

На правах рукописи



НГУЕН ТХАНЬ ШОН

**АНАЛИТИЧЕСКОЕ КОНСТРУИРОВАНИЕ СИСТЕМ
АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ
СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С УЧЕТОМ УПРУГОСТИ
КРЫЛА**

Специальность 05.13.01- Системный анализ, управление и обработка
информации (авиационная и ракетно-космическая техника)

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2019

Работа выполнена на кафедре «Системы автоматического и интеллектуального управления» Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Научный руководитель: **Рыбников Сергей Игорьевич**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Системы автоматического и интеллектуального управления» Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Официальные оппоненты: **Харьков Виталий Петрович**, доктор технических наук, профессор, советник генерального директора ООО «Экспериментальная Мастерская Наука Софт»,

Канушкин Сергей Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Системы управления ракет» Филиала федерального государственного казенного военного образовательного учреждения высшего образования «Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого» Министерства обороны Российской Федерации (г. Серпухов, Московская область).

Ведущая организация: ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» (МИЭА), Россия, 125167, г. Москва, Авиационный переулок, д.3

Защита диссертации состоится «20» июня 2019 г. в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.12 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, в аудитории 302.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, а также на сайте института по адресу https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=101108

Автореферат разослан «___» _____ 2019 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета
Д212.125.12, к.т.н., доцент


А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ.

Актуальность темы работы:

Актуальность темы диссертационной работы определяется следующими современными тенденциями:

- внедрение в магистральную авиацию композиционных конструкций, имеющих повышенную упругость при частотах аэроупругих колебаний одного порядка с собственными частотами рулевых приводов;
- повышение требований к безопасности авиационных перевозок;
- повышение требований к топливной эффективности авиационных перевозок;
- расширение функциональности аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР);
- расширение функциональности бортовых систем автоматического управления движением среднемагистральных самолетов (СМС), в частности, в целях повышения безопасности полетов и топливной эффективности маневрирования самолетов.

Актуальны исследования по созданию на основе АКОРа методик синтеза алгоритмов автоматического управления боковым движением СМС с упругим крылом, оперативно перестраиваемых в функции конкретных текущих целей и задач управления.

Среди таких задач: придание системе автоматического управления высокого быстродействия, например, в условиях необходимости выполнения маневра уклонения от опасного сближения с другим ЛА; обеспечение повышенной энергоэкономичности при маневрировании с жесткими ограничениями быстродействия систем, управляющих маневром; задачи с промежуточными требованиями.

Для достижения высокой эффективности работы комплексной системы управления целесообразно системы автоматического управления, синтезируемые АКОРом, комплексировать в ней с каналами компенсации основных возмущений, поддающихся оцениванию. В связи с этим четвертой задачей, решаемой в диссертации, является синтез фильтра Калмана для оценивания ветрового сноса самолета, в частности, наиболее опасного знакопеременного, выполняемый на основе современного эффективного метода.

Цели работы:

- создание теоретических предпосылок для внесения вклада в повышение безопасности и топливной эффективности выполнения полетов среднемагистральных самолетов,
- расширение функциональных возможностей АКОРа САУСМС.

Задачи работы:

Для достижения поставленных целей решены следующие задачи:

1. Выполнение аналитического конструирования системы демпфирования изгибных аэроупругих колебаний крыла СМС по вариативному критерию.
2. Выполнение аналитического конструирования системы автоматического управления углом крена СМС с упругим крылом по вариативному критерию.

3. Выполнение аналитического конструирования системы автоматического управления положением СМС относительно заданной траектории по вариативному критерию.

4. Применение фильтра Калмана для оценивания параметров бокового ветра и компенсации влияния его порывов на полет СМС.

В настоящее время аналитическое конструирование часто рассматривается расширительно, как аналитический синтез систем. Здесь для обеспечения результативности собственно АКОРа ему сопутствует оценивание и компенсация основного возмущения.

Объектом исследования является система автоматического управления боковым движением гипотетического среднемагистрального пассажирского самолета с существенно упругим крылом.

Предметом исследования являются оптимальные вариативные первичные алгоритмы автоматического управления боковым движением указанного объекта и организуемые с ними оптимальные системы управления.

Методы исследования

В работе применены методы динамики полета самолета, варианты метода и алгоритмы аналитического конструирования оптимальных регуляторов, численные методы оптимизации динамических систем, варианты метода калмановской фильтрации, методы математического моделирования синтезированных систем управления.

Научная новизна работы

1. Методика (подход к решению задач АКОРа), при которой критерий оптимальности для АКОРа каждой локальной СУЛА, предназначенной для работы как автономной, так и в составе комплексной системы управления ЛА, содержит вариативный параметр, целенаправленное изменение которого порождает изменения коэффициентов оперативно синтезируемого и реализуемого алгоритма управления, вызывающие встречные изменения быстродействия синтезируемой системы и энергоэкономичности управляемого маневра при сохранении высокого качества переходных процессов.

2. Реализующие предложенную методику АКОРа по вариативному критерию оптимальности эвристические вариативные алгоритмы АКОРа внутренних контуров системы автоматического управления боковым движением ЛА – системы автоматического демпфирования изгибных аэроупругих колебаний крыла и системы автоматического управления углом крена ЛА, в которых как основные, так и вводимые перекрестные энергетические члены функции штрафа (недиагональные члены матрицы критерия) домножаются на введенный варьируемый коэффициент мощности.

3. Реализующий предложенную методику АКОРа по вариативному критерию оптимальности эвристический вариативный алгоритм АКОРа внешнего контура системы автоматического управления боковым движением ЛА – системы автоматического управления положением ЛА относительно заданной траектории, в котором позиционные и скоростные члены функции штрафа домножаются на оцененные решением обратной задачи АКОРа функции основной частоты синтезируемой системы.

4. Комплексируемый с синтезируемыми АКОРом по вариативным критериям оптимальными САУЛА фильтр Калмана, выполненный на основе метода матричного сопряженного градиента, предназначенный для оценивания и компенсации одного из наиболее опасных возмущающих воздействий вида знакопеременного бокового ветра.

5. Система математических моделей оптимизированных систем автоматического управления боковым движением ЛА, в которых учитывается рост V крыла при создании дополнительной нормальной перегрузки в процессе управления углом крена, а также динамика деформируемого крыла в канале наружных элеронов.

6. Результаты математического моделирования оптимизированных локальных систем автоматического управления боковым движением ЛА, из которых видно, что варьирование введенных вариативных параметров критериев оптимальности в широких пределах является эффективным управляющим воздействием на динамические и энергетические свойства оптимизированных систем, вызывающим встречные изменения быстродействия синтезируемой системы и энергоэкономичности управляемого маневра, при сохранении высокого качества переходных процессов.

7. Предложение о построении алгоритмов оптимального управления СМС на основе разработанного подхода и с использованием системного анализа расширенного объекта управления, угроз и ограничений, при внешнем задании альтернативных целей управления.

Практическая ценность

1. Развитая в работе методология перспективна для синтеза оптимальных, адаптируемых к режимам полета, законов управления боковым движением перспективного среднемагистрального пассажирского самолета с учетом упругости крыла.

2. Результаты диссертационной работы внедрены и используются в учебном процессе кафедры «Системы автоматического и интеллектуального управления» МАИ. По материалам и результатам проведенных при выполнении диссертационной работы исследований подготовлены лабораторная работа №2 «Системы автоматического управления боковым движением самолета» по курсу «Системы автоматического управления воздушными летательными аппаратами» (РПД 000060399), по разделу «Синтез и анализ систем автоматического управления боковым движением самолета» и разделы лекций по курсу «Системы автоматического управления воздушными летательными аппаратами» (РПД000060399) для студентов направления 24.05.06 «Системы управления летательными аппаратами».

Достоверность и обоснованность научных положений и полученных результатов обеспечивается корректным использованием математических методов, четкой формулировкой допущений и условий, в рамках которых проводились расчеты и были получены основные результаты, а также системным математическим моделированием вариантов синтезированных систем управления СМС.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:

• методика аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОРа) систем автоматического управления (САУ) боковым движением среднемагистрального самолета, при которой критерии оптимальности содержат параметры, вариации которых ведут к встречным изменениям быстродействия синтезируемых систем управления и энергоэкономичности переходных процессов в них, при сохранении высокого качества переходных процессов;

• синтез алгоритмов управления в следующих системах автоматического управления боковым движением СМС с учетом упругости его крыла:

- системы демпфирования изгибных аэроупругих колебаний крыла,

- системы автоматического управления углом крена,

- системы автоматического управления положением СМС относительно заданной траектории,

выполненный на основе вариантов предложенной методики АКОРа по вариативному критерию оптимальности;

• синтез фильтра Калмана для оценивания угла знакопеременного бокового ветрового сноса среднемагистрального самолета (СМС), выполненный методом матричного сопряженного градиента; применение канала частичной компенсации влияния оцененного ветрового сноса в системе автоматического управления положением среднемагистрального самолета относительно заданной траектории, в частности, синтезированной методом аналитического конструирования;

Апробация работы и публикации. Основные научные результаты исследований по теме диссертации докладывались на:

- XXIV международном научно-техническом семинаре «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», 14-20 сентября 2015г, г. Алушта.

- XIV-Международной конференции «Авиация и космонавтика», 16-20 ноября 2015 г., г. Москва.

- XLII Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения», г. Москва, 12-15 апреля 2016г.

- XLIII Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения», г. Москва, 05-19 апреля 2017г.

- XVI-Международной конференции «Авиация и космонавтика», 20-24 ноября 2017 г., г. Москва.

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 4 статьях [1-4] в журналах, входящих в рекомендованный ВАКом Минобрнауки России перечень изданий, и в 5 работах [5-9] в сборниках тезисов докладов на научно-технических конференциях.

Структура и объём работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех разделов, заключения, списка литературы из 68 наименований. Текст диссертации изложен на 142 страницах, включает 101 рисунка и 26 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении показывается актуальность выбранной темы исследований, формулируется постановка проблемы. Важность проблемы и современные тенденции ее решения отражены в обзоре литературы. Кратко перечислены основные цели и результаты диссертации.

В первой главе выполняется аналитическое конструирование активной системы демпфирования изгибных аэроупругих колебаний крыла, оптимальной по расширенному вариативному критерию обобщенной работы. Расширением функции штрафа учитывается работа управляющих сил на перемещении управляемого объекта, совместное варьирование энергетических членов функции штрафа обеспечивает встречное управление уровнем демпфирования колебаний объекта и связанных с управлением энергозатрат.

В математической модели изгибных колебаний полукрыла учитываются уравнения вертикальных перемещений его консоли y_1 и y_3 в процессе колебаний на частотах первого и третьего тонов ω_1 и ω_3 , с относительными коэффициентами собственного демпфирования ζ_1 и ζ_3 , при общем коэффициенте эффективности элерона k_e по отношению к демпфирующей компоненте его отклонения δ_e , при коэффициентах относительной эффективности для тонов a_1 и a_3 . Их вид:

$$\begin{cases} \ddot{y}_1 + 2\zeta_1\omega_1\dot{y}_1 + \omega_1^2 y_1 = a_1\omega_1^2 k_e \delta_e, \\ \ddot{y}_3 + 2\zeta_3\omega_3\dot{y}_3 + \omega_3^2 y_3 = a_3\omega_3^2 k_e \delta_e, \\ y = y_1 + y_3, \end{cases} \quad (1)$$

Уравнение рулевого привода с собственной частотой ω_e , коэффициентом относительного демпфирования ζ_e , условно единичным передаточным коэффициентом по отношению к управляющему сигналу u (реально включаемым в общие передаточные коэффициенты алгоритма управления), принимается в форме:

$$\ddot{\delta}_e + 2\zeta_e\omega_e\dot{\delta}_e + \omega_e^2 \delta_e = \omega_e^2 u \quad (2)$$

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

$$dX/dt = A X + B u, \quad (3)$$

определяется алгоритм управления

$$u = -K X, \quad (4)$$

минимизирующий функционал

$$J = \int_0^{\infty} (X^T Q X + R u^2) dt, \quad (5)$$

Матрица коэффициентов K определяется как $K = R^{-1} B^T S$ с помощью решения уравнения Риккати для S : $A^T S + S A - S B R^{-1} B^T S + Q = 0$, - или на основе вариационного подхода, в частности решением уравнения Эйлера – Пуассона, она зависит от скаляра R и матрицы Q , элементы которой в базовом варианте задачи определяются на основе правила равных вкладов максимальных по модулю вариаций переменных, в случае необходимости - с последующим

итеративным уточнением по результатам математического моделирования синтезированных систем.

Для численных примеров на основании анализа динамики и энергетики объекта управления для относительных фазовых координат, нормированных их базовыми значениями, получены следующие матрицы функции штрафа с варьируемым весовым коэффициентом мощности системы на управление:

$$Q = \begin{bmatrix} 0.01K_d & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.01K_m \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.01K_d & 0 & 0 & 0.01K_m \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.01K_m & 0 \\ 0.01K_m & 0 & 0.01K_m & 0 & 0 & 0.01K_m \end{bmatrix}; \quad (6)$$

$$R = 0.01 * K_m. \quad (7)$$

Изменение коэффициента K_m в процессе синтеза системы является эффективным воздействием на характер переходного процесса в ней. С ростом K_m уменьшаются абсолютные значения коэффициентов обратной связи в системе, ее собственные частоты, уровень и эффективность управляющего воздействия, а переходный процесс в системе приближается к свободным колебаниям объекта. С уменьшением K_m , напротив, растут модули коэффициентов обратной связи в системе и ее собственные частоты, увеличиваются также величины управляющих воздействий и их эффективность.

При этом по мере снижения K_m колебательность переходного процесса снижается, вплоть до перехода в монотонный процесс. Эти изменения примерно пропорциональны $\sqrt{K_m}$. Изменения в системе, в сравнении с базовым вариантом (рис.1) при изменении K_m иллюстрируются рис.2, 3. На рис.2 видно, что при $K_m = 10$ уровень управляющего воздействия снизился, а перерегулирование в системе возросло примерно в 3 раза, по сравнению в базовым вариантом, на рис 2 видно снижение колебательности со снижением K_m .

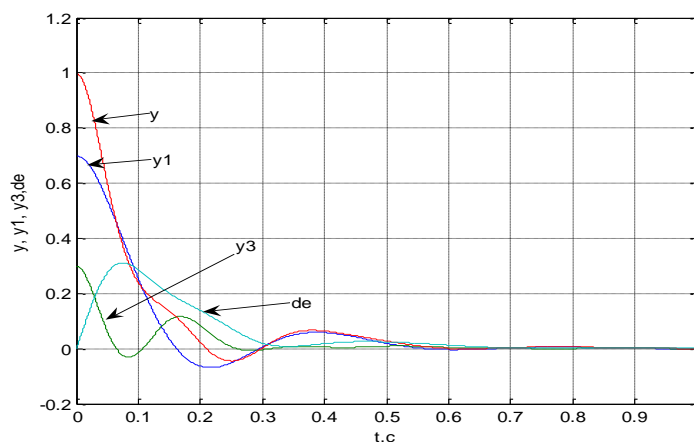


Рис. 1. Переходные процессы в системе демпфирования колебаний полукрыла, синтезированной при $K_m = 1$, $K_d = 1$.

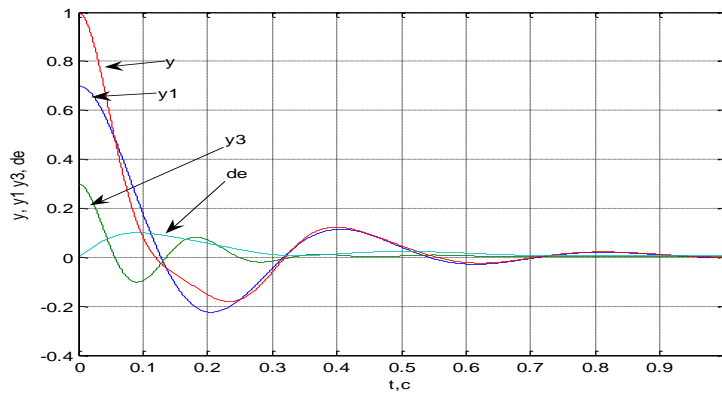


Рис. 2. Переходные процессы в системе демпфирования колебаний полукрыла, синтезированной при $K_M = 10$.

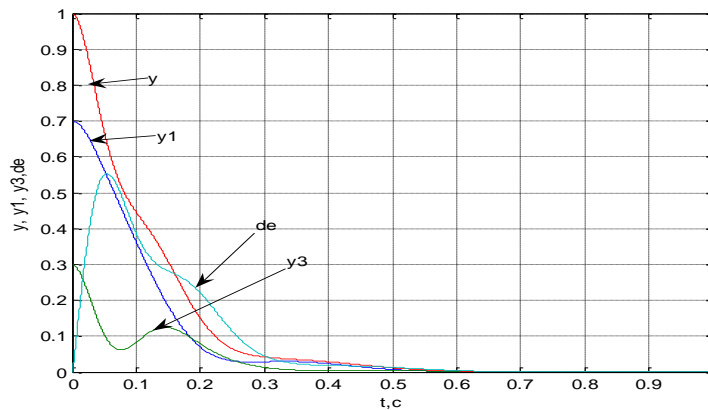


Рис. 3. Переходные процессы в системе демпфирования колебаний полукрыла, синтезированной при $K_M = 0,1$.

На рис. 4 приведены графики зависимости максимальных отклонений рулевого органа $\delta_{em} = dem$ и относительных значений перерегулирования z в переходных функциях по регулируемому отклонению, полученных при варьировании коэффициента $K_M = km$, от величины его. Относительное перерегулирование получено нормированием абсолютного перерегулирования в каждом переходном процессе, в системе с неполной управляемостью и наблюдаемостью, величиной перерегулирования в процессе свободных колебаний объекта при ненулевых начальных условиях.

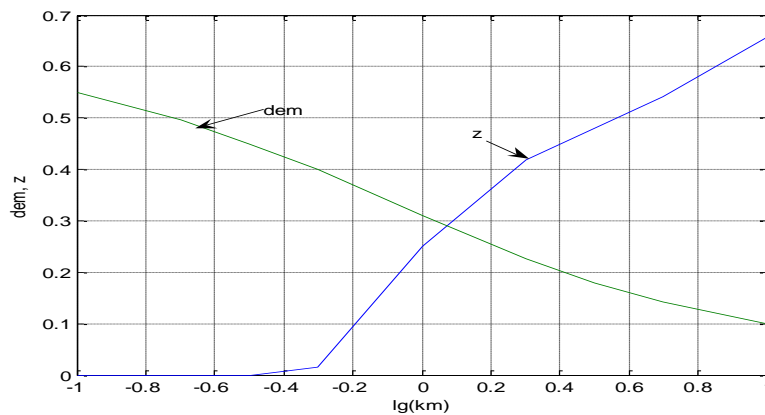


Рис. 4. Максимальные отклонения рулевого органа $\delta_{em} = dem$, относительные перерегулирования z отклонения объекта в переходных процессах при ненулевых начальных условиях, в функции коэффициента $K_M = km$.

На рис. 5 приведены некоторые относительные временные характеристики переходных функций по регулируемой координате в системе демпфирования колебаний, построенной с неполной наблюдаемостью, в функции коэффициента $K_M = km$. В качестве относительных временных характеристик процессов рассматриваются абсолютные характеристики, нормированные их значениями, полученными при свободных колебаниях управляемого объекта: относительная длительность переходного процесса до 50%-ного затухания начальных условий, $T1$, относительная длительность переходного процесса до первого входа в 5%-ную «трубку», $T2$, относительная длительность переходного процесса Tf . Очевидно, по мере снижения эффективности активного демпфирования, характеристики переходных функций стремятся к характеристикам свободных колебаний объекта управления. При этом начальные стадии переходных функций системой демпфирования затягиваются, но из-за малых перерегулирований управляемые переходные функции заканчиваются раньше свободных колебаний.

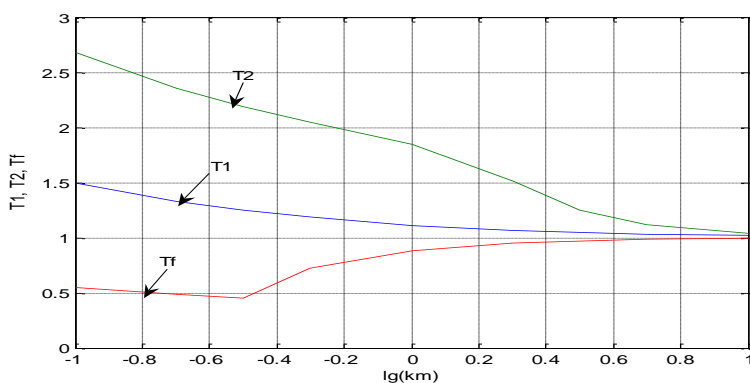


Рис .5. Некоторые относительные временные характеристики переходных функций по регулируемой координате в системе демпфирования колебаний, построенной с неполной наблюдаемостью, в функции коэффициента $K_M = km$.

Таким образом, в процессе синтеза активной системы демпфирования колебаний крыла самолета методом АКОР по расширенному критерию обобщенной работы в функцию штрафа традиционной структуры добавляются недиагональные энергетические члены, ограничивающие мощность, а после интегрирования – работу, управляющих сил на перемещении вида деформации управляемого объекта; энергетические члены функции штрафа домножаются на вариативный коэффициент мощности, изменение которого обеспечивает эффективное встречное управление расходом энергии на демпфирование и степенью демпфирования колебаний крыла. Синтезируемые варианты системы способны эффективно демпфировать колебания объекта с малым собственным коэффициентом демпфирования, при использовании привода, имеющего частоту собственных недемпфированных колебаний, лишь на 15% превосходящую частоту третьего тона колебаний объекта. Часть получающихся при синтезе обратных связей положительная, эти связи ослабляют естественное самовыравнивание в упругом объекте, снижая скорость колебаний. Коэффициенты связей по фазовым координатам первого и третьего тонов колебаний объекта близки по величине, что позволяет без потери качества переходных процессов применять единые связи по суммарным фазовым

координатам, более простые в реализации, чем отдельные. При наличии в системе необходимой рабочей информации и вычислительных ресурсов АКОР ее может служить математической базой адаптации системы к изменяющимся параметрам объекта.

В второй главе рассматривается задача аналитического конструирования САУ углом крена гипотетического среднемагистрального самолета с существенно упругим крылом по вариативному критерию, изменение параметра которого ведет к встречному изменению быстродействия системы и энергоэкономичности управления при сохранении высокого качества переходных процессов. Синтезируются варианты пропорционально-дифференциального и пропорционально-дифференциально-интегрального алгоритмов управления. Аэроупругие движения крыла, существенные для магистральных самолетов, учитываются, во-первых, при передаче управляющих воздействий от наружных элеронов к центроплану, во-вторых, при изменении поперечного V крыла, влияющего на поперечную устойчивость ЛА, вследствие изменения нормальной перегрузки. При декомпозиции сложной САУ для ее модального синтеза в качестве внутренней системы может рассматриваться система демпфирования колебаний крыла, которое в этом случае при синтезе внешних систем может приниматься хорошо демпфированным.

Уравнения динамики крена приобретают вид:

$$\begin{aligned} (s+b_1)\omega_x + K_v \gamma + b_3 K_\delta \delta_\delta &= f_x; \\ -\omega_x + s\gamma &= 0, \end{aligned} \quad (8)$$

Рулевые приводы при математическом моделировании САУ рассматриваются как хорошо демпфированные апериодические звенья второго порядка

$$W_{\text{рп}} = \delta_\delta(s) / u_\delta(s) = K_{\text{рп}} \omega_{\text{рп}}^2 / (s^2 + 2\omega_{\text{рп}}s + \omega_{\text{рп}}^2), \quad (9)$$

В расчетах принимается $K_{\text{рп}}=1$, включая его множителем в общие передаточные числа каналов управления. При управлении креном с помощью наружных и внутренних элеронов в цепях передачи воздействий первых на центроплан находятся упругие полукрылья, что приближенно учитывается последовательным включением в модель канала воздействия дополнительных колебательных звеньев с передаточной функцией крыла (для относительной ординаты деформации r)

$$W_{\text{кр}}(s) = \omega_{\text{кр}}^2 / (s^2 + 2\zeta_{\text{кр}}\omega_{\text{кр}}s + \omega_{\text{кр}}^2). \quad (10)$$

Тогда эффективное управляющее воздействие элеронов на ЛА приближенно представимо как

$$\delta_\delta^{\text{эфф}}(s) = [W_{\text{кр}}(s) * K_{\text{наружн.}} * K_{\text{кручения}} + K_{\text{внутр.}}] * \delta_\delta(s), \quad (11)$$

где $K_{\text{наружн.}}$ и $K_{\text{внутр.}}$ определяют часть управляющего момента, создаваемого наружными и внутренними элеронами, соответственно, при их совместной работе, $K_{\text{кручения}} < 1$ определяет уровень снижения момента наружного элерона за счет кручения полукрыла при передаче управляющего воздействия, $\delta_\delta^{\text{макс}}$ – максимальное допустимое отклонение элерона.

При АКОРе САУ γ , реализующей описанное выше управление со **статическим** автопилотом, определяются коэффициенты аддитивного алгоритма управления

$$u = - [K(1) \ K(2) \ K(3) \ K(4)] * [\omega_x (\gamma - \gamma_{заданн}) \delta_\gamma \ r]' \quad (12)$$

При синтезе хорошо демпфированные колебательные звенья принимаются апериодическими, при моделировании они рассматриваются полно. Варьируются (домножаются на коэффициент мощности K_M) весовые коэффициенты при наиболее значимых энергетически членах критерия γ и δ_γ .

При АКОРе САУ γ по вариативному критерию получены зависимости параметров законов управления САУ γ со статическим автопилотом от K_M , показанные на рис.6. При математическом моделировании САУ γ с коэффициентами, зависящими от K_M , получена зависимость времени переходного процесса $T_{пп}$ в САУ γ со статическим автопилотом от K_M , показанная на рис 7.

На рис. 8. и 9. приведены переходные процессы по углу крена и отклонению элеронов при отработке заданного значения угла крена в $30^\circ \gamma$ при различных K_M . Наряду с проиллюстрированными решениями, выполнено математическое моделирование синтезированных САУ с введением ограничителей отклонения элеронов. Учет изгибной упругости крыла при синтезе и анализе системы автоматического управления углом крена вносит в систему статические ошибки и рост колебательности, ограничения отклонения элеронов на уровне 20° и 15° внесли в переходные процессы замедление в пределах 10%, незначительно сгладив их.

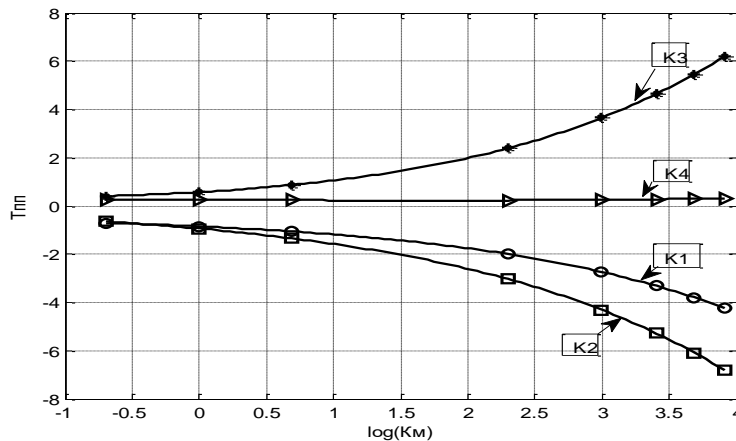


Рис. 6. Зависимости параметров законов управления САУ γ со статическим автопилотом от K_M

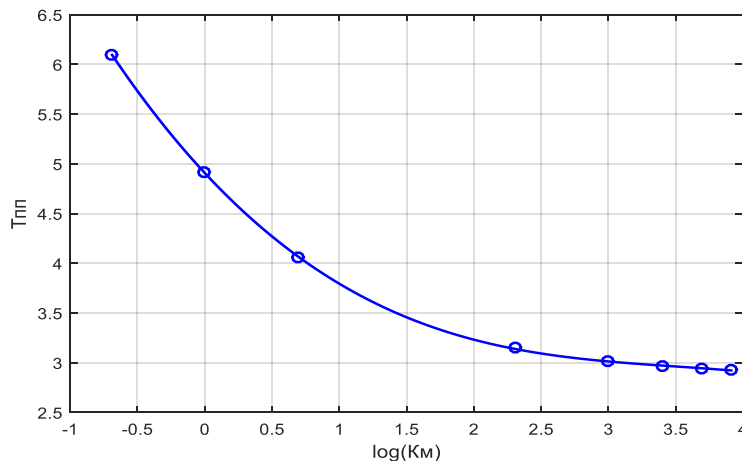


Рис. 7. Зависимости времени переходного процесса $T_{пп}$ в САУ γ со статическим автопилотом от K_M

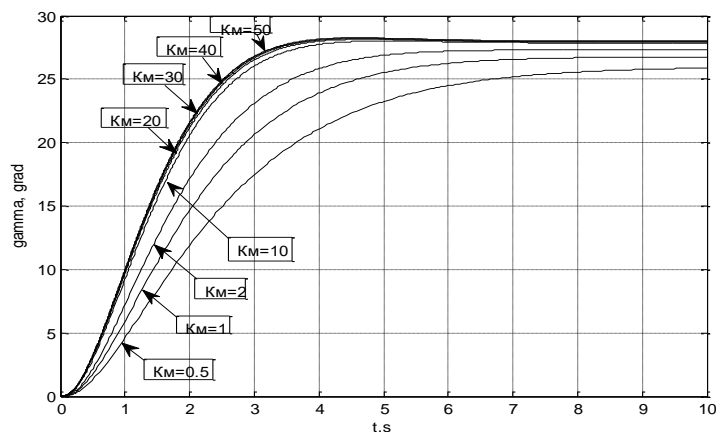


Рис. 8. Переходные процессы по углу крена самолета в САУ γ со статическим автопилотом при различных значениях K_M

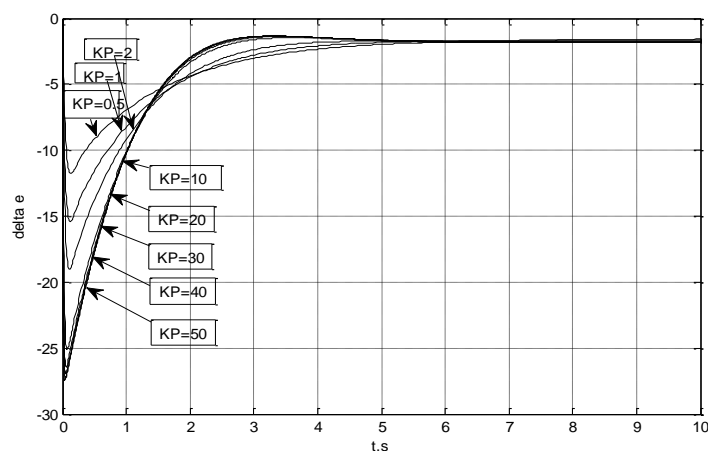


Рис. 9. Переходные процессы по отклонению элеронов в САУ γ со статическим автопилотом при различных значениях K_M

При АКОРе САУ γ , реализующей описанное выше управление с *астатическим* автопилотом, определяются коэффициенты аддитивного алгоритма управления

$$u = - [K(1) \ K(2) \ K(3) \ K(4) \ K(5)]^*$$

$$[\omega_x \ \gamma \ \delta_\delta \ r \ \gamma_i = \int_0^t (\gamma - \gamma_{\text{заданн}}) dt]' \quad (13)$$

При АКОРе астатической системы вариативные весовые коэффициенты критерия приняты следующими: $d_{\gamma, \delta_\delta} = 1 + 0.2 * K_M$, $d_{\gamma_i} = K_M$. Полученные при этом коэффициенты алгоритма управления показаны на графике рис.10, длительность переходных процессов показана на рис.11, переходные процессы по углу крена и отклонению элеронов показаны на рис.12. и 13. Здесь, наряду с устранением статической ошибки, сохраняется высокое качество процессов управления и управляемость их характеристик вариативным параметром критерия оптимальности.

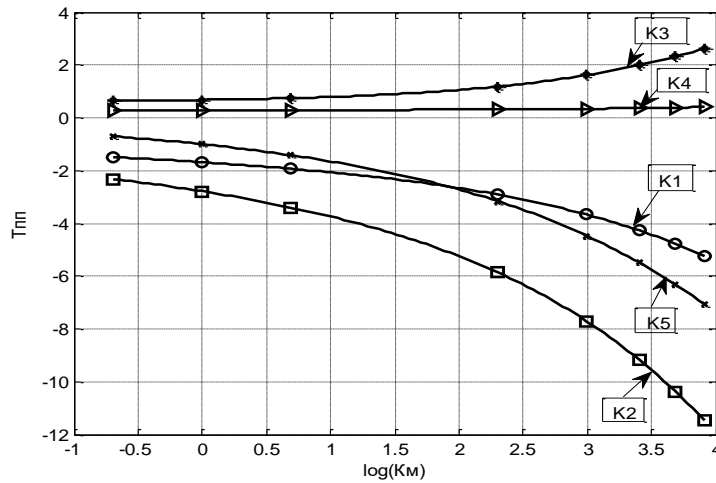


Рис. 10. Зависимости параметров законов управления САУ γ с астатическим автопилотом от K_M .

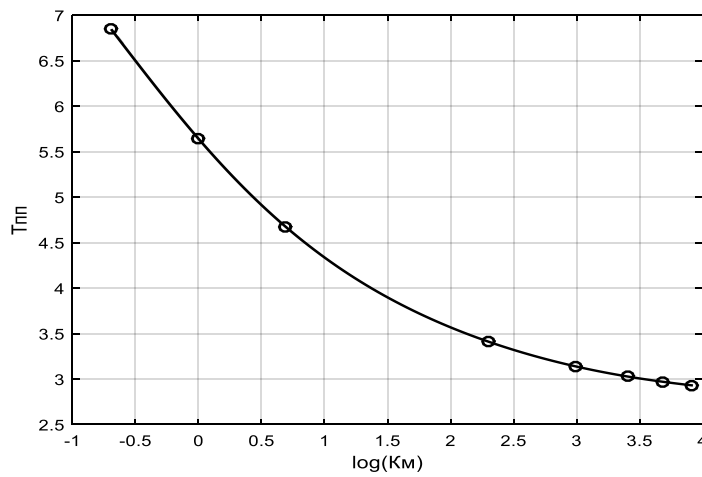


Рис. 11. Зависимости времени переходного процесса T_{III} в САУ γ с астатическим автопилотом от K_M .

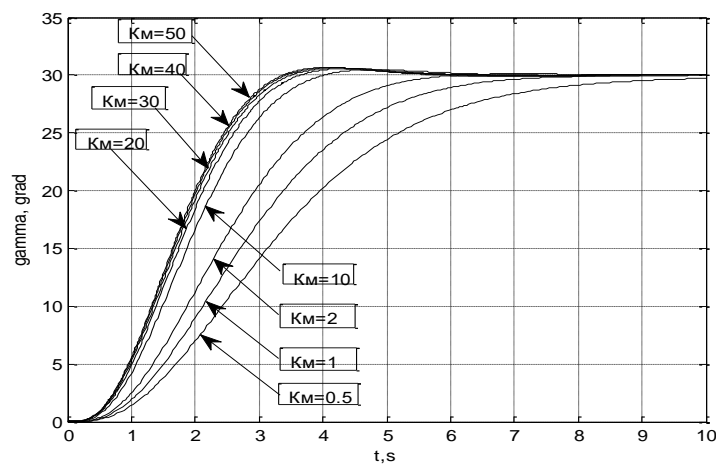


Рис. 12. Переходные процессы по углу крена самолета в САУ γ с астатическим автопилотом при различных значениях K_M .

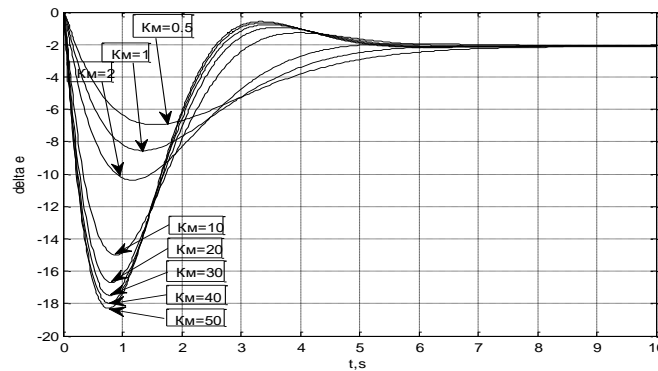


Рис. 13. Переходные процессы по отклонению элеронов в САУ γ с астатическим автопилотом при различных значениях K_M .

Таким образом, упругость крыла вносит в систему управления углом крена самолета дополнительное самовыравнивание и, при управлении углом крена с помощью наружных элеронов, дополнительное запаздывание в тракте управления.

АКОР с введенным вариативным параметром критерия оптимальности системы управления позволяет обеспечить получение эффективно управляемых им динамических характеристик системы при высоком качестве процессов управления, что может служить основой оперативной адаптации системы к изменяющимся текущим требованиям.

В третьей главе рассматривается задача аналитического конструирования алгоритмов управления боковым положением гипотетического среднемагистрального самолета с существенно упругим крылом относительно заданной траектории по вариативному критерию, изменение параметра которого ведет к встречному изменению быстродействия синтезируемой системы и энергоэкономичности управления при сохранении высокого качества переходных процессов.

Математическая модель системы, рассматриваемая как линеаризованная, содержит модель внутренней системы управления углом крена γ , принимаемой в виде колебательного, хорошо демпфированного звена с собственной частотой недемпфированных колебаний ω_γ , коэффициентом демпфирования ζ , ограничением модуля входного сигнала на уровне γ_m , при входном сигнале $\gamma_{\text{задан}}$, в форме Лапласа описываемого уравнением:

$$(s^2 + 2\zeta\omega_\gamma s + \omega_\gamma^2(1 + k_v\gamma)) \gamma(s) = \omega_\gamma^2 \gamma_{\text{задан}}(s), \quad |\gamma_{\text{задан}}| \leq \gamma_m, \quad (14)$$

В описание этого звена входит дополнительная позиционная связь по углу крена с коэффициентом, примерно пропорциональным углу крена, $k_v\gamma$, вызванная ростом $V_{\text{кр}}$ упругого крыла при увеличении нормальной избыточной перегрузки самолета, создаваемом с целью парирования потери вертикальной компоненты подъемной силы крыла при крене (эта связь делает модель нелинейной и при синтезе заменяется линейной с коэффициентом $k_v \gamma_m/2$). В модель входит также дважды интегрирующее кинематическое звено, связывающее изменение положения самолета относительно заданной траектории z с углом крена при координированном развороте,

$$s^2 z(s) = g \gamma, \quad (15)$$

управляющие связи, при полной наблюдаемости системы, т.е. при наблюдаемости угловой скорости и угла крена, ω_x и γ , линейной скорости и отклонения \dot{z} и z самолета относительно заданной траектории, и при полной управляемости соответствующие алгоритму управления:

$$\gamma_{\text{задан}} = (K \omega_x \quad K \gamma \quad K \dot{z} \quad K z)^* (\omega_x \quad \gamma \quad \dot{z} \quad z)'$$

или, в обозначениях более общего вида, часто применяемых в АКОРе,

$$u = (K(1) \quad K(2) \quad K(3) \quad K(4))^* (x(1) \quad x(2) \quad x(3) \quad x(4))'$$

При математическом моделировании синтезируемой системы предпочтительно регистрировать не поперечную скорость \dot{z} , а связанную с ней величину угла курса относительно заданной траектории

$$\Psi = -\arcsin(\dot{z}/V). \quad (16)$$

В силу постановки задачи, при анализе синтезированных вариантов системы требуется математическая модель дополнительного расхода энергии на управление, связанного с работой дополнительной силы лобового сопротивления при указанном выше увеличении нормальной избыточной перегрузки.

Для выполнения правильного разворота (с круговым горизонтальным движением самолета с постоянной скоростью) необходима дополнительная нормальная перегрузка

$$\Delta n_{y \text{ доп}} = Y/mg - 1 = 1/\cos \gamma - 1 \quad (17)$$

При сравнительно малых, реальных для среднемагистрального самолета, углах крена

$$1/\cos \gamma - 1 \cong \gamma^2/2. \quad (18)$$

Действительно, при $\gamma = \frac{\pi}{6}$

$$1/\cos \gamma - 1 = 0.1547, \quad \gamma^2/2 = 0.1371,$$

при меньших углах различие еще меньше.

Дополнительной нормальной перегрузке соответствует дополнительная тангенциальная перегрузка $\Delta n_{x \text{ доп}} = \Delta n_{y \text{ доп}}/K$, где K – аэродинамическое качество ЛА, для реализации которой требуется пропорциональная ей дополнительная мощность двигателей. Таким образом, $\Delta n_{y \text{ доп}} \cong \gamma^2/2$ может рассматриваться как мера относительной затраты мощности на маневр с креном, а интеграл от $\Delta n_{y \text{ доп}}$ по времени маневра

$$\bar{A}_{\text{доп}} = \int_0^t \Delta n_{y \text{ доп}} dt \quad (19)$$

как мера относительной дополнительной работы или затраты энергии на маневр.

Вектор весовых коэффициентов функции штрафа предопределяет динамические свойства синтезируемой системы. Коэффициенты определяются на основе правила равных вкладов максимальных по модулю значений переменных и разнородных требований к системе. В настоящей работе весовые коэффициенты критерия доопределяются на основе требований устойчивости, а также малой колебательности синтезируемой системы в выбранном диапазоне рабочих частот. При этом порядок системы $n=4$, в качестве варьируемого параметра критерия используется характерная частота ω , определяющая темп переходных процессов в системе, для доопределения критерия используется обратный метод АКОРа, примененный для упрощенной математической модели объекта управления.

При этом за основу оптимизации системы может быть принята ее эталонная модель с уравнением

$$(s + \omega_1)(s^2 + 2\omega s + \omega^2)z(s) = z_{\text{задан}}(s) \quad (20)$$

при приближенном представлении внутренней системы управления углом крена аperiodическим звеном с собственной частотой $\omega_\gamma \cong 1$, при ограничении

$$|\gamma_{\text{задан}}| \leq \gamma_m. \quad (21)$$

Вариативный параметр ω (основная определяющая частота) определяет масштаб быстрогодействия синтезируемой системы и, соответственно, масштаб энергозатрат на маневр. Им в основном определяются коэффициенты обратной связи в системе по отклонению z и скорости \dot{z} . Он является основным встречным управляющим параметрическим воздействием на длительность переходных процессов $T_{\text{пн}}$ в системе и их энергозатратность.

Полученные предварительным расчетом и примененные при оптимизации системы параметры критерия имеют вид:

$$\begin{aligned} u &= 1, \\ \omega &= 0.03 \dots 0.23; \\ q_{11} &= 0; \\ q_{22} &= 1; \\ q_{33} &= 2^{1/4} \omega^2 / 9.81; \\ q_{44} &= (\omega^2 / 9.81)^2. \end{aligned} \quad (22)$$

Для S-обратного маневра при $z_0 = 3000$ м, $\gamma_0 = 0^\circ$, $\psi_0 = 0^\circ$, $|\gamma|_{\text{max}} = 30^\circ$ получены значения времени переходного процесса $T_{\text{пн}}$ и дополнительной работы $\bar{A}_{\text{доп}}$, показанные в на рис.14.

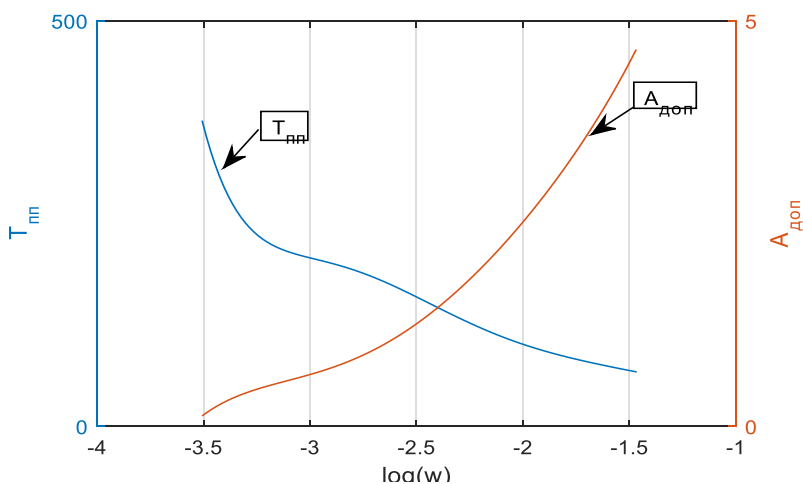


Рис. 14. График зависимости времени переходного процесса $T_{\text{пн}}$ и дополнительной работы $\bar{A}_{\text{доп}}$ от ω .

При этом получены графики фазовых координат системы, приведенные на рис 15, 16 и 17. Из графиков видно, что с ростом характерной частоты ω по качеству переходных процессов система приближается к оптимальной по быстродействию.

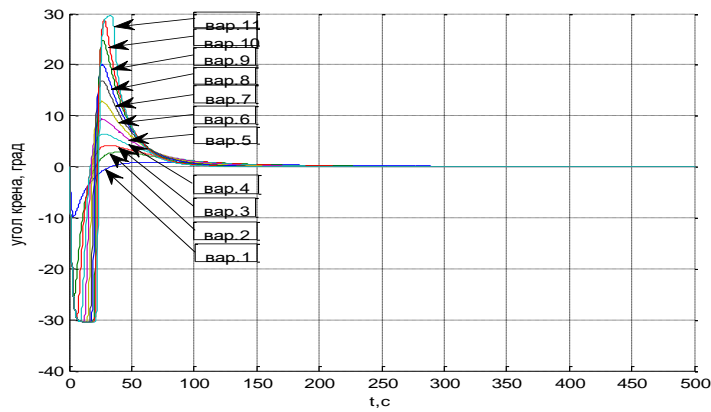


Рис. 15. Графики углов крена при выполнении S-образного маневра.

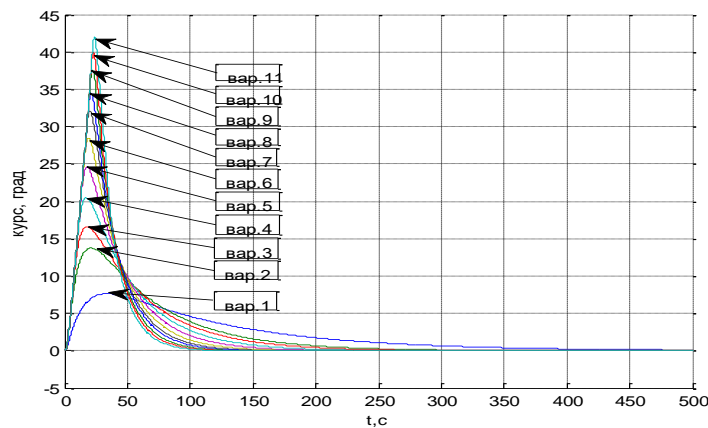


Рис. 16. Графики углов курса при выполнении S-образного маневра.

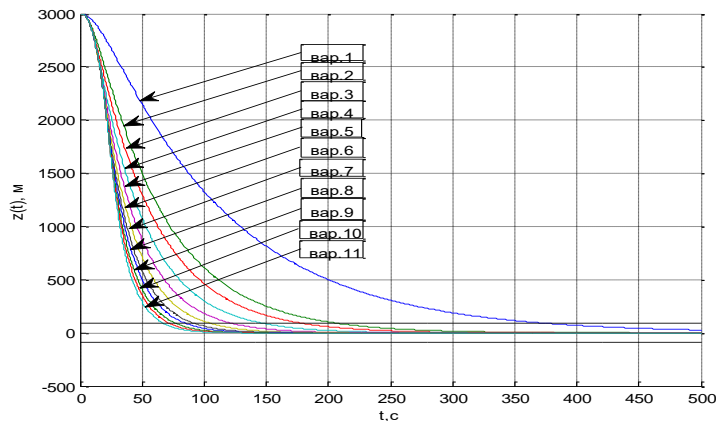


Рис. 17. Линии траектории $z(t)$ самолета при выполнении s-образного маневра.

Как видно из графиков, в рассматриваемой задаче переменный параметр ω является эффективным инструментом воздействия на динамические свойства системы управления. Изменение ω в пределах $0.03-0.23 \text{ c}^{-1}$ отражается на параметрах и динамических свойства системы.

Упругость крыла, учитываемая при координированном развороте, вносит в систему управления углом крена самолета дополнительное самовыравнивание, зависящее от дополнительной нормальной перегрузки, создаваемой для стабилизации высоты полета при крене.

АКОР с введенными вариативными параметрами критерия оптимальности системы управления позволяет обеспечить получение эффективно управляемых им динамических характеристик системы при высоком качестве процессов

управления, что может служить основой оперативной адаптации системы к изменяющимся текущим требованиям. Такая адаптация позволяет оперативно менять алгоритм управления боковым движением самолета. При необходимости выполнить маневр экстренного уклонения от опасного сближения система оптимизации позволяет оперативно построить и реализовать алгоритм управления повышенного быстродействия, причем степень близости к оптимальности по быстродействию может дозироваться. При полете в крейсерском режиме или при выполнении разворотов система оптимизации позволяет оперативно построить и реализовать алгоритм управления повышенной, дозируемой энергоэкономичности. В целом, для управления боковым движением самолета рассматриваемая оптимизация позволяет оперативно строить и реализовывать гамму параметризованных алгоритмов, при реализации в системе встречно различающихся временем переходных процессов и дополнительными затратами энергии на маневр, обеспечивающих высокое качество переходных процессов во всех вариантах. Аналогичное решение может получено для оптимизации алгоритмов управления продольным и пространственным движением самолета.

В четвертой главе разработан комплексируемый с синтезируемыми АКОРом по вариативным критериям оптимальными САУСМС фильтр Калмана, выполненный по традиционной методике и на основе метода матричного сопряженного градиента, предназначенный для оценивания и компенсации одного из наиболее опасных возмущающих воздействий вида однонаправленного и знакопеременного ветрового сноса при действии шума измерений.

На рис.18 приведен график оценки знакопеременного бокового порыва ветра с помощью фильтра Калмана.

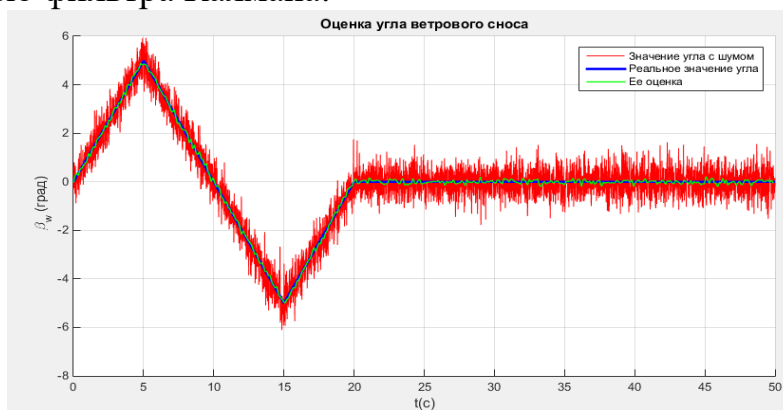


Рис.18. Оценка знакопеременного бокового порыва ветра с помощью фильтра Калмана

При математическом моделировании системы управления боковым траекторным движением СМС при действии боковых знакопеременных порывов ветра получено, что применение канала компенсации ветрового возмущения с Ф.К. позволяет снизить его влияние на боковое положение СМС относительно заданной линии пути ориентировочно в 2-2,5 раза.

Использование полученных результатов позволит повысить точность автоматического управления СМС при действии порывов бокового ветра.

В заключительном разделе работы «Построение алгоритмов оптимального управления СМС с использованием системного анализа расширенного объекта управления, угроз и ограничений» предложено ввести в алгоритмы элементы системного анализа, расширяющие их функциональность. В предложенном варианте структуры каждый алгоритм координатного управления заданной структуры дополняется следующими функциями: выбор вида и быстрого действия задаваемого маневра из составленного множества альтернатив, выполняемый системой более высокого уровня; оценивание угроз и ограничений для расширенного объекта, нормирование и свертка их оценок в ограничения параметра; вычисление вариативного параметра на основе параметров выбранного маневра, с учетом угроз и ограничений; оценивание вектора фазовых координат расширенного объекта управления; идентификация расширенного объекта управления; формирование функции штрафа критерия оптимальности; оптимизация параметров алгоритма управления, дискретный ввод параметров алгоритма (в простейшем случае – коэффициентов закона управления и ограничений управляющих сигналов).

Описанные применения системного анализа в проектировании оптимальных алгоритмов, изначально адаптивных по отношению к выбранному соотношению в пространстве «быстродействие – энергоэкономичность», придают алгоритмам также свойства адаптивности по отношению к параметрам расширенного объекта управления и внешних условий полета.

ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

1. Работа направлена на создание в перспективе вклада в повышение безопасности и топливной эффективности выполнения полетов, расширение функциональных возможностей АКОРа САУЛА. Ее основа - методика (подход к решению задач АКОРа), при которой критерии оптимальности для АКОРа каждой локальной СУЛА, предназначенной для работы как автономной, так и в составе комплексной системы управления ЛА, параметризуются вариативными параметрами, целенаправленное изменение которых порождает изменения коэффициентов оперативно синтезируемого и реализуемого алгоритма управления, вызывающие встречные изменения быстрого действия систем и энергоэкономичности управляемого маневра при сохранении высокого качества переходных процессов. На основе указанной методики разработаны и реализованы алгоритмы АКОРа систем активного автоматического демпфирования изгибных аэроупругих колебаний крыла среднемагистрального самолета, статических и астатических систем автоматического управления углом его крена, систем автоматического управления положением его относительно заданной траектории.

2. В процессе синтеза активной системы демпфирования аэроупругих изгибных колебаний крыла самолета методом АКОР по критерию обобщенной работы в функцию штрафа традиционной структуры добавляются недиагональные энергетические члены, ограничивающие мощность, а после интегрирования – работу, управляющих сил на перемещении управляемого объекта; энергетические члены функции штрафа домножаются на вариативный коэффициент мощности, изменение которого обеспечивает эффективное

встречное управление расходом энергии на демпфирование и временем затухания колебаний крыла. Синтезируемые варианты системы способны эффективно демпфировать колебания объекта с малым собственным коэффициентом демпфирования, при использовании привода, имеющего частоту собственных недемпфированных колебаний, лишь на 10-15% превосходящую частоту третьего тона колебаний объекта. При наличии в системе необходимой рабочей информации и вычислительных ресурсов АКОР ее может служить математической базой адаптации системы к изменяющимся параметрам объекта.

3. Изгибная аэроупругость крыла вносит в систему управления углом крена самолета дополнительное самовыравнивание и, при управлении углом крена с помощью наружных элеронов, дополнительное запаздывание в тракте управления. АКОР, выполненный с учетом этих факторов, с введенным вариативным параметром, на который домножаются весовые коэффициенты при наиболее значимых энергетических членах критерия оптимальности, при синтезе им как статической, так и астатической систем автоматического управления углом крена обеспечил получение алгоритмов, дающих эффективно управляемые динамические характеристики систем при высоком качестве процессов управления. Это может служить основой оперативной адаптации синтезируемых систем к изменяющимся текущим требованиям.

4. В процессе синтеза системы автоматического управления положением ЛА относительно заданной траектории применен метод АКОР с вариативным параметризованным критерием оптимальности, полученным в результате аппроксимации решения упрощенной обратной задачи АКОР; при этом в качестве параметра прямой задачи используется квадрат определяющей собственной частоты синтезируемой системы, входящий в первой степени в весовой коэффициент при скорости сближения ЛА с заданной траекторией и в квадрате в весовой коэффициент при отклонении ЛА от заданной траектории. Полученный алгоритм реализуется совместно с ограничением управляющего воздействия. Как и ранее, целенаправленное изменение параметра критерия порождает изменения законов управления, вызывающие встречные изменения быстродействия систем и энергоэкономичности управляемого маневра при сохранении высокого качества переходных процессов в широком диапазоне их параметров.

Применяемое варьирование параметров критерия оптимальности позволяет оперативно управлять характером переходных процессов в синтезируемой системе, адаптируя его к текущим задачам. В частности, маневр уклонения от опасного сближения с внешним объектом может оперативно организовываться при быстродействии, близком к максимальному; маневр прихода к заданной траектории при отсутствии жестких временных ограничений может выполняться энергоэкономично и комфортно для пассажиров.

5. Комплексируемый с синтезируемыми АКОРОм по вариативным критериям оптимальными САУ ЛА фильтр Калмана, предназначенный для оценивания и компенсации одного из наиболее опасных возмущающих воздействий вида знакопеременного ветрового сноса при действии шума измерений, выполнен как по традиционной методике, так и на основе метода матричного сопряженного градиента. Показано, что оба варианта обеспечивают оценивание большей части

возмущения, второй вариант при несколько большем быстродействии обеспечивает на порядок более высокую точность подавления шумов.

6. Система математических моделей оптимизированных систем автоматического управления боковым движением ЛА, в которых учитывается рост V крыла при создании дополнительной нормальной перегрузки в процессе управления углом крена, а также динамика деформируемого крыла в канале наружных элеронов, позволила оценить эффективность предложенных решений оптимизации систем автоматического управления боковым движением среднемагистрального самолета.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В изданиях, рекомендованных перечнем ВАК РФ:

1. Рыбников С.И., Нгуен Тхань Шон. Аналитическое конструирование системы демпфирования изгибных аэроупругих колебаний крыла самолета// Труды МАИ, 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84572>
2. Рыбников С. И., Нгуен Тхань Шон. Повышение точности управления боковым движением среднемагистрального самолета с использованием калмановского наблюдателя знакопеременного ветрового возмущения// Труды МАИ, 2018, №98 URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90450>
3. Рыбников С.И. Нгуен Тхань Шон. Применение фильтра Калмана для оценивания знакопеременного ветрового сноса самолета при действии цветного шума измерений// Электронный журнал «Перспективы науки», 2018. № 3. С. 33-38.
4. Рыбников С.И. Нгуен Тхань Шон. Аналитическое конструирование системы автоматического управления углом крена среднемагистрального самолета с упругим крылом по вариативному критерию// Электронный журнал «Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки», 2018. №6. с. 104-111.

В других изданиях:

5. Рыбников С.И., Нгуен Тхань Шон. Аналитическое конструирование алгоритмов управления боковым движением среднемагистрального самолета с учетом упругости крыла по критерию обобщенной работы// Труды XXIV-ого международного научного технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», 14-20 сентября 2015г, г. Алушта. – с.177.
6. Рыбников С.И., Нгуен Тхань Шон. Частичная компенсация влияния ветрового возмущения на боковое движение среднемагистрального самолета, оцениваемого с помощью фильтра Калмана// Сборник тезисов докладов XIV-Международной конференции «Авиация и космонавтика», 16-20 ноября 2015 г., г. Москва. – с. 190-191.
7. Нгуен Тхань Шон, Фам Туан Ань (Научный руководитель Рыбников С.И.). Сравнение различных способов синтеза регулятора в задаче управления движением самолета// Сборник тезисов докладов XLII Международной

молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения», г. Москва, 12-15 апреля 2016г. – с. 647-648.

8. Нгуен Тхань Шон (Научный руководитель Рыбников С.И.). Построение и анализ фильтра Калмана для оценивания фазовых координат бокового движения самолета с условно недеформируемым крылом// Сборник тезисов докладов XLIII Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения», г. Москва, 05-19 апреля 2017г. – с. 870.
9. Рыбников С.И, Нгуен Тхань Шон Повышение точности решения задач управления боковым движением среднемагистрального самолета в сложных метеоусловиях с использованием фильтра Калмана// Сборник тезисов докладов XVI-Международной конференции «Авиация и космонавтика», г. Москва, 20-24 ноября 2017 г.. – с. 183-184.