

На правах рукописи



Щербаков Александр Игоревич

**РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С
ИДЕНТИФИКАЦИЕЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА В РЕАЛЬНОМ МАСШТАБЕ ВРЕМЕНИ**

Специальность 2.5.16

Динамика, баллистика, управление движением летательных

аппаратов

(технические науки)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва 2026 г.

Работа выполнена на кафедре «Аэродинамика, динамика и управление летательных аппаратов» федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (Московский авиационный институт, МАИ)

Научный руководитель:	Ефремов Александр Викторович доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Аэродинамика, динамика и управление летательных аппаратов» МАИ
Официальные оппоненты	Гребёнкин Александр Витальевич доктор технических наук, начальник отдела 901, Публичное акционерное общество «Московский институт электромеханики и автоматики» Верещиков Дмитрий Викторович кандидат технических наук, доцент, начальник 72 кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Федеральное государственное казенное военное образовательное учреждение высшего образования «Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-Воздушная Академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина (г. Воронеж) Министерства обороны Российской Федерации
Ведущая организация	Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского , 140180, Россия, Московская область, г. Жуковский, улица Жуковского, 1

Защита состоится «24» сентября 2026 года в 14:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=188449

Автореферат разослан «___» _____ 2026 г.

Отзывы на автореферат, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел подготовки кадров высшей квалификации МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета
24.2.327.03, д.т.н., доцент

А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Авиационная техника претерпела несколько исторических этапов своего развития, каждый из которых определялся созданием определенных инноваций. Расширение диапазона скоростей и высот полета самолета привело к необходимости решения проблем аэродинамики и динамики полета, а также автоматизации управления для улучшения устойчивости и управляемости. Произошедший в дальнейшем переход на статически неустойчивые компоновки привел к существенному росту влияния системы управления на пилотажные свойства самолета - по сути, она стала их определять. Стремление к улучшению пилотажных характеристик авиационной техники связано с требованиями достижения необходимой эффективности выполнения целевых задач пилотирования, а также обеспечения необходимого уровня безопасности полета.

С развитием авиационной техники к системам управления предъявляются все более строгие требования. Они должны обеспечивать наивысшую точность пилотирования на всех режимах полета и функционировать в условиях неопределенностей. Эти неопределенности возникают из-за неточного знания параметров динамики объекта управления, деформаций конструкции, а также действия внешних возмущений. По этой причине имеется необходимость использования таких алгоритмов управления, которые не требовали бы детального и точного знания динамических характеристик объекта управления, а базировались только на анализе управляющих воздействий и выходных параметров. При этом, желаемое качество регулирования должно обеспечиваться путем изменения структуры или коэффициентов закона управления.

Адаптивные системы управления наиболее эффективно работают в условиях неопределенностей, поскольку получают информацию о состоянии объекта управления в режиме реального времени, а развитие вычислительной техники способствует усовершенствованию методов определения необходимых параметров. Поэтому задача разработки адаптивных алгоритмов управления летательных аппаратов, которые могут обеспечить наилучшие свойства объекта управления, является актуальной и представляет большой практический интерес.

Анализ научных работ, опубликованных в открытых источниках, показал, что:

- 1) Подавляющее большинство работ не содержит результатов экспериментальных исследований, полученных на пилотажных стендах или в летных испытаниях. Как правило, приводятся результаты математического моделирования либо лишь математические выкладки;
- 2) Зачастую объектами управления являются упрощенные линеаризованные стационарные математические модели динамики летательных аппаратов, не учитывающие нелинейные свойства приводов органов управления;

- 3) В отечественных открытых источниках в целом крайне мало публикаций, посвященных вопросам синтеза адаптивных систем управления ЛА.

В работе рассматривается один из методов синтеза адаптивного регулятора, в основе закона управления которого лежит принцип так называемой обратной динамики. Адаптивные свойства регулятора обеспечиваются с помощью применения алгоритма онлайн-идентификации параметров объекта управления. Кроме того, для обеспечения работоспособности алгоритмов управления в условиях влияния нелинейностей приводов управляющих поверхностей разработан алгоритм функционирования так называемого нелинейного префильтра, позволяющий обеспечить снижение потребных скоростей отклонения органов управления.

Цель диссертационной работы - повышение безопасности полета и улучшение пилотажных свойств ЛА различных классов путем синтеза алгоритмов адаптивной системы управления с онлайн-идентификацией параметров объекта управления в реальном масштабе времени, базирующихся на принципе обратной динамики, а также построения нелинейного префильтра, подавляющего явление раскачки самолета летчиком и обеспечивающего работу приводов рулевых поверхностей в линейной области. Эффективность разработанных алгоритмов должна быть подтверждена путем математического моделирования, а также проведения экспериментальных исследований с использованием математических моделей различных летательных аппаратов.

Задачи исследования:

1. Синтез регуляторов на базе принципа обратной динамики в заданных каналах управления ЛА, выбор и обоснование наилучшего подхода к реализации алгоритмов.
2. Разработка алгоритма идентификации линеаризованной модели движения ЛА в режиме реального времени в заданных каналах, анализ влияния шумов сигналов на процесс идентификации.
3. Построение адаптивного варианта системы управления на базе принципа обратной динамики, функционирующего в связке с алгоритмом онлайн-идентификации.
4. Разработка нелинейного префильтра-гасителя колебаний, обеспечивающего подавление раскачки самолета летчиком и не допускающего выхода приводов рулевых поверхностей на максимальную скорость перемещения.
5. Проведение экспериментальных исследований разработанного адаптивного регулятора и префильтра на пилотажных стендах в различных условиях с целью оценки их эффективности.

Объектом исследования является система самолет-летчик. **Предметом исследования** адаптивная система управления ЛА, построенная на базе принципа обратной динамики с использованием алгоритмов непрерывной идентификации параметров линеаризованной модели ЛА, а также нелинейный префильтр, обеспечивающий уменьшение потребных скоростей отклонения органов управления.

Методы исследования. Для решения поставленных задач проводится математическое моделирование на ЭВМ, а также экспериментальные исследования по выполнению задач ручного пилотирования с использованием пилотажных стендов лаборатории НИЛ ПССЛ.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Разработан алгоритм онлайн-идентификации параметров модели движения ЛА, обеспечивающий получение достоверных параметров линеаризованной математической модели в режиме реального времени.
2. Сформированы законы управления регулятора, базирующиеся на принципе обратной динамики, показана целесообразность и эффективность использования упрощенных моделей движения ЛА для построения регулятора.
3. Разработан нелинейный префильтр-гаситель колебаний, позволяющий обеспечивать работу приводов рулей в линейной области и не вводящий дополнительного фазового запаздывания.

Теоретическая значимость.

1. Предложена процедура онлайн-идентификации линеаризованной модели движения летательного аппарата с проверкой сингулярности решения.
2. Обоснована возможность использования упрощенной модели движения ЛА для синтеза регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики.
3. Совокупность регулятора и алгоритма идентификации в режиме онлайн обеспечивает желаемую динамику объекта управления как в штатных условиях, так и при возникновении отказов.
4. Предложен вариант нелинейного префильтра, обеспечивающий подавление явления раскачки ЛА летчиком путем существенного уменьшения потребных скоростей отклонения рулей и не вводящий дополнительного фазового запаздывания в линейной области.

Практическая значимость. Разработанные алгоритмы управления и идентификации позволяют:

1. Обеспечить динамику объекта управления в заданных каналах управления, близкую к динамике звена первого порядка, путем синтеза адаптивного закона управления, базирующегося на принципе обратной динамики, а также подавление явления раскачки путем

введения нелинейного префильтра, тем самым существенно улучшить точность выполнения задач и повысить безопасность пилотирования;

2. Обеспечить адаптивные свойства регулятора с учетом действия неопределенностей, таких как неточное знание параметров объекта управления и возникновение отказов;

3. Не допустить возникновения раскачки ЛА летчиком путем снижения требуемых скоростей отклонения рулевых поверхностей вплоть до исключения выхода привода на максимальную скорость движения выходного звена.

Эффективность предложенного адаптивного регулятора и префильтра по сравнению с традиционными методами построения законов управления подтверждена путем проведения экспериментальных исследований на пилотажном стенде.

На защиту выносятся:

- 1) Алгоритм параметрической идентификации коэффициентов системы уравнения движения ЛА заданной структуры с использованием обновляемого буфера данных, функционирующий в режиме реального времени.
- 2) Закон управления адаптивного регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики с онлайн-идентификацией динамических коэффициентов и синтезированный на основе упрощенной модели движения летательного аппарата.
- 3) Нелинейный префильтр-гаситель колебаний, позволяющий обеспечить подавление явления раскачки самолета летчиком путем существенного снижения требуемых скоростей отклонения руля вплоть до исключения выхода привода на максимальную скорость.

Соответствие паспорту специальности 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов:

Пункт 9. Разработка алгоритмов управления высокоавтоматизированных ЛА, повышающих безопасность полета, точность управления различных летательных аппаратов, а также обеспечивающих улучшение летно-технических характеристик средствами автоматизации.

Пункт 10. Исследование и разработка методов синтеза законов управления движением ЛА в условиях разнообразных неопределенностей, порожденных неполным и неточным знанием свойств объекта управления и условий, в которых он функционирует, а также возможными отказами оборудования и повреждениями конструкции ЛА.

Достоверность результатов. Достоверность исследований подтверждается в диссертационной работе следующим:

- оценкой адекватности полученных алгоритмов идентификации онлайн путем выполнения математического моделирования с использованием нелинейных моделей движения ЛА;

- проведением экспериментальных исследований на пилотажных стендах с использованием нескольких динамических конфигураций и математических моделей ЛА.

Апробация и публикация результатов. По теме диссертационной работы:

- опубликовано 4 научных работы в изданиях, рекомендованных ВАК; 4 научных публикаций в журналах, индексируемых в базе данных Scopus (в т.ч. Q1);

- получен патент на изобретение;

- сделано 14 докладов на международных и всероссийских конференциях.

Личный вклад автора. Разработан алгоритм идентификации модели движения ЛА заданной структуры в режиме онлайн, разработаны законы управления регулятора в соответствии со структурой идентифицируемой модели движения ЛА, разработан алгоритм нелинейного префильтра, обеспечивающего снижения потребных скоростей сигналов, поступающих на приводы рулевых поверхностей.

Структура и объём работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и списка сокращений.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность и степень разработанности темы исследований настоящей диссертационной работы, сформулированы цели и задачи.

Глава 1 посвящена обзору и анализу различных способов реализации регулятора, основанного на принципе обратной динамики. Существует несколько известных способов синтеза закона управления на базе обратной динамики. Основными из них являются:

- введение фильтра обратной динамики;
- нелинейная обратная динамика (NDI);
- инкрементальная нелинейная обратная динамика (INDI).

Принцип обратной динамики заключается в подборе регулятора с такой структурой и параметрами, чтобы обеспечить сокращение нулей и полюсов передаточной функции объекта управления по заданной управляемой координате. Таким образом обеспечивается равенство входного и выходного сигнала в каждый момент времени. Целесообразность использования регулятора на базе обратной динамики для построения контура управления ЛА подтверждается известной моделью частоты среза, которая вводит предположение, что в районе частоты среза разомкнутая система самолет-летчик описывается следующим соотношением:

$$W_{\text{раз}}(j\omega) = W_c(j\omega) \cdot W_{\text{л}}(j\omega) = K_{\text{л}} \frac{\omega_c}{j\omega} e^{-j\omega\tau_e} \quad (1)$$

Исходя из известных свойств поведения летчика, для обеспечения наиболее точного и комфортного пилотирования его описывающая функция в районе частоты среза должна приближенно соответствовать коэффициенту усиления, т.е.

$$W_l(j\omega) = K_l e^{-j\omega\tau_e} \quad (2)$$

Можно получить, что частотная характеристика объекта управления по углу тангажа или крена должна приближенно соответствовать интегрирующему звену:

$$W_c(j\omega) = \frac{\omega_c}{j\omega} \quad (3)$$

Таким образом, для обеспечения желаемой динамики ЛА по углам Эйлера, близкой к динамике интегрирующего звена $\frac{K}{p}$, необходимо свести динамику объекта управления по угловой скорости тангажа к коэффициенту усиления K .

Рассмотрим введение фильтра в разомкнутой цепи управления, полностью компенсирующего собственную динамику объекта управления. Как показано выше, желаемая динамика летательного аппарата с регулятором определяется условием равенства текущей угловой скорости ω желаемой $\omega_{\text{жел}}$ в каждый момент времени:

$$\omega(t) = \omega_{\text{жел}}(t) \quad (4)$$

В принципе обеспечить это условие можно путем введения фильтра, описываемого передаточной функцией, определяемой следующим соотношением:

$$W_{\text{од}}(p) = 1/G(p) = G^{-1}(p) \quad (5)$$

Здесь $G(p)$ – передаточная функция летательного аппарата по управляемой координате, $G^{-1}(p)$ – фильтр обратной динамики. Для случая, когда фильтр обратной динамики вводится в одном канале управления, $G^{-1}(p)$ является передаточной функцией. В случае многомерного объекта управления, вводится система фильтров, представленная в матричной форме.

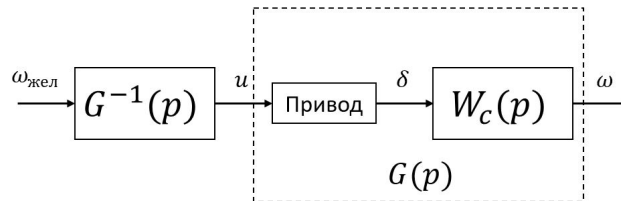


Рисунок 1 – Включение фильтра обратной динамики в контур управления.

Способ синтеза регулятора на основе введения фильтра $G^{-1}(p)$ в разомкнутой цепи управления имеет ряд существенных недостатков и трудностей в реализации:

- 1) Необходимость абсолютно точного знания параметров динамики объекта управления (его передаточной функции);
- 2) Невозможность физической реализуемости идеального фильтра обратной динамики. поскольку передаточная функция фильтра $G^{-1}(p)$, как правило, имеет порядок числителя больший, чем порядок знаменателя;

- 3) Необходимость обеспечить устойчивость исходного объекта управления, если он является неустойчивым (например, сверхзвуковой самолет, статически неустойчивый на дозвуковых скоростях).
- 4) Фильтры обратной динамики формируют управляющие сигналы, имеющие большую скорость изменения, что требует обеспечения высокого быстродействия приводов управляющих поверхностей ЛА.

Повышение робастности регулятора (уменьшение чувствительности к неточному знанию параметров объекта управления) решается путем введения дополнительных интегральных законов, что ухудшает характеристики объекта управления. Решение проблемы физической реализуемости такого фильтра предложено в виде последовательного включения дополнительного выравнивающего динамического звена, имеющего передаточную функцию вида:

$$W_F(p) = \frac{K}{p+K} \quad (6)$$

Величина свободного члена выравнивающего фильтра выбирается как компромисс между шириной частотного диапазона, в котором динамика объекта управления близка к коэффициенту усиления, и возможностями приводов обработать управляющий сигнал.

Другой метод синтеза регулятора на базе принципа обратной динамики, имеющий название нелинейная обратная динамика (NDI), реализуется путем введения нескольких обратных связей по вектору состояния, коэффициенты которых выбираются таким образом, чтобы обеспечить компенсацию собственной динамики объекта управления по угловому ускорению. На примере линеаризованных уравнений динамики самолета в продольном канале:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \bar{X}^V \Delta V + \bar{X}^\alpha \Delta \alpha + \bar{X}^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{X}^\vartheta \Delta \vartheta + \bar{X}^P \Delta P + \bar{X}^{\delta_B} \Delta \delta_B \\ \dot{\alpha} &= -\bar{Y}^V \Delta V - \bar{Y}^\alpha \Delta \alpha + \bar{Y}^{\omega_z} \Delta \omega_z - \bar{Y}^\vartheta \Delta \vartheta - \bar{Y}^P \Delta P - \bar{Y}^{\delta_B} \Delta \delta_B \\ \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^V \Delta V + \bar{M}_z^\alpha \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^\vartheta \Delta \vartheta + \bar{M}_z^P \Delta P + \bar{M}_z^{\delta_B} \Delta \delta_B \\ \dot{\vartheta} &= \Delta \omega_z \end{aligned} \quad (7)$$

Получим закон управления, обеспечивающий компенсацию динамики по угловому ускорению тангажа из уравнения моментов (пренебрегая составляющей момента от двигателя, поскольку управление в канале тангажа предполагается осуществлять отклонением руля высоты):

$$\Delta \delta_B = \frac{1}{\bar{M}_z^{\delta_B}} * \left[\dot{\omega}_{z_{\text{жел}}} - \left(\bar{M}_z^V \Delta V + \bar{M}_z^\alpha \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^\vartheta \Delta \vartheta \right) \right] \quad (8)$$

В этом случае, динамика объекта управления по угловой скорости будет близка к интегрирующему звену. Соответственно, при охвате обратной связью по угловой скорости и введении коэффициента усиления в прямую цепь, передаточная функция самолета по угловой скорости тангажа примет следующий вид:

$$W_c(p) = \frac{\omega_z(p)}{X_B(p)} = \frac{1/T}{p+1/T} \quad (9)$$

Здесь $1/T$ – это коэффициент усиления в прямой цепи контура угловой скорости. Этот коэффициент эквивалентен постоянной времени передаточной функции выравнивающего фильтра, применяемого при реализации фильтра обратной динамики.

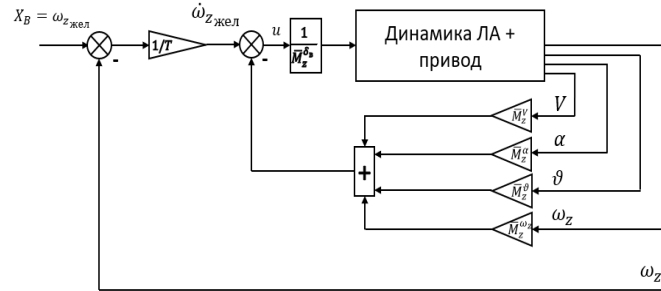


Рисунок 2 – Реализация регулятора на базе принципа нелинейной обратной динамики в продольном канале самолета.

Такой способ построения регулятора является более практичным, чем введение фильтра обратной динамики, поскольку:

- 1) Неустойчивый объект управления не требуется предварительно охватывать дополнительными обратными связями;
- 2) Отсутствуют присущие фильтру обратной динамики трудности с физической реализацией;
- 3) Несколько меньшие требуемые скорости приводов управляющих поверхностей по сравнению с фильтрами ОД.

Однако, неточность знания параметров динамики объекта управления (матриц A и B) также будет влиять на качество регулирования, как и в случае с введением фильтра обратной динамики.

В работе рассматривается возможность построения и реализации NDI-регулятора, в основе которого лежит модель короткопериодического продольного движения самолета, имеющая следующий вид:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= -\bar{Y}^{\alpha} \Delta \alpha + \bar{Y}^{\omega_z} \Delta \omega_z - \bar{Y}^{\delta_b} \Delta \delta_b \\ \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^{\alpha} \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^{\delta_b} \Delta \delta_b\end{aligned}\quad (10)$$

Использование модели такой структуры позволяет реализовать регулятор путем введения двух обратных связей вместо четырех, что существенно упрощает синтез регулятора.

Заключительным способом реализации регулятора на базе принципа обратной динамики, рассматриваемым в настоящей работе, является так называемая инкрементальная нелинейная обратная динамика или INDI. Основным его достоинством является отсутствие необходимости точного знания параметров математической модели динамики объекта управления. Закон управления таким регулятором формируется на основе предположения, что величина управляющего сигнала и производной управляемой координаты за малый интервал времени

(под малым интервалом понимается период времени порядка 0,01-0,02 с) меняется существенно, а изменением самой управляемой координаты можно пренебречь.

Примем, что нелинейная динамика объекта управления описывается уравнением следующего вида:

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u \quad (11)$$

Разложение в ряд Тейлора выражения (11) имеет следующий вид:

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + \frac{\partial}{\partial x} [f(x) + B(x)u](x - x_0) + \frac{\partial}{\partial x} [f(x) + B(x)u](u - u_0) \quad (12)$$

Принимая допущение, что $x \approx x_0$, уравнение (12) примет следующий вид:

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + B(x)(u - u_0) \quad (13)$$

Таким образом, принимая условие $\dot{x} = \dot{x}_{\text{жел}}$, закон управления инкрементального регулятора определяется соотношением:

$$u = B(x_0)^{-1}(\dot{x}_{\text{жел}} - \dot{x}_0) + u_0 \quad (14)$$

Здесь x_0 и u_0 – это измерение соответственно состояния и управления на предыдущем шаге. Реализация такого закона управления показана на рисунке 3.

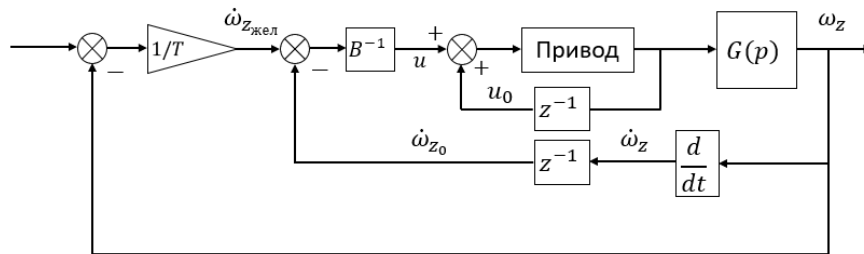


Рисунок 3 – Структурная схема включения INDI-регулятора в продольный канал самолета.

Здесь z^{-1} – запаздывание на один шаг измерения. Введение такого запаздывания необходимо для вычисления приращений управляющего воздействия и производной управляемой координаты на каждом последующем шаге измерения и синхронизации измерений.

Несмотря на отсутствие необходимости точного знания динамики объекта управления, имеется ряд серьезных недостатков, присущих такому регулятору:

- 1) Необходимость введения обратной связи по производной управляемой координаты;
- 2) Очень высокие скорости изменения управляющих сигналов;
- 3) Высокая чувствительность к запаздыванию в тракте управления.

Проведенный анализ показал, что наиболее целесообразным для использования на борту ЛА по совокупности факторов является NDI-регулятор. Подтверждением этому является то, что такой закон управления в явном виде используется в системах управления реальными серийными ЛА, фильтр обратной динамики входит в состав системы управления вертолетом УН-60М, а инкрементальный закон был реализован лишь на экспериментальных образцах ЛА с повышенными характеристиками измерительной, вычислительной и исполнительной частей.

В Главе 2 описывается разработанный в рамках настоящего исследования алгоритм онлайн-идентификации, позволяющий определять коэффициенты линеаризованной модели движения летательного аппарата в режиме реального времени и использовать их для настройки параметров регулятора. Алгоритм идентификации использует данные о входных и выходных сигналах объекта управления для определения коэффициентов системы дифференциальных уравнений движения ЛА. Основой этого алгоритма является известный метод наименьших квадратов, примененный к определению коэффициентов системы дифференциальных уравнений в матричной форме.

Систему дифференциальных уравнений, описывающих динамику линейной системы, можно представить в матричной форме:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (15)$$

Приняв допущение, что на коротком интервале времени изменением коэффициентов дифференциальных уравнений можно пренебречь, и интегрируя эти уравнения с постоянным шагом, можно записать систему уравнений в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= Ax_1 + Bu_1 \\ \dot{x}_2 &= Ax_2 + Bu_2 \\ &\vdots \\ \dot{x}_l &= Ax_l + Bu_l \end{aligned} \quad (16)$$

Здесь $\dot{x}_{1,2,\dots}$ и другие величины, имеющие нижний числовой индекс – это значения векторов состояний и управлений в соответствующий момент времени t ; l – число шагов интегрирования, определяющее размерность выборки данных; A и B – матрицы коэффициентов уравнений динамики исследуемого объекта управления, элементы которых приняты постоянными на заданном интервале времени.

Для (16) справедлива следующая форма записи:

$$h = Eg \quad (17)$$

$$\text{здесь } h = \begin{bmatrix} \dot{x}_1^T \\ \dot{x}_2^T \\ \vdots \\ \dot{x}_l^T \end{bmatrix} [l \times n], E = \begin{bmatrix} x_1^T & u_1^T \\ x_2^T & u_2^T \\ \vdots & \vdots \\ x_l^T & u_l^T \end{bmatrix} [l \times (n + m)], g = \begin{bmatrix} A^T \\ B^T \end{bmatrix} [(n + m) \times n];$$

Такая запись системы (16) позволяет из известных матриц h и E определить неизвестную матрицу g , содержащую матрицы коэффициентов дифференциальных уравнений A и B . Прямое решение этого уравнения можно получить, умножив обе его части на обратную матрицу E^{-1} :

$$E^{-1}h = E^{-1}Eg = g \quad (18)$$

Необходимым условием существования обратной матрицы E^{-1} являются требования квадратичности исходной матрицы, а также ее невырожденность, при которой ее определитель строго ненулевой. Для обеспечения этого условия, необходимо умножить обе части уравнения (18) на транспонированную матрицу E^T , тогда:

$$E^T h = E^T E g \quad (19)$$

Умножив обе части уравнения (19) на матрицу $(E^T E)^{-1}$, получим единственное решение для матрицы g :

$$g = (E^T E)^{-1} E^T h \quad (20)$$

Коэффициенты матриц A и B , полученные решением уравнения (20), справедливы для одного опорного режима полета, поэтому требуется вычисление этих коэффициентов в непрерывном режиме. Для этого массив данных, на основе которого и проводится процедура идентификации, необходимо постоянно обновлять с течением времени. Обновление массива данных, далее называемого буфером, реализуется следующим образом – массив начинает заполняться параметрами, полученными с датчиков (или вычисленными в процессе математического моделирования). Когда количество элементов массива достигает размера буфера, начинается процесс онлайн-идентификации, при этом первый элемент массива соответствует первому элементу с начала измерения (моделирования), а последний – текущему шагу $t_{\text{тек}}$. Когда текущий шаг измерения превышает размер буфера, первый его элемент удаляется, второй становится первым, а последний равен текущему шагу $t_{\text{тек}}$. Графическая иллюстрация работы обновляемого буфера данных показана на рисунке 4.

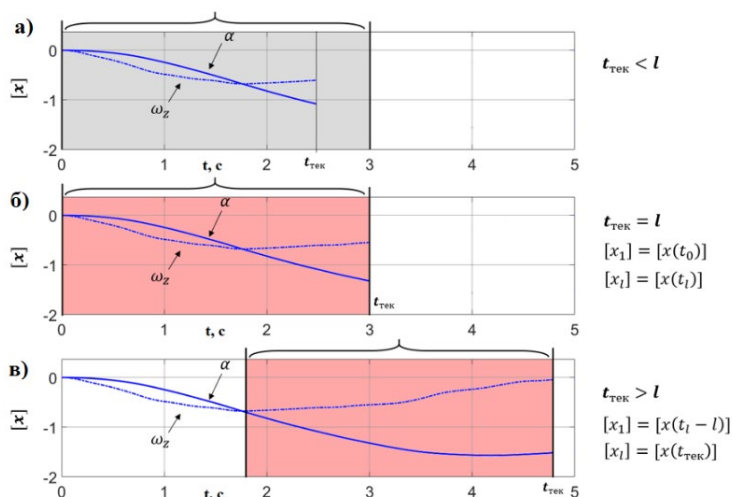


Рисунок 4 – Графическая иллюстрация алгоритма работы обновляемого буфера данных.

Здесь $[x]$ – вектор переменных состояния; l – размерность буфера, с; $t_{\text{тек}}$ – текущий шаг измерений. Случай а) – буфер данных не заполнен, идентификация не выполняется. Случай б) – количество измерений равно размеру буфера данных, начинается процесс онлайн-идентификации. Случай в) – общее количество измерений превысило размер буфера данных, буфер содержит обновленные данные, последний его элемент равен текущему шагу измерения. С помощью применения обновляемого буфера данных становится возможным выполнять идентификацию параметров нестационарных динамических систем в постоянном режиме, а также проводить линеаризацию нелинейных систем на конечном интервале времени. Вычисляемые коэффициенты математической модели динамики ЛА используются в дальнейшем для синтеза регулятора на базе принципа нелинейной обратной динамики, а их идентификация в реальном масштабе времени обеспечивает адаптивность и робастность регулятора. Исследования показывают, что при использовании буфера данных, содержащего 1-2 секунды записи параметров движения ЛА, обеспечивается компромисс между скоростью сходимости оценок параметров математической модели. Это подтверждается проведением экспериментальных исследований, в которых моделируется резкое изменение параметров объекта управления (ступенчатое уменьшение эффективности управления).

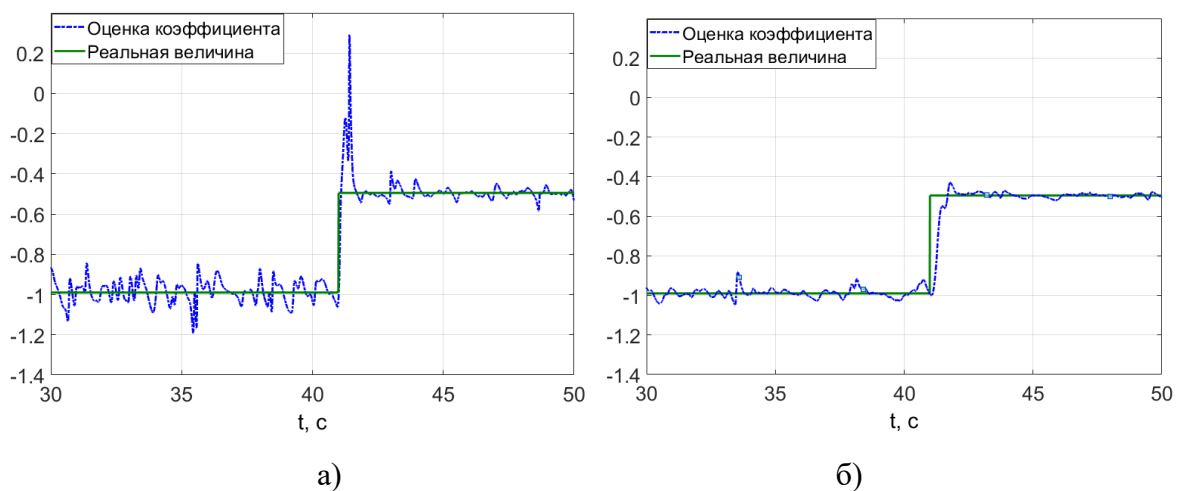


Рисунок 5 – Изменение оценки коэффициента матрицы B :

а) При длине буфера 0,5 с; б) При длине буфера 1 с.

В момент наступления отказа при условии, что длина буфера составляет 0,5 с, виден существенный «заброс» коэффициентов матрицы эффективности. Время подстройки коэффициентов с учетом «заброса» составило $\sim 0,7$ сек. Кроме заброса, заметны отклонения оценки от реального значения, обусловленные неточностями численного решения дифференциальных уравнений при моделировании, а также шумами от датчика положения рычага управления. При размере буфера 1 с, переходный процесс стал более плавным, не происходит забросов коэффициентов. Время сходимости оценок составляет менее 1 секунды. Дальнейшее увеличение длины буфера до $l = 3 \dots 4$ с приводит к тому, что сходимость оценок к их исходным величинам достигается более чем за 2 секунды.

Кроме того, исследуется влияние шумов сигналов на процесс онлайн-идентификации. Негативные эффекты от шумовой составляющей, заключающиеся в существенном (на порядки) искажении оценок параметров модели динамики ЛА устраняются дополнительной фильтрацией всех сигналов, поступающих в идентификатор, фильтрами первого порядка.

В главе 3 приводится описание альтернативного нелинейного префильтра-гасителя колебаний, обеспечивающего существенное уменьшение потребных скоростей отклонения рулей вплоть до полного исключения выхода привода на максимальную скорость.

Одной из особенностей летательных аппаратов, оснащенных высокоавтоматизированными системами управления, является высокая потребная скорость отклонения рулевых поверхностей для обеспечения желаемой динамики объекта управления. Приводы рулей ЛА имеют ограничения на скорость перемещения выходных звеньев. В пересчете на угловую скорость поворота рулевых поверхностей, эти ограничения в среднем составляют несколько десятков градусов в секунду. Располагаемые скорости отклонения рулевых поверхностей у ЛА одного типа, как правило, различаются на несколько град/с.

Если потребная скорость отклонения выходного звена привода превышает располагаемую, то в контуре управления появляется значительное дополнительное фазовое запаздывание. Это приводит к уменьшению запасов устойчивости замкнутой системы и может стать причиной возникновения колебаний, в худшем случае – расходящихся и незатухающих. Это явление известно под названием «раскачка самолета летчиком» или «pilot-induced oscillations», РИО. Раскачка, вызванная выходом приводов в нелинейную область функционирования, отнесена ко второй категории по классификации причин возникновения этого явления.

Повышение располагаемой скорости движения выходных звеньев приводов рулевых поверхностей путем установки на борт более мощных насосов гидросистем приведет к росту массы ЛА. Поэтому для борьбы с возникновением РИО второй категории создан ряд корректирующих устройств, так называемых префильтров. Их общий принцип работы сводится к уменьшению величин и/или скоростей сигналов, поступающих на вход контура управления или привода. Существуют различные варианты префильтров, отличающихся по своей структуре.

Известен префильтр так называемого «традиционного» класса, который представляет собой ограничитель скорости сигнала, поступающего от рычага управления на вход контура регулятора. Его структурная схема показана на рисунке 6.

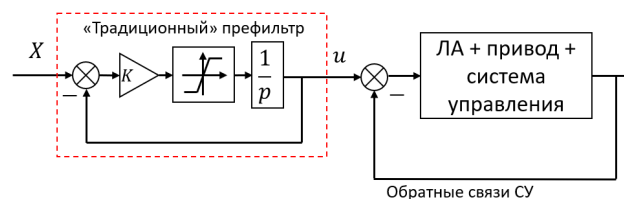


Рисунок 6 – Структурная схема «Традиционного» префильтра.

Однако, традиционный вариант префильтра вводит существенное дополнительное фазовое запаздывание даже в случае, если необходимая скорость не превышает возможности исполнительного устройства, а также не уменьшает скорость сигнала, поступающего от обратных связей системы управления на привод. Поэтому в случае, если система управления вынуждена парировать внешние возмущения (например, интенсивную атмосферную турбулентность), префильтр традиционного класса не поможет избежать существенного превышения располагаемой скорости перекладки рулей и возникновения раскачки.

Другим известным вариантом подавителей раскачки II-й категории является префильтр, имеющий название «Rate Limiter with Feedback and Bypass». Он разработан шведской компанией SAAB и установлен на самолете JAS-39 «Gripen», который потерпел две аварии из-за возникновения РЮ второй категории. Принцип его работы заключается во введении фазовой компенсации при выходе привода системы управления на максимальную скорость. Модификация этого префильтра, заключающаяся в интеграции его с вариантом корректирующего устройства, разработанного в МАИ, показывает высокую эффективность в борьбе с возникновением РЮ. Структурная схема модифицированного префильтра показана на рис. 7.

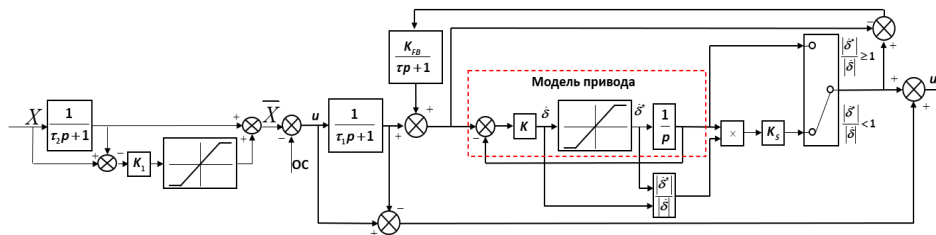


Рисунок 7 – Структурная схема модифицированного префильтра МАИ.

Существуют также и другие алгоритмы функционирования префильтров, однако ввиду их несколько меньшей эффективности в настоящей работе они не рассматриваются.

В настоящей работе поставлена задача создания альтернативного варианта префильтра, который должен обеспечивать подавление явления раскачки самолета летчиком путем снижения требуемых скоростей работы привода. Решение было найдено в виде формирования корректирующего сигнала на основе сигналов требуемой и располагаемой скоростей перемещения выходного звена привода. Сигнал требуемой скорости отклонения руля может быть вычислен с использованием упрощенной нелинейной модели привода. В упрощенной модели привода этот сигнал является сигналом ошибки, умноженным на собственную частоту модели привода. Структурная схема альтернативного префильтра имеет вид, показанный на рис. 8.

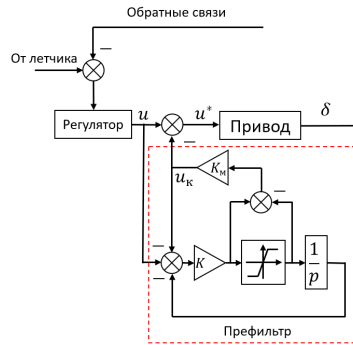


Рисунок 8 – Структурная схема альтернативного варианта префильтра.

Здесь u – управляющий сигнал от регулятора, u_k – корректирующий сигнал, u^* – скорректированный сигнал, K – собственная частота упрощенной модели привода в префильтре, K_m – масштабирующий коэффициент. Важно отметить, что параметры модели привода в префильтре отличаются от параметров реального привода. Если потребная скорость отклонения в модели привода не превышает располагаемую, то сигнал от префильтра равен нулю и не воздействует на сигнал от регулятора, что позволяет не вводить дополнительного искажения в динамику объекта управления. Потребные скорости отклонения руля высоты, полученные при выполнении задачи точного отслеживания угла тангажа при отсутствии префильтра, показаны на рисунке 9.

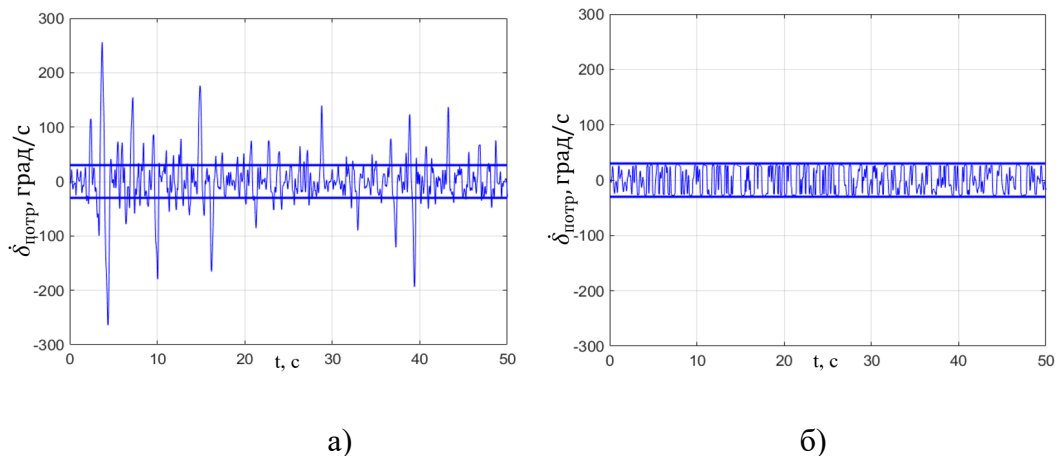


Рисунок 9 – Изменение потребной скорости отклонения руля в задаче отслеживания угла тангажа при использовании регулятора на базе принципа обратной динамики: а) без префильтра; б) с префильтром.

При величине располагаемой скорости привода, равной ± 30 град/с, потребные значения в отдельные моменты времени превышают 250 град/с. Введение префильтра в контур управления позволило существенно уменьшить потребные скорости отклонения органов

управления вплоть до полного исключения выхода привода на максимальную скорость отклонения рулевой поверхности на протяжении всего эксперимента. Кроме того, снижение потребных скоростей перемещения выходного звена привода приводит к снижению его потребной мощности.

Глава 4 содержит результаты экспериментальных исследований по оценке эффективности рассматриваемого регулятора и нелинейного префильтра. В исследованиях используются различные модели объектов управления – как линеаризованные, так и нелинейные. Рассматриваются как штатные условия, так и случаи возникновения отказов. Экспериментальные исследования проводятся на пилотажных стендах, к их выполнению привлекается несколько операторов и летчиков. Задачи пилотирования выполняются как в стационарных, так и в нестационарных условиях. Сравнению с предложенными алгоритмами управления подлежали законы управления, штатно предусмотренные в модели движения или приведенные в источниках регуляторы, построенные для конкретной модели динамики объектов управления. В процессе выполнения экспериментальных исследований выполнялись следующие задачи:

- Задача точного отслеживания угла тангажа или крена;
- Задача разгона ЛА в горизонтальном полете;
- Целевые задачи из перечня ADS-33-PRF (для модели динамики вертолета).

В каждой серии для одной конфигурации выполнялось не менее 5 экспериментов, результаты которых усреднялись. Данные, полученные в ходе выполнения экспериментов, обрабатывались с использованием специализированного программного обеспечения, разработанного в МАИ.

В первой серии экспериментов выполнялась задача точного отслеживания угла тангажа. Входной сигнал (заданный угол тангажа) является полигармоническим и имеет в своем составе 15 гармоник, частоты которых являются ортогональными. В качестве объекта управления используется линеаризованная модель продольного движения регионального самолета с учетом нелинейной динамики привода руля высоты. Разработанный адаптивный закон управления сравнивается с интегральным законом, обеспечивающим желаемую динамику по угловой скорости тангажа. На рисунке 10 приведены значения оценок дисперсии сигнала ошибки для разных вариантов. Использование адаптивного закона управления позволило обеспечить снижение оценки дисперсии сигнала ошибки на 13% по сравнению с интегральным законом управления.

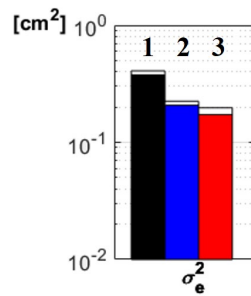


Рисунок 10 – Дисперсии сигнала ошибки в задаче точного отслеживания с учетом динамики привода.

Здесь 1 – динамика самолета без дополнительной системы управления, 2 – интегральный закон, 3 – адаптивный регулятор на базе обратной динамики.

Эти же конфигурации сравнивались в условиях возникновения отказа, заключающегося в резком изменении параметров динамики объекта управления. Оценки дисперсии сигнала ошибки показаны на рисунке 11.

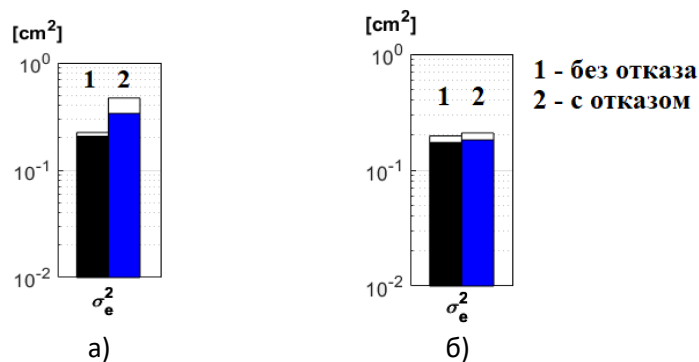


Рисунок 11. Оценки дисперсии сигнала ошибки в условиях отказа: а) Интегральный закон; б) Адаптивный закон.

Как видно из рисунка 11, оценка дисперсии сигнала ошибки при возникновении отказа увеличивается более чем в 2 раза. Соответственно, такая конфигурация чувствительна к изменению динамики объекта управления. При использовании адаптивного регулятора с онлайн-идентификацией коэффициентов, оценка дисперсии ошибки как в штатном случае, так и при возникновении отказа, остается практически неизменной.

Другая серия экспериментов посвящена выполнению разгона самолета в горизонтальном полете. Задачей оператора было выдерживание постоянной нулевой вертикальной скорости ($V_y = 0$). Объектом управления является нелинейная модель продольного движения сверхзвукового пассажирского самолета, статически неустойчивого на дозвуковых скоростях. В качестве средств автоматизации используются статическая обратная связь по приращению угла атаки, регулятор на базе принципа обратной динамики с фиксированными коэффициентами, а также адаптивный регулятор на базе принципа обратной динамики. В начальный момент времени эксперимента самолет сбалансирован в горизонтальном полете на скорости 300 км/ч и

высоте 500 м, затем происходит увеличение тяги двигателей и разгон самолета. Эксперимент останавливался при достижении скорости 800 км/ч. После выполнения эксперимента по записи параметров полета вычисляется оценка дисперсии вертикальной скорости $\sigma_{V_y}^2$. На рисунке 12 приведены значения дисперсий вертикальной скорости для разных случаев.

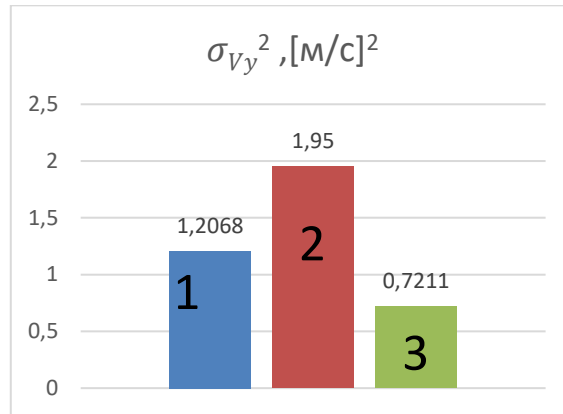


Рисунок 12 – Оценки дисперсии вертикальной скорости при выполнении задачи разгона в горизонтальном полете с различными вариантами средств автоматизации.

Оценка дисперсии вертикальной скорости при использовании адаптивного регулятора в 1.68 раза меньше по сравнению с традиционной обратной связью, и в 2.71 раза меньше, чем при использовании «обратной динамики» с фиксированными коэффициентами.

Заключительная серия экспериментальных исследований проведена с использованием полной нелинейной модели динамики соосного вертолета вида «черный ящик», т.е. без априорно известных параметров динамики. В модели присутствует возможность включения так называемого штатного автопилота, характеристики которого также являются неизвестными. Одной из ключевых особенностей динамики вертолета является его неустойчивость в продольном и поперечном каналах управления без использования средств автоматизации. Особенно сильно неустойчивые свойства проявляются на малых скоростях полета. На рисунке 13 показана реакция вертолета на режиме висения на отклонение рычага управления в продольном канале без средств автоматизации и со штатными средствами автоматизации управления.

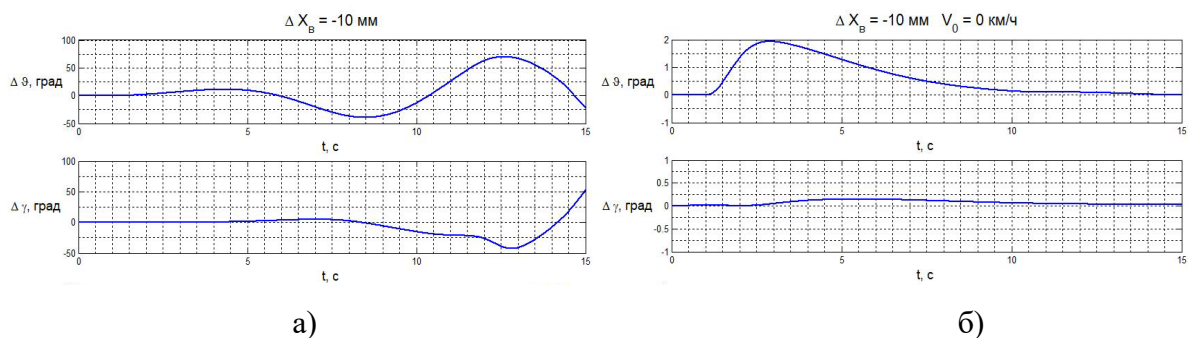


Рисунок 13 – Реакция нелинейной модели вертолета на режиме висения на отклонение рычага управления в продольном канале: а) без средств автоматизации управления, б) Со штатными алгоритмами автоматизации

Присутствующие в модели алгоритмы штатного автопилота обеспечивают устойчивость вертолета в заданных каналах управления, а также подавляют взаимосвязи продольного и бокового движений.

Адаптивный регулятор в продольном и поперечных каналах управления реализует два типа реакции: Rate Command Attitude Hold (RCAN), когда управляемой координатой является угловая скорость в заданном канале управления; Attitude Command Attitude Hold (ACAN), когда управляемой координатой в заданном канале управления является заданный угол Эйлера (тангаж или крен). В путевом канале реализуется только принцип RCAN, когда отклонение педалей пропорционально угловой скорости рыскания. Особенностью реализации адаптивных алгоритмов на базе принципа обратной динамики является использование упрощенных моделей движения вертолета для синтеза регулятора в каналах тангажа, крена и рыскания. На рисунке 14 показаны переходные процессы изменения угла тангажа вертолета с использованием адаптивных законов управления, реализующих различные типы реакции.

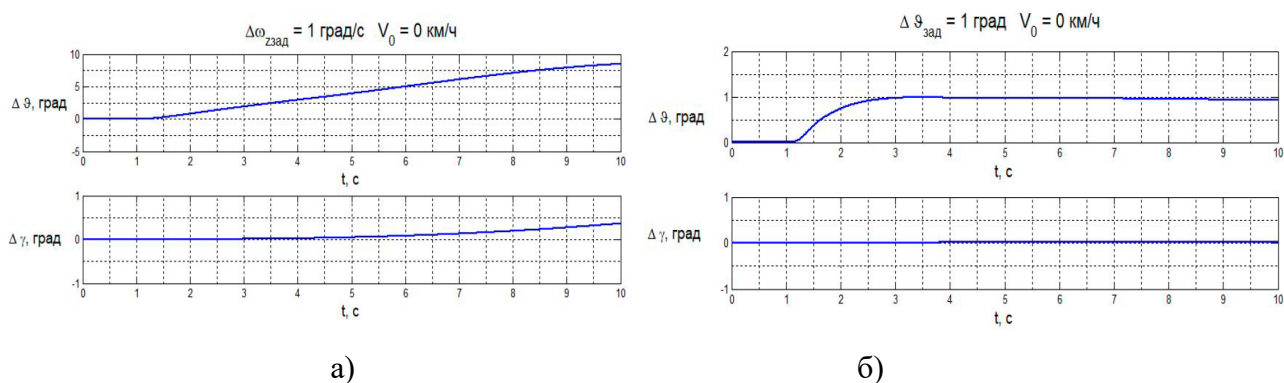


Рисунок 14 – Реакция вертолета с адаптивной системой управления на ступенчатое воздействие в продольном канале: а) Тип реакции RCAN; б) Тип реакции ACAN

Для оценки пилотажных характеристик вертолета с разработанными алгоритмами управления было проведено несколько серий экспериментов, в которых выполнялись целевые задачи из перечня ADS-33-PRF: **слалом, разворот на цель, горка/пикирование, разгон и торможение**. К этим исследованиям были привлечены три опытных оператора, а также летчик-инструктор, освоивший 10 типов вертолетов. Для выполнения маневров «слалом» и «разгон и торможение» были разработаны соответствующие сценарии для визуализации внешней обстановки на пилотажном стенде. Оценка пилотажных характеристик производилась в терминах известной шкалы Купера-Харпера. Оценки формировались путем заполнения специальных опросных листов, в которых оценивалось достижение желаемых характеристик выполнения целевых задач, а также уровень компенсирующих действий, вводимых оператором. Значения выставленных оценок PR по шкале Купера-Харпера в различных задачах пилотирования и для разных вариантов автоматизации приведены в Таблице 1.

Таблица 1 – Оценки по шкале Купера-Харпера

Тип СУУ	Слалом	Разворот на цель	Горка/пикир.	Разгон/торм.
Штатная	5	5	4	5
Адаптивная, РСАН	3.5	4	2	3
Адаптивная, АСАН	3.5	3.5	2.5	3.5

Выставленные оценки показывают, что применение адаптивных алгоритмов позволило достичь I уровня пилотажных характеристик для всех целевых задач, в то время как штатные алгоритмы автопилота обеспечивают II уровень пилотажных характеристик. В задаче «разворот на цель» I уровень пилотажных характеристик достигается только с использованием адаптивной системы, реализующей тип реакции АСАН. При использовании адаптивных алгоритмов управления отмечалась плавность и предсказуемость реакции вертолета на управляющие воздействия.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты диссертационной работы:

- Проведено исследование существующих методик построения регуляторов систем управления ЛА. Исследовано несколько вариантов реализации такого регулятора, выбран наиболее практичный и подходящий для реализации на борту ЛА.
- Разработан алгоритм идентификации параметров динамики объекта управления в режиме реального времени. Разработанный алгоритм идентификации позволил синтезировать адаптивные алгоритмы управления, обеспечивающие высокий уровень робастности.
- Разработан нелинейный префильтр-гаситель колебаний, позволяющий уменьшить требуемые скорости отклонения рулевых приводов и не допустить тем самым возникновения неустойчивых процессов, известных как раскачка самолета летчиком (Pilot Induced Oscillations). В линейной области такой префильтр не вводит дополнительного фазового запаздывания.
- Произведена оценка эффективности разработанных средств автоматизации путем математического моделирования, а также проведения экспериментальных исследований на пилотажных стендах. Результаты моделирования и экспериментов показали высокую эффективность разработанных алгоритмов в различных условиях, а также для разных вариантов объектов управления.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. А. В. Ефремов, А. И. Щербаков, В.А. Проданик, Ф.А. Корзун, Перспективные средства подавления раскачки самолета летчиком // Вестник Московского авиационного института. – 2022. – Т.29. – № 1. – С. 201-210. – EDN ПНУУQ.
2. A.V. Efremov, E.V. Efremov, M.S. Tiaglik, I. Kh. Irgaleev, A.I. Shcherbakov, Z. Mbi-kayi, Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles // Acta Astronautica, 2023. - Vol. 204. - March 2023. - pp. 900-911. -URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.10.056>. – EDN LTVHTN. (Статья Scopus, Q1)
3. Z.Mbikayi, F.Holzapfel, A.V. Efremov, A.Scherbakov, Human Pilot Interaction with Fast Adapting Flight Control System // IFAC - PapersOnLine, 2022. - Volume 55, Issue 41. – pp. 113-118. ISSN 2405-8963. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2023.01.112>. – EDN XGGNGG. (Статья Scopus)
4. А.В. Ефремов, А.И. Щербаков. Влияние порядка системы уравнений движения летательного аппарата при реализации адаптивной системы управления с онлайн-идентификацией параметров объекта управления // Известия вузов. Авиационная техника. - 2023. - №3. - с. 33-40. – EDN НУІQER.
5. А.В. Ефремов, Е.В. Ефремов, А.И. Щербаков. Подавление явления раскачки самолета летчиком различных категорий путем использования средств автоматизации // Известия вузов. Авиационная техника. - 2024. - №1. - с. 30-38. – EDN YILMKH.
6. A.V. Efremov, E.V. Efremov, A.I. Shcherbakov, Development of means for suppressing the negative effects of interaction between the pilot and reentry and other high-speed vehicles // Acta Astronautica, 2025. - Vol. 226. - January 2025. - pp. 230-238. -URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.10.028>. – EDN QVRFVF. (Статья Scopus, Q1)
7. A.V. Efremov, E.V. Efremov A.I. Scherbakov, Development of Means for Suppressing Negative Aircraft-Pilot Coupling Effects in Manual Control // IFAC-PapersOnLine, 2024. - Volume 58, Issue 30.- pp. 213-217. - ISSN 2405-8963. -URL: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2025.01.183>. – EDN DQPYYG. (Статья Scopus)
8. А. В. Ефремов, А. И. Щербаков, Сравнительный анализ современных подходов к синтезу систем управления летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. – 2025. – Т.32. – № 4. – С. 192-200. – EDN ZZTQZF.
9. Патент RU2814931C1 «Нелинейный префильтр, обеспечивающий подавление явления раскачки самолета летчиком» / А.В. Ефремов, А.И. Щербаков, Е.В. Ефремов (RU); Правообладатель ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (RU). – заявка №202313217 от 07.12.2023, опубл. 06.03.2024. – EDN CBSKNC.