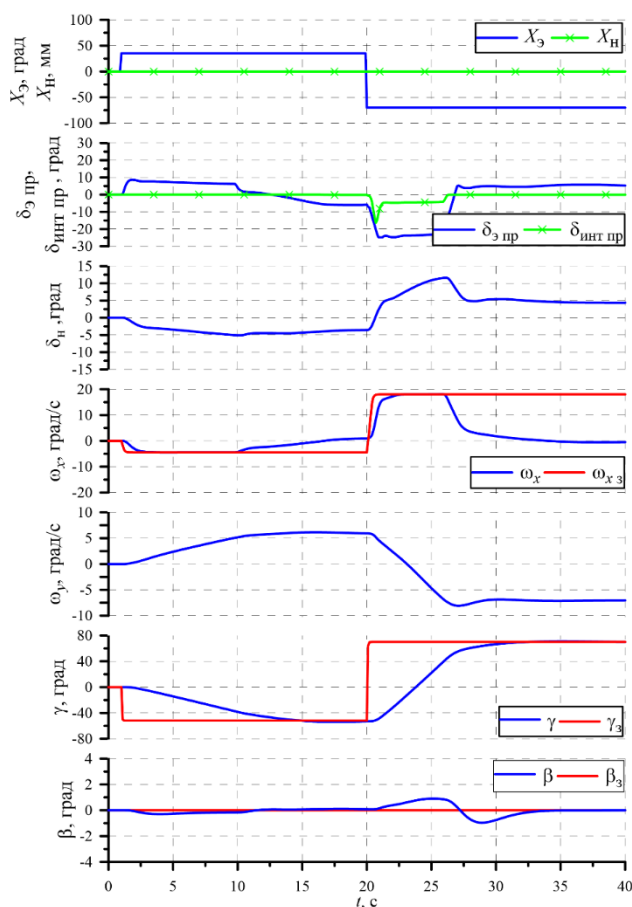


Рисунок 8 – Реакция самолёта на ступенчатое отклонение БРУ по крену

Проведённые расчётные исследования показали, что при освобождённых рычагах управления самолёт стабилизирует заданный угол крена $\gamma_{ст}$ с достаточной точностью. Моделирование манёвра по выводу самолёта из установившегося разворота с креном 30° и ввод в разворот противоположенного направления с креном 30° показало, что время выполнения данного манёвра на всех рассмотренных режимах менее 7 с.

Для оценки времени затухания боковых колебаний $t_{зат}$ было проведено моделирование реакции самолёта 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. Для всех рассмотренных режимов данное требование выполняется.

При ступенчатом знакопеременном перемещении педалей на всех рассмотренных режимах, самолёт достигает заданного угла скольжения β_3 , что обеспечивает желаемые характеристики управляемости X_n^β , и точно его отслеживает, рисунок 9. Переходный процесс по углу скольжения близок к апериодическому. Также самолёт достигает заданной скорости крена ω_{x3} , что обеспечивает желаемые характеристики управляемости $X_n^{\omega_x}$. После перемещения педалей в противоположенную сторону, на максимальную величину $|X_n| = X_{n\max}$, на всех рассмотренных режимах, самолёт достигает заданного максимального угла скольжения и точно его отслеживает, тем самым обеспечивается ограничение угла скольжения. Переходный процесс по углу скольжения близок к апериодическому. При перемещении педалей на максимальную величину, самолёт достигает заданной скорости крена и точно её отслеживает. После превышения углом крена значения $|\gamma| > \gamma_1$, движение самолёта по крену прекращается.

При серии перемещений педалей на максимальную величину самолёт достигает заданного максимального угла скольжения, без значительного перерегулирования, при возвращении педалей в нейтральное положение самолёт поддерживает нулевой угол скольжения.

Оценка поведения самолёта при отказе двигателя и невмешательстве лётчика в управления показала, что 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.

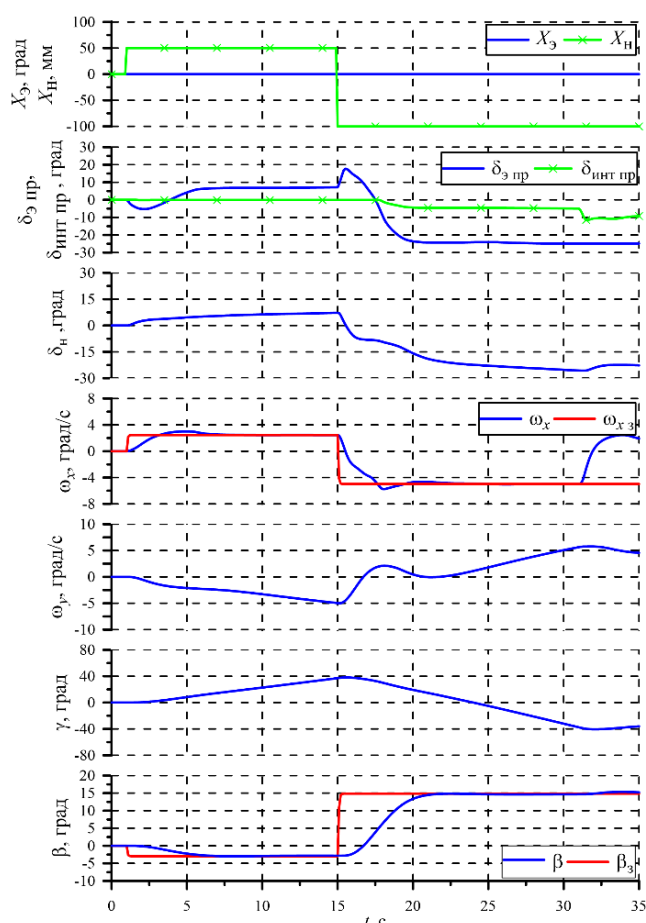


Рисунок 9 – Реакция самолёта на ступенчатое перемещение педалей

В **стендовых исследованиях**, с участием лётчиков-испытателей, оценивалась управляемость самолёта с интегральными законами управления в боковом канале. Оценка проводилась для различных режимов полёта и конфигураций крыла. Рассматривался широкий диапазон скоростей (250км/ч÷600км/ч) и высот (400м÷11000м) полёта.

Оценка реакции самолёта на управление самолётом по крену проводилась при различных отклонениях БРУ по крену. Рисунок 10 иллюстрируют реакцию самолёта при управлении БРУ по крену. Анализ результатов стендовых исследований показал, 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.

При освобождении рычагов управления в боковом канале самолёт сохранял угловое положение по крену. Наличие функции стабилизации угла крена по мнению лётчиков, существенно повышает комфорт пилотирования.

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. Рисунок 11 демонстрирует реакцию самолёта с системой управления на перемещение педалей. Проведённый анализ результатов стендовых показал, 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

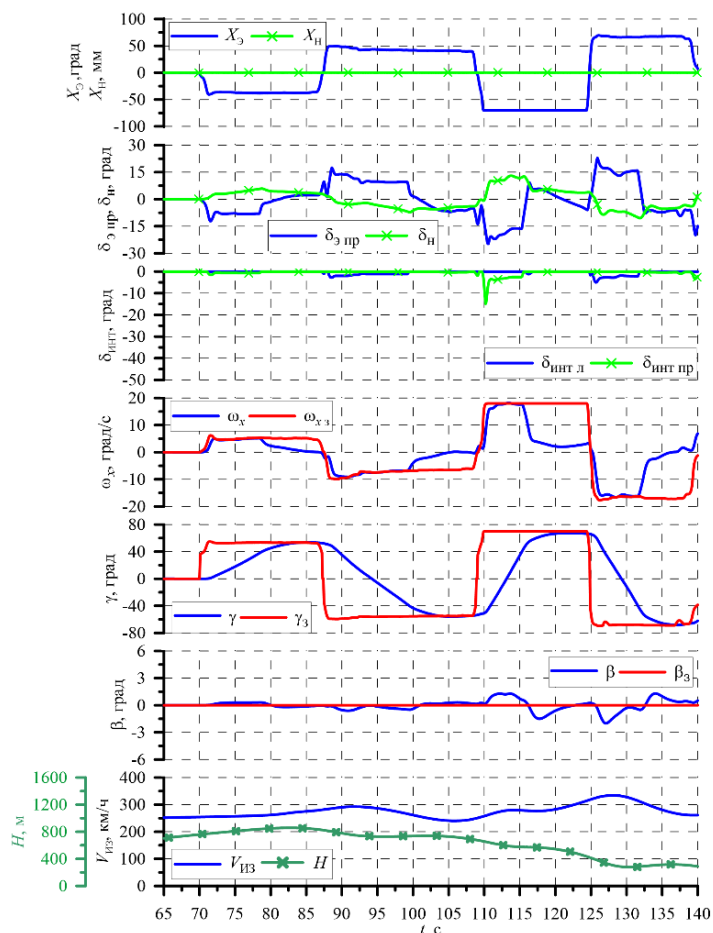


Рисунок 10 – Управление самолётом по крену

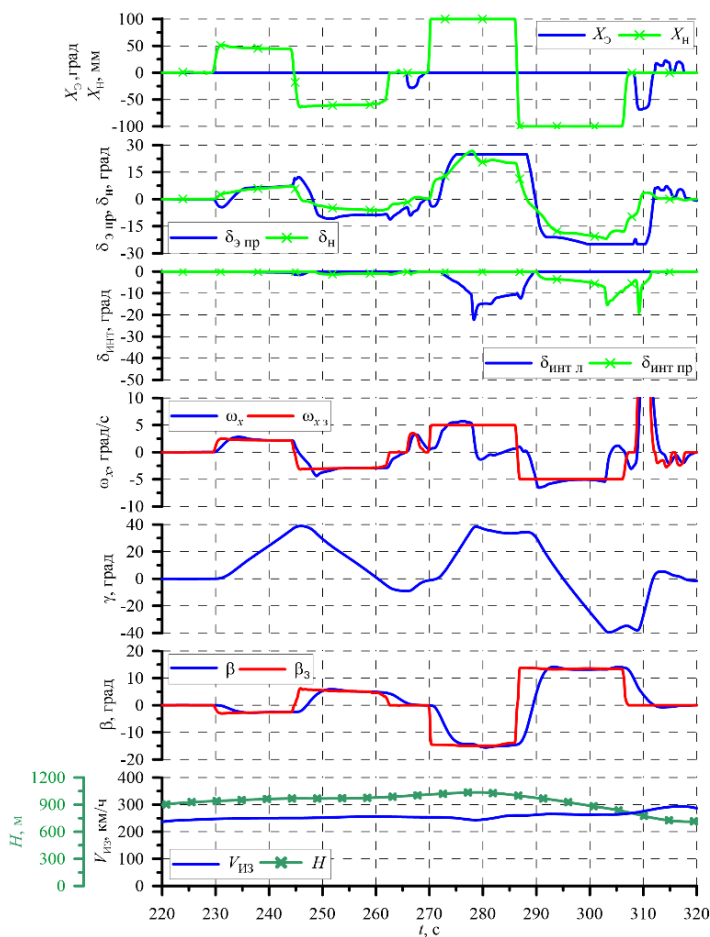


Рисунок 11 – Управление самолётом педалями

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.

При возникновении *несимметричной тяги двигателей и невмешательстве лётчика в управление* рассматриваемая система с интегральными законами в боковом канале управления достаточно быстро и с малым возмущением парирует возникающие возмущающие моменты, стабилизируя, после окончания вмешательства в управление боковым 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.

При исследовании интегральных законов управления в боковом канале **оценивалась 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. По результатам стендовых исследований лётчики отметили, что переключение между законами управления (статическим и интегральным) происходит безударно, незаметно для лётчика. Также при выполнении заходов на посадку с боковым ветром лётчики высказали замечание о несбалансированности

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_{x3} , при этом перерегулирование не превышает 10%, и достаточно точно её выдерживает.

Оценка ограничения угла скольжения проводилась для случаев разгона или торможения с максимально отклонёнными педалями в том числе при несимметричной тяги двигателей. Анализ результатов стендовых исследований показал, что заданный максимальный угол скольжения не был превышен на значительную величину.

Оценка движения самолёта при выполнении координированных скольжений проводилась на режимах полёта охватывающих всю эксплуатационную область полёта. Анализ результатов стендовых исследований показал, что для

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, 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. Одним из способом устранения данного замечания является изменение зависимости $\omega_{x3} = f(X_{\psi}, X_{\delta})$ по режимам полёта.

Проведённые расчётные и стендовые исследования показали, что интегральные алгоритмы обеспечивают выполнение заявленных для них функций в широком диапазоне режимов полёта с достаточной точностью и поведение самолёта соответствует той эталонной модели, которая должна реализовываться с помощью интегральной системы управления. Лётчики отметили, что равномерное вращение самолёта по крену при отклонении педалей заметно повышает комфорт управления. По результатам стендовых исследований получены положительные отзывы лётчиков о пилотажных характеристиках самолёта с интегральными законами управления в боковом канале.

Заключение

В 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, позволяющие реализовать:

- заданные градиенты управляемости $X_{\psi}^{\omega_x}$, X_{ψ}^{γ} , X_{δ}^{β} и $X_{\delta}^{\omega_x}$;
- 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 $X_{\xi}^{\omega_x}$, X_{ξ}^{γ} , X_{η}^{β} и $X_{\eta}^{\omega_x}$, и изменения максимальной скорости крена и угла крена в зависимости от режима полёта. Так же необходимо провести более детальные исследования по согласованности градиентов управляемости $X_{\xi}^{\omega_x}$ и $X_{\eta}^{\omega_x}$ особенно на малой высоте.

Список публикаций по теме диссертационной работы

Публикации в рецензируемых изданиях:

- 1) Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Козяйчев А.Н. Синтез алгоритма ограничения угла крена при движении самолёта вблизи поверхности земли // Ученые записки ЦАГИ, 2016, Т.47. №3. С.71-79. (3 с. авт., №1327 перечня ВАК по группам спец. от 03.06.2016 г.)

- 2) Козьяйчев А.Н. Стендовые исследования ограничителя угла крена вблизи поверхности земли. // Труды МАИ. 2018. №98. С.15 URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/911/Kozyaychev_rus.pdf?lang=ru&issue=98 (10 с. авт., №1846 перечня ВАК по группам спец. от 01.01.2018 г.)
- 3) Баженов С.Г., Козьяйчев А.Н., Королев В.С. Частотные методы анализа устойчивости самолёта с многосвязной системой управления. // Проблемы управления / Control Sciences. 2020. №2. С.20-27. (3 с. авт., №843, перечень МРБД, Scopus, Springer, WoS, zbMATH)

Прочие публикации по теме диссертационной работы:

- 1) Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. Исследование на пилотажном стенде функции по предотвращению касания крылом самолёта поверхности взлётно-посадочной полосы. // Техника воздушного флота. 2018. Т. ХСII №3. С.8-14.
- 2) Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н., Кузьмин П.В. Повышение безопасности полёта вблизи земли путём автоматического ограничения предельных углов крена. // XXIII Научно-техническая конференция по аэродинамике. Материалы конференции. п. Володарского, 1-2 марта 2012 г. – С. 93-94.
- 3) Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. Control function providing airliner flight safety at low altitude. // 15 семинар ЦАГИ-ОНЕРА. Тезисы докладов. г. Сочи 3-7 октября 2016 г. – С.19
- 4) Козьяйчев А.Н. Стендовые исследования ограничителя угла крена вблизи земли. // 15 Международная конференция «Авиация и космонавтика». Тезисы докладов. г. Москва 14-18 ноября 2016 г. – С.40-41.
- 5) Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Исследование интегрального закона управления углом скольжения для магистрального самолёта // Материалы XIX научно-технической конференции по аэродинамике, д. Богданиха, 1-2 марта 2018 г. – С.115.
- 6) Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральные законы управления в поперечном и путевом каналах коммерческого авиалайнера. // Материалы XIX научно-технической конференции по аэродинамике. Материалы конференции. д. Богданиха, 1-2 марта 2018 г. – С.114.
- 7) Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральный закон управления в угловой скоростью крена и углом крена магистрального самолёта. // Тезисы докладов Девятого международного аэрокосмического конгресса IAC'18, Тезисы докладов. г. Москва, 28-31 августа 2018 г. – С.50-51.
- 8) Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральный закон управления углом скольжения для магистрального самолёта // 17 Международная конференция «Авиация и космонавтика». Тезисы докладов. г. Москва 13-23 ноября 2018 г. – С.27-28.
- 9) Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н. Интегральный закон управления в поперечном канале самолёта транспортной категории. // Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 25-26 апреля 2019 г – С.103-104.