

На правах рукописи



Воронин Александр Юрьевич

**РАЗРАБОТКА РЕКОНФИГУРИРУЕМЫХ АЛГОРИТМОВ
ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ВЕРТОЛЁТА**

Специальность 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

(технические науки)

Автореферат

диссертации на соискание учёной степени кандидата технических наук

Жуковский

2025

Работа выполнена в научно-исследовательском центре безопасности полётов федерального автономного учреждения «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ») ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского».

Научный руководитель:	Баженов Сергей Георгиевич , доктор технических наук, доцент, начальник НИО-15 ФАУ «ЦАГИ», заведующий кафедрой С-12 «Аэромеханика, управление и навигация ЛА» филиала «Стрела» МАИ, профессор УНИЦ АЛТ МФТИ
Официальные оппоненты:	Верещиков Дмитрий Викторович , кандидат технических наук, доцент, начальник 72 кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» Ефимов Вадим Викторович , доктор технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА
Ведущая организация:	Акционерное общество Московский научно-производственный комплекс «Авионика» имени О.В. Успенского (АО МНПК «Авионика») , 127055, г. Москва, ул. Образцова, д. 7

Защита диссертации состоится «18» июня 2026 г. 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=187217

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.

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



А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Повышение безопасности полётов является одной из приоритетных задач при разработке новых летательных аппаратов всех типов, в т.ч. вертолётов. При этом, как показывает анализ статистики, в последние десятилетия на фоне общего снижения аварийности вертолётов растёт относительное число авиационных происшествий, связанных с потерей управления. С другой стороны, по результатам исследований, проведенных в нашей стране и за рубежом, существует непосредственная связь между вероятностью катастрофы из-за потери управления и Уровнем характеристик устойчивости и управляемости летательного аппарата. Таким образом, улучшение этих характеристик становится всё более актуальным. На вертолётах практически единственным средством для этого является повышение степени автоматизации управления. Как следствие, на новых и модернизируемых вертолётах всё чаще применяются электродистанционные системы управления (ЭДСУ), где рычаги управления не имеют механической связи с силовыми исполнительными приводами.

Работы по созданию экспериментальных вертолётов с ЭДСУ начались в 1970-х годах, а начиная с 1990-х годов такие системы стали появляться на серийных вертолётах и винтокрылых летательных аппаратах (ВКЛА), созданных как в нашей стране (КВЗ «Ансат» с ЭДСУ разработки «МНПК «Авионика»), так и за рубежом (*Bell-Boeing V-22*, *NHI NH-90* и другие). Функциональность алгоритмов улучшения устойчивости и управляемости, реализуемых в цифровых ЭДСУ практически не ограничена, и для них доступен полный ход органов управления. Также ЭДСУ имеют меньшую массу, более высокие эксплуатационные характеристики и ряд других преимуществ перед необратимыми бустерными гидромеханическими системами управления.

Кроме того, постепенно изменяются и нормативные требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов, которые теперь учитывают возросшие возможности систем управления. В частности, фактически обязательным требованием стала реконфигурация алгоритмов управления для обеспечения различных форм управляемого движения — типов реакции.

В этой ситуации **актуальной** становится задача разработки структуры алгоритмов управления и методики выбора их параметров для ЭДСУ вертолётов различного класса и назначения, учитывающих современные требования к пилотажным характеристикам и повышающих безопасность полёта.

Степень разработанности темы исследования. Поскольку о недостатках собственных характеристик устойчивости и управляемости было хорошо известно с момента появления вертолётов, практически сразу началось внедрение на них средств автоматизации управления. При этом в нашей стране были разработаны

общие подходы как к построению математических моделей динамики вертолётов, так и к синтезу алгоритмов автоматического управления. Полученные результаты во многом не потеряли значимости и сейчас, однако в них не учитываются ни современные требования к характеристикам устойчивости и управляемости, ни значительно возросший с тех пор технический уровень и возможности самих систем управления. В зарубежных публикациях, посвящённых вопросам синтеза алгоритмов ЭДСУ вертолётов, содержится большое количество частных результатов, относящихся к конкретным образцам техники, в то время как общим подходам к выбору структуры законов управления, их параметров и анализу применимости полученных результатов к другим вертолётам уделяется мало внимания.

На основании результатов данного анализа определены следующие цели и задачи диссертационной работы.

Целью диссертационной работы является разработка реконфигурируемых алгоритмов ЭДСУ, применимых для вертолётов различного класса и назначения, позволяющих выполнить современные требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов и повысить безопасность полёта.

В соответствии с указанной целью в работе решаются следующие **основные задачи**:

- анализ существующих требований к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов и определение тех из них, которые оказывают определяющее влияние на выбор алгоритмов управления;
- разработка структуры алгоритма управления вертолёт с ЭДСУ, с помощью которой могут быть выполнены данные требования и повышена безопасность полёта;
- разработка методики выбора параметров алгоритма управления выбранной структуры.

Объектом исследования является высокоавтоматизированный вертолёт с электродистанционной системой управления.

Предметом исследования являются функции и алгоритмы ЭДСУ вертолёт, обеспечивающие заданные характеристики устойчивости и управляемости.

Научная новизна полученных результатов исследования:

1. Решена задача синтеза универсального многоконтурного реконфигурируемого алгоритма для продольного, поперечного и путевого каналов управления вертолёт с ЭДСУ, позволяющего реализовать требуемые формы управляемого движения (типы реакции) в зависимости от задачи пилотирования, подходящего для вертолётов различного класса и назначения и имеющего ряд преимуществ перед существующими алгоритмами.

2. Для внутреннего контура ЭДСУ вертолёт разработан интегральный

алгоритм с эталонной моделью, который, в отличие от алгоритма традиционной структуры, позволяет практически полностью исключить негативное влияние интегральной части на характеристики управляемости в области средних частот, наиболее сильно проявляющееся у вертолётов с высоким собственным аэродинамическим демпфированием.

3. Предложена методика оценки характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ с использованием эквивалентных моделей динамики, учитывающая, в отличие от существующих методик, собственные динамические характеристики неавтоматизированного вертолёта. В данной методике используются безразмерные переменные, что делает её удобной в т. ч. для параметрических исследований, оценки достижимого уровня пилотажных характеристик и определения требований к исполнительной части ЭДСУ на ранних этапах проектирования вертолёта.

Теоретическая значимость работы состоит в разработке методического подхода к синтезу алгоритмов управления вертолёта с ЭДСУ, учитывающего современные требования к вертолёту как объекту управления и его характеристикам устойчивости и управляемости. Теоретически обоснована возможность использования во внутреннем контуре ЭДСУ интегрального алгоритма с эталонной моделью. Предложенная в работе методика оценки с применением эквивалентных моделей динамики и безразмерных переменных позволяет установить связь между значениями параметров алгоритма ЭДСУ и основными нормируемыми характеристиками устойчивости и управляемости вертолёта, что обеспечивает обоснованный выбор этих параметров.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в выработке рекомендаций по структуре и рациональному выбору параметров алгоритмов ЭДСУ (в т.ч. на конкретных примерах синтеза таких алгоритмов), которые могут быть использованы при создании перспективных вертолётов и ВКЛА.

Методология и методы исследования.

В диссертационной работе используются аналитические методы синтеза алгоритмов управления, частотные методы анализа характеристик устойчивости и управляемости и методы математического и стендового моделирования движения вертолётов с высокоавтоматизированной системой управления.

Положения, выносимые на защиту:

1. Универсальный многоконтурный реконфигурируемый алгоритм для продольного, поперечного и путевого управления вертолёта с ЭДСУ, позволяющий реализовать различные формы управляемого движения (типы реакции) и повысить безопасность полёта.

2. Интегральный алгоритм управления с эталонной моделью для внутреннего

контура ЭДСУ.

3. Методика оценки характеристик устойчивости и управляемости вертолѐта с реконфигурируемыми многоконтурными алгоритмами ЭДСУ с использованием эквивалентных моделей динамики, учитывающая основные требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолѐтов.

4. Результаты математического и стендового моделирования динамики вертолѐта с алгоритмами ЭДСУ, синтезированными с использованием разработанного подхода, подтверждающие его эффективность.

Достоверность полученных результатов обеспечивается корректным применением методов исследования динамики полѐта и систем управления, использованием объективных критериев устойчивости и управляемости и подтверждается высоким уровнем соответствия результатов расчѐтов с использованием эквивалентных и полных, в т.ч. нелинейных, моделей динамики вертолѐта, а также экспериментальными данными, полученными при стендовом моделировании.

Апробация работы. Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях и семинарах:

- 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2021);
- Международном конгрессе по аэронавтике (МКА'23);
- XII и XVI Всероссийской мультиконференции по проблемам управления;
- XXX и XXXII научно-технической конференции по аэродинамике;
- семинаре «Динамика и управление полетом летательных аппаратов» (ВУНЦ ВВС—МАИ—ЦАГИ) в 2018, 2023 и 2024 гг.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 5 печатных работ, из которых 3 — в периодических изданиях, рекомендованных ВАК, и 1 — в издании, входящем в реферативную базу *Scopus*.

Все результаты, представленные в диссертации, **получены автором лично или при его непосредственном участии.** Многоконтурный реконфигурируемый алгоритм ЭДСУ вертолѐта для каналов крена, тангажа и рыскания разработан при непосредственном участии автора. Автором лично предложен интегральный алгоритм внутреннего контура управления с эталонной моделью и обоснованы его преимущества перед интегральным алгоритмом традиционной структуры. Автором разработана методика оценки характеристик устойчивости и управляемости вертолѐта с ЭДСУ с использованием эквивалентных моделей и безразмерных параметров, учитывающая, в отличие от подхода, ранее применявшегося в работах по теме диссертации, собственные динамические характеристики неавтоматизированного вертолѐта. Все расчѐты, результаты которых представлены в диссертации, и синтез алгоритмов ЭДСУ для тяжѐлого,

среднего и лёгкого вертолётов, проведены автором лично.

Структура и содержание работы. Работа состоит из введения, четырёх глав и заключения, изложенных на 171 странице печатного текста, включая 73 рисунка, 12 таблиц и список используемой литературы из 101 наименования.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, сформулированы её научная новизна и практическая значимость, обозначены цель и задачи исследований, определены положения, выносимые на защиту, а также кратко изложено состояние вопроса в исследуемой области.

В первой главе проводится анализ имеющегося отечественного и зарубежного опыта в области разработки вертолётов с ЭДСУ, актуальных требований к пилотажным характеристикам перспективных вертолётов и сложившихся подходов к созданию их математических моделей, используемых для разработки алгоритмов ЭДСУ в соответствии с этими требованиями.

Одной из основных задач при разработке алгоритмов системы управления является положительная оценка характеристик устойчивости и управляемости замкнутой системы «летательный аппарат — ЭДСУ» лётчиком, т.е. в характерном диапазоне частот до $\omega = 4—6 \text{ с}^{-1}$. Исходя из этого высокая точность описания динамики объекта управления в используемой математической модели требуется при частотах не более $\omega_{\text{макс}} = 12—15 \text{ с}^{-1}$.

Несущий винт вертолёта, служащий одновременно как источником подъёмной и пропульсивной силы, так и основным органом управления, является сложной динамической системой с большим количеством степеней свободы. Часть из них может иметь характерные частоты менее $\omega_{\text{макс}}$. Среди них выделяется низкочастотная составляющая движения лопастей несущего винта в плоскости взмаха с постоянной времени, приближённо равной $\tau_{\text{нв}} \approx 8/(\gamma_{\text{л}} \Omega_{\text{нв}}) = 0.06—0.1 \text{ с}$ ($\gamma_{\text{л}}$ — массовая характеристика лопасти), которая в области частот ручного управления проявляет себя как запаздывание между изменением циклического шага или условий обтекания несущего винта и возникающим в результате угловым ускорением, что оказывает существенное влияние как на оценку пилотажных качеств вертолёта лётчиком, так и на характеристики замкнутого контура «вертолёт — ЭДСУ». Как показывает анализ литературы, посвященной вопросу построения математических моделей динамики вертолёта, учёт этой формы движения при синтезе алгоритмов системы управления, является обязательным, т.к. квазистатическое представление несущего винта, при котором принимается $\tau_{\text{нв}} = 0$, даёт неприемлемо низкую точность оценок характеристик вертолёта с ЭДСУ.

В качестве требований к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов за основу целесообразно принять стандарт *ADS-33*, получивший

международное признание и широко используемый при проектировании как военных, так и гражданских вертолётов. Этот стандарт является достаточно подробным и учитывает возможности современных ЭДСУ, что выгодно отличает его от гражданских норм лётной годности НЛГ-27 и НЛГ-29 и их зарубежных аналогов.

С точки зрения синтеза алгоритмов ЭДСУ ключевыми понятиями *ADS-33* являются тип реакции и условия визуального ориентирования. Тип реакции — это вид переходного процесса при управляемом движении вертолёта. Типы реакции классифицируются по параметру движения, который в установившемся движении пропорционален отклонению рычага управления, и параметру, который стабилизируется при освобождённом рычаге. В продольном, поперечном и путевом каналах различают типы реакции, указанные в таблице 1 в порядке уменьшения обеспечиваемой ими степени стабилизации вертолёта. Неавтоматизированный вертолёт имеет тип реакции *Rate*, при котором достаточно, чтобы начальное направление углового движения вертолёта совпадало с направлением перемещения рычага управления. Для реализации всех остальных типов реакции требуется автоматизация управления.

Таблица 1 — Типы реакции в каналах тангажа, крена и рыскания

Тип реакции	Установившийся параметр	Стабилизируемый параметр
<i>TRC</i> ¹	продольная (поперечная) составляющая земной скорости	—
<i>АСАН</i> ²	угол тангажа (крена)	угол тангажа (крена)
<i>РСАН / RCDH</i> ³	скорость тангажа (крена) / рыскания	угол тангажа (крена) / рыскания
<i>RC</i>	скорость тангажа (крена, рыскания)	—
<i>Rate</i>	—	—

¹ — *Translational Rate Command*
² — *Attitude Command Attitude Hold*
³ — *Rate Command Attitude Hold / Rate Command Direction Hold*

Характерный вид переходных процессов для перечисленных типов реакции при единичном ступенчатом управляющем воздействии приведен на рисунке 1. При больших скоростях полёта в канале рыскания должен быть реализован тип реакции *TC* (*Turn Coordination*), при котором обеспечивается координированный разворот по курсу с помощью только рычага управления по крену (т.е. без отклонения педалей).

В рамках каждого из указанных типов реакции к динамическим характеристикам вертолёта в *ADS-33* предъявляются различные требования, основными из которых являются требования к полосе пропускания ω_{BW} (для типа реакции *АСАН* также требуется $\Delta\omega_{BW} = \omega_{BW_g} - \omega_{BW_p} > 0$, где ω_{BW_g} и ω_{BW_p} — полоса пропускания, соответственно, по амплитуде и фазе) и фазовому запаздыванию τ_p , полосе подавления возмущений ω_{DRB} (если тип реакции подразумевает стабилизацию параметра движения), декременту затухания вынужденных

колебаний ζ , времени срабатывания по уровню 63.2 % при ступенчатом управляющем сигнале $t_{63.2}$ (для типа реакции TRC). Также желательно, чтобы при типах реакции RC и $АСАН$ относительное перерегулирование по управляемому

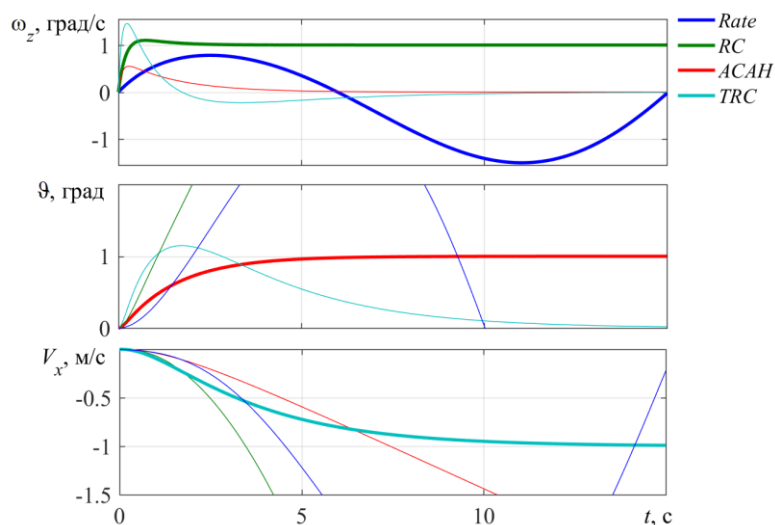


Рисунок 1 — Переходные процессы при различных типах реакции

параметру при ступенчатых управляющих воздействиях было небольшим (не более 10—20 %). В сочетании с традиционными ограничениями на минимальные запасы устойчивости ($A_m \geq 6$ дБ по амплитуде и $\varphi_m \geq 45$ град. по фазе) эти требования, в основном, и определяют параметры прямых и обратных связей алгоритмов системы управления.

Условия визуального ориентирования зависят от наличия естественных или искусственных ориентиров, с помощью которых пилот может оценивать угловые и линейные перемещения вертолёта. Эти условия характеризуются параметром UCE (*Usable Cue Environment*), который определяется по специальной шкале, приведённой в *ADS-33*. Выделяются хорошие ($UCE = 1$), ухудшенные ($UCE = 2$) и плохие условия ориентирования ($UCE = 3$).

При каждом UCE максимально достижимый Уровень пилотажных характеристик зависит от типа реакции вертолёта. Так, если при $UCE = 1$ для Уровня 1 достаточно типов $Rate$ или RC , то при $UCE = 2$ для этого необходим тип $АСАН$, а при $UCE = 3$ — TRC . Поскольку, как было сказано выше, от Уровня пилотажных характеристик непосредственно зависит вероятность авиационных происшествий, повышение безопасности полёта для вертолёта через потребный тип реакции оказывается тесно связанным со степенью автоматизации ручного управления.

Вместе с тем, увеличение степени стабилизации приводит к уменьшению маневренных возможностей вертолёта, так что в результате с помощью одного типа реакции, как правило, не удаётся обеспечить заданные пилотажные характеристики при всех условиях эксплуатации. Отсюда вытекает требование к реконфигурируемости алгоритмов управления, т.е. возможности автоматически или по желанию лётчика выбирать наиболее подходящий в конкретной ситуации тип реакции. При этом, как показывает ряд исследований, для реализации типов реакции $АСАН$ и TRC предпочтительно использование ЭДСУ, т.к. в таких системах для сигналов обратных связей доступен полный ход органов управления.

Что касается алгоритмов ЭДСУ, то широкое распространение на зарубежных вертолётах получил т.н. алгоритм «с заданной явным образом эталонной моделью», или «алгоритм типа *EMF*». В нём реализованы модель заданной динамики $W_{EMF}(s)$, обратная связь $W_{o.c}(s)$ и инверсная модель объекта управления

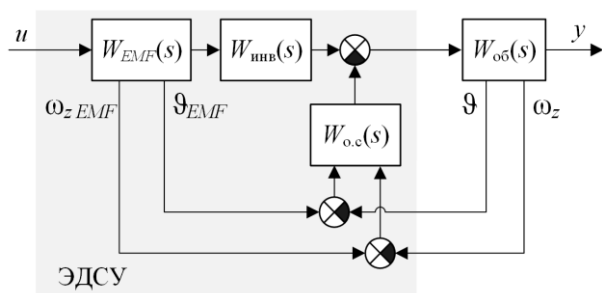


Рисунок 2 — Алгоритм ЭДСУ вертолёта типа *EMF* (продольный канал)

$W_{инв}(s)$, как это в упрощённом виде показано на рисунке 2 для изолированного продольного канала ЭДСУ вертолёта. Такой принцип построения позволяет изменять тип реакции путём изменения W_{EMF} , что является достоинством алгоритмов этого типа.

Вместе с тем, алгоритмы типа *EMF* имеют и ряд недостатков, основными из которых являются сложность (т.к. в реальной ЭДСУ требуются перекрёстные связи каналов тангажа, крена и рыскания по сигналам прямых и обратных связей) и высокие требования к информационному обеспечению (даже для минимального уровня автоматизации требуются резервированные сигналы обратных связей не только по угловой скорости и перегрузке, но и по углам тангажа, крена и рыскания).

Вторая глава посвящена разработке реконфигурируемого алгоритма ЭДСУ вертолётов в каналах тангажа, крена и рыскания, не имеющего этих недостатков. В частности, для минимальной степени автоматизации — типов реакции *RC* и *TC* — в этом алгоритме используются только обратные связи по угловой скорости и перегрузке.

Для реализации типов реакции *RC*, *RCAH* (*RCDH*), *ACAH* и *TRC* и возможности переключения между ними предложен многоконтурный алгоритм ЭДСУ, показанный на рисунке 3. Внутренний интегральный контур этого алгоритма, обеспечивающий вертолёту тип реакции *RC*, замкнут постоянно, а внешние включаются в работу автоматически или летчиком в зависимости от условий полета путём формирования логических сигналов, обозначенных «Контур 2» (тип реакции *ACAH*, если второй контур замкнут постоянно или *RCAH* (*RCDH*), если он замыкается только при освобождённом рычаге управления) и «Контур 3» (тип реакции *TRC*).

Для исследования характеристик устойчивости и управляемости вертолётов с ЭДСУ, разработана методика, в которой используются эквивалентная модель динамики вертолёта с ЭДСУ и безразмерные переменные, благодаря чему удаётся существенно сократить число параметров в рассматриваемой системе, что значительно упрощает анализ её характеристик устойчивости и управляемости. При этом, как будет показано далее, результаты качественно соответствуют полученным на полной модели, несколько отличаясь от них количественно.

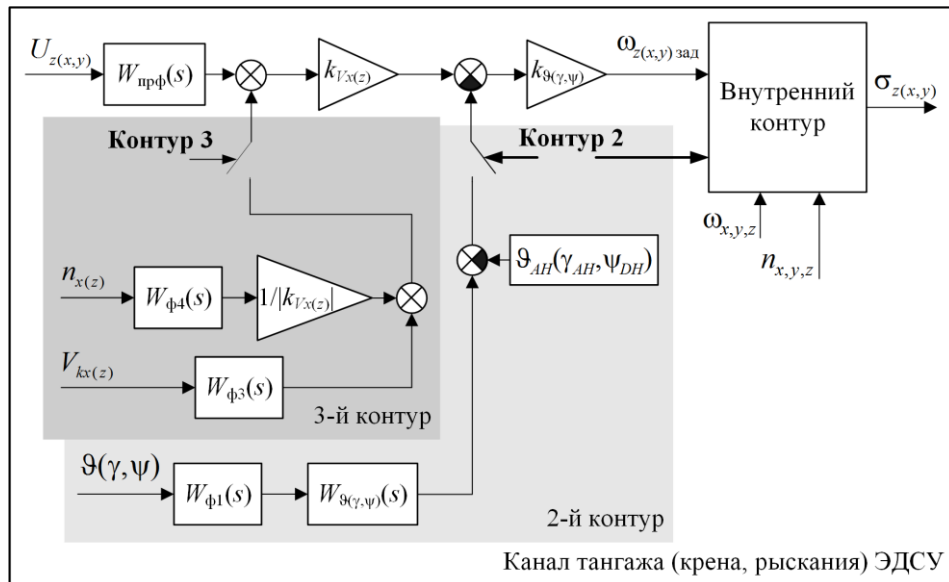


Рисунок 3 — Реконфигурируемый многоконтурный алгоритм ЭДСУ вертолёта

Возможность использования эквивалентной модели обусловлена тем, что с точки зрения синтеза алгоритмов ЭДСУ для ручного управления наибольший интерес представляет диапазон частот $1 \leq \omega \leq 15 \text{ с}^{-1}$, в котором реализуются основные нормируемые параметры, в частности, A_m и ϕ_m , ω_{BW} и τ_p , ω_{DRB} . В этом ограниченном диапазоне ω передаточные функции угловой скорости вертолёта в каналах тангажа, крена и рыскания на режимах висения и малых скоростей полёта

могут быть представлены в виде $W_{\omega_{z(x)}}(s) = \frac{\bar{M}^{\delta_{z(x)}}}{\tau_{\text{НВ}} s^2 + s - \bar{M}^{\omega_{z(x)}}}$ и $W_{\omega_y}(s) = \frac{\bar{M}^{\delta_y}}{s - \bar{M}^{\omega_y}}$,

соответственно. Погрешность АФЧХ при этом составляет, как правило, не более 3 дБ по амплитуде и 5 град. по фазе. Динамика силовых приводов, фильтры сигналов обратных связей и цифровая реализация ЭДСУ в этом диапазоне ω аппроксимируются выражением $W_{\text{ЭДСУ}}(s) \approx e^{-\tau_{\text{ЭДСУ}} s}$. Вводя суммарное эквивалентное запаздывание τ_{Σ} , равное $\tau_{\Sigma} = \tau_{\text{ЭДСУ}} + \tau_{\text{Н.В}}$ в каналах крена и тангажа и $\tau_{\Sigma} = \tau_{\text{ЭДСУ}}$ в канале рыскания, и переходя к безразмерной переменной Лапласа $\tilde{s} = \tau_{\Sigma} s$, получаем упрощенные эквивалентные системы для анализа характеристик

устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ, показанные на рисунке 4. Используются следующие обозначения: $\tilde{W}_{\text{алг}}(\tilde{s}) = W_{\text{алг}}(\tilde{s}) (\tau_{\Sigma} \bar{M}^{\delta})$, $k_{\tau_{\text{НВ}}} = \tau_{\text{НВ}} / \tau_{\Sigma}$, $\tilde{M}^{\omega} = -\tau_{\Sigma} \bar{M}^{\omega}$.

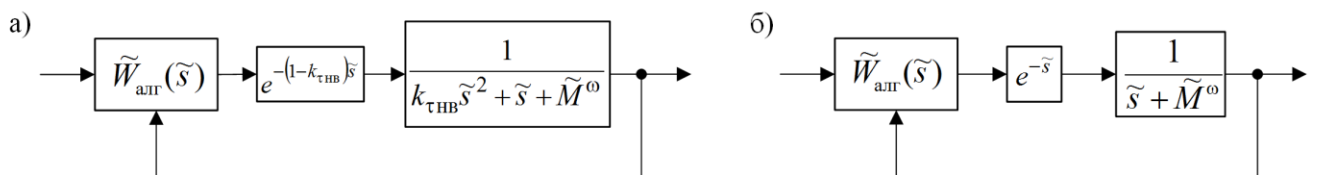


Рисунок 4 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» в каналах: а) тангажа и крена, б) рыскания

Параметр $k_{\tau_{\text{НВ}}}$, характеризующий долю $\tau_{\text{НВ}}$ в эквивалентном запаздывании,

изменяется в относительно небольших пределах и составляет $k_{\tau_{\text{НВ}}} = 0.4—0.6$, так что для каналов тангажа и крена справедливы следующие оценки: $\tau_{\Sigma} = 1.7—2.5 \tau_{\text{НВ}} = 0.10—0.25 \text{ с}$, $\tau_{\text{ЭДСУ}} = 0.7—1.5 \tau_{\text{НВ}} = 0.04—0.15 \text{ с}$. Характерные значения безразмерных производных демпфирования \tilde{M}^{ω} в каналах тангажа и крена для лёгкого ($\tau_{\Sigma} = 0.15 \text{ с}$), среднего ($\tau_{\Sigma} = 0.2 \text{ с}$) и тяжелого ($\tau_{\Sigma} = 0.25 \text{ с}$) вертолётов на режиме висения приведены в таблице 2. В канале рыскания эквивалентное запаздывание для вертолётов всех классов $\tau_{\Sigma} = \tau_{\text{ЭДСУ}} = 0.04—0.15 \text{ с}$, так что безразмерная производная \tilde{M}^{ω} не превышает 0.15.

Таблица 2 — Характерные величины \tilde{M}^{ω} в каналах тангажа и крена

Вертолёт	Несущий винт	Тангаж	Крен
лёгкий	бесшарнирный	0.5	1.4
	шарнирный	0.3	0.7
средний		0.2	0.7
тяжелый		0.1	0.5

В результате, при оценке характеристик устойчивости и управляемости вертолётов с ЭДСУ целесообразно принять следующие диапазоны значений \tilde{M}^{ω} : для каналов тангажа и крена $\tilde{M}^{\omega} = 0—1.5$, для канала рыскания $\tilde{M}^{\omega} = 0—0.3$.

При использовании во внутреннем контуре многоконтурной ЭДСУ интегрального алгоритма традиционной структуры эквивалентная система принимает вид, показанный на рисунке 5.

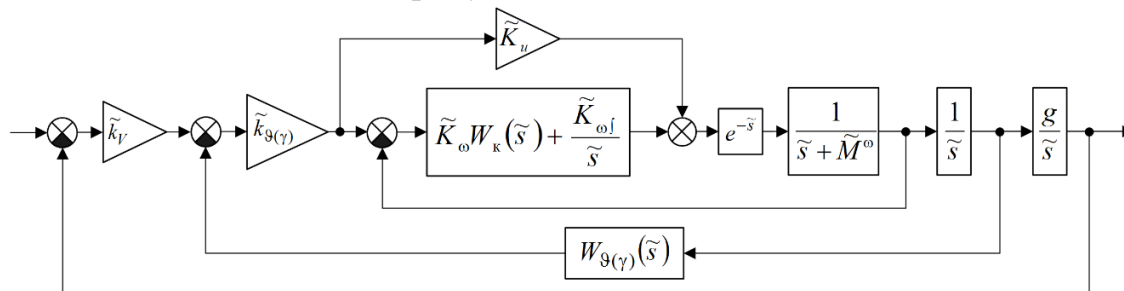


Рисунок 5 — Эквивалентная система «вертолёт — многоконтурная ЭДСУ»

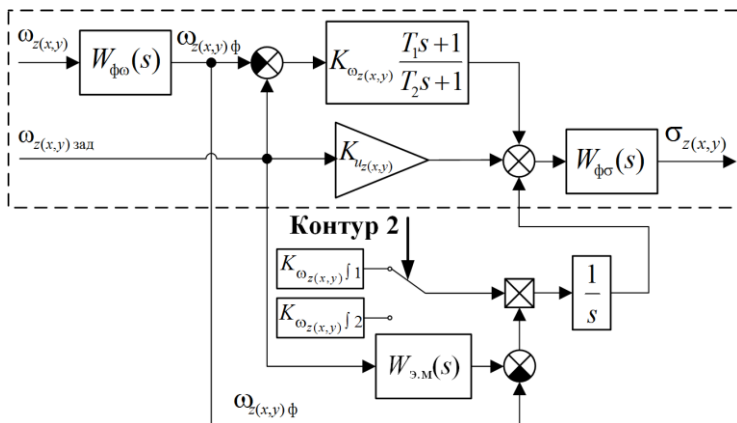
Анализ характеристик устойчивости данной системы показывает, что для типа реакции RC , когда задействован только внутренний контур алгоритма, приемлемые динамические характеристики с точки зрения принятых требований могут быть обеспечены, если $\tilde{M}^{\omega} < 0.3$. При больших \tilde{M}^{ω} внутренний контур работает неэффективно: наличие интегральной обратной связи приводит к существенному уменьшению полосы пропускания даже по сравнению с неавтоматизированным вертолётом при одновременном увеличении перерегулирования в переходных процессах.

Второй и третий контуры обеспечивают приемлемые характеристики

вертолёта с ЭДСУ в полном диапазоне значений $\tilde{M}^\omega = 0—1.5$.

Таким образом, разработанный многоконтурный реконфигурируемый алгоритм при использовании традиционного интегрального закона управления во внутреннем контуре может эффективно применяться при $\tilde{M}^\omega < 0.3$, что соответствует каналу рыскания вертолётов всех классов и каналу тангажа тяжёлых и средних вертолётов. При этом степень информационного обеспечения разработанного алгоритма, как и требовалось, увеличивается сообразно реализуемой им степени автоматизации. В частности, для типа реакции *РС* требуются обратные связи только по угловой скорости.

В третьей главе для придания разработанному реконфигурируемому



многоконтурному алгоритму свойства универсальности, т.е. возможности его использования в полном диапазоне изменения \tilde{M}^ω на вертолётах всех классов, для внутреннего контура разработан интегральный алгоритм с эталонной моделью (рисунок 6).

Рисунок 6 — Алгоритм внутреннего контура с эталонной моделью для ЭДСУ вертолёта

Эталонная модель $W_{\omega_{z(x,y)}}(s)$ используется в нём для

формирования управляющего сигнала интегральной части алгоритма. За $W_{\omega_{z(x,y)}}(s)$ целесообразно принять аппроксимацию передаточной функции объекта управления со статической частью закона управления, выделенной на рисунке 6 штриховой линией, т.е. передаточную функцию $\omega_{z(x,y) ф}$ по $\omega_{z(x,y) зад}$ при $K_{\omega_{z(x,y)} \int} = 0$, в окрестности полосы пропускания ω_{BW} — в диапазоне частот $1 \leq \omega \leq 10 \text{ с}^{-1}$. При этом специфика характеристик устойчивости и управляемости вертолёта, состоящая в незначительном влиянии центровки на динамику движения, позволяет ограничиться программной настройкой $W_{\omega_{z(x,y)}}(s)$ по режимам полёта.

Результаты проведенного анализа показывают, что для эталонной модели целесообразно использовать трёхпараметрическую структуру вида

$$W_{\omega_{z(x,y)}}(s) = \frac{1}{\mu s^2 + \lambda s + 1} e^{-\tau_{\omega_{z(x,y)}} s},$$

величины λ , μ и $\tau_{\omega_{z(x,y)}}$ для которой выбираются путём

минимизации выражения $M = (20/n) \sum_i [(A_{\text{ст}i} - A_{\omega_{z(x,y)}i})^2 + 0.02(\varphi_{\text{ст}i} - \varphi_{\omega_{z(x,y)}i})^2]$, где A —

АЧХ (в дБ), φ — ФЧХ (в град.), индекс «ст» относится к контуру «вертолёт — статическая часть алгоритма ЭДСУ», а сумма берётся по $n \geq 10$ частотам в заданном диапазоне. Сравнение АФЧХ вертолёта со статической частью алгоритма

ЭДСУ и эталонной модели, выбранной таким образом, приведено на рисунке 7 ($n = 11$). Видно, что при $M \approx 8.4$ частотные характеристики в заданном диапазоне ω практически совпадают.

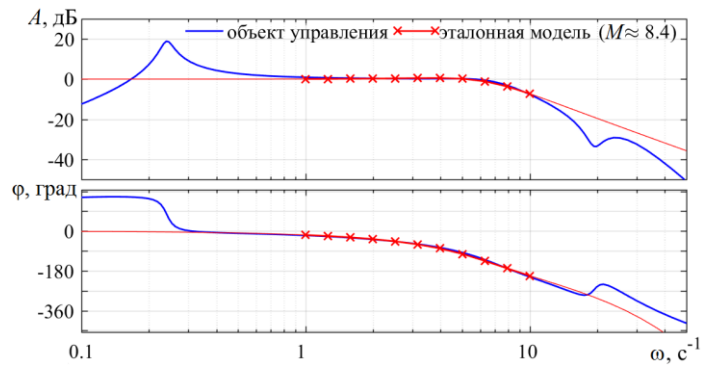


Рисунок 7 — АФЧХ вертолётa со статической частью алгоритма ЭДСУ и эталонной модели

На рисунке 8 с использованием безразмерных переменных приведены результаты расчёта основных характеристик устойчивости и управляемости вертолётa при типе реакции RC и внутреннем контуре алгоритмов ЭДСУ с трёхпараметрической эталонной моделью. Характеристики представлены на плоскости безразмерных передаточных коэффициентов $\tilde{K}_\omega = \tau_\Sigma K_\omega \bar{M}^\delta$ и

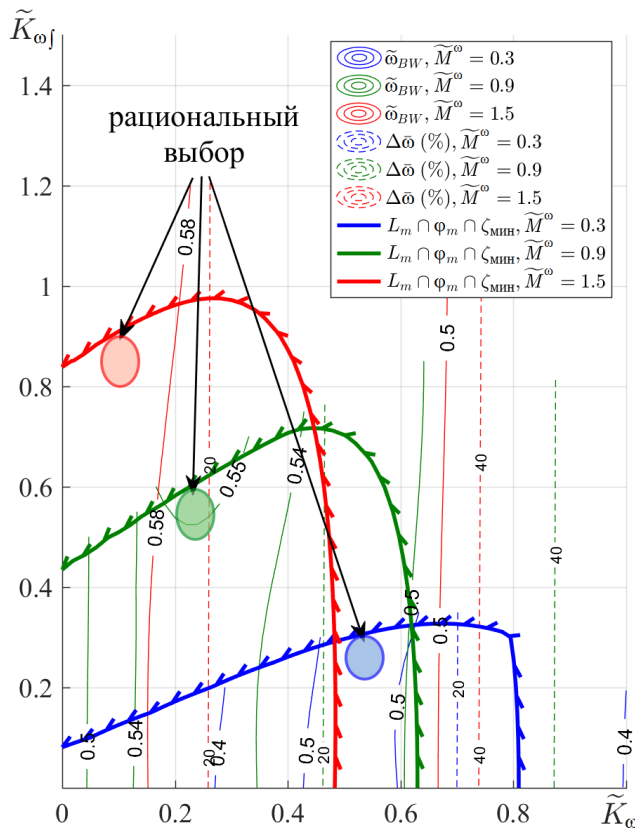


Рисунок 8 — Основные характеристики внутреннего контура (RC)

$\tilde{K}_{\omega_f} = \tau_\Sigma K_{\omega_f} \bar{M}^\delta$. Видно, что при рациональном выборе этих коэффициентов приемлемые характеристики ($\tilde{\omega}_{BW} = \tau_\Sigma \omega_{BW} = 0.5$ — 0.6 , относительное перерегулирование по угловой скорости $\Delta\tilde{\omega} \leq 10$ — 15 %) обеспечиваются вплоть до $\tilde{M}^\omega = 1.5$. При этом линии равных значений $\tilde{\omega}_{BW}$ и $\Delta\tilde{\omega}$ практически вертикальны, т.е. благодаря наличию эталонной модели эти характеристики почти не зависят от интегрального передаточного коэффициента \tilde{K}_{ω_f} .

Результаты расчёта основных характеристик второго контура (тип реакции $АСАН$) в зависимости от безразмерных $\tilde{K}_\omega = \tau_\Sigma K_\omega \bar{M}^\delta$ и

$\tilde{k}_{9(\gamma, \psi)} = \tau_\Sigma k_{9(\gamma, \psi)}$ при фиксированном $\tilde{k}_{\omega_f} = \tilde{K}_{\omega_f} / \tilde{K}_\omega = 0.1$ приведены на рисунке 9. Выбранная структура и параметры фильтра $W_{9(\gamma)}(\tilde{s})$ сигнала обратной связи по углу тангажа или крена позволяют уменьшить относительное перерегулирование по углу до $\Delta\tilde{\vartheta}(\Delta\tilde{\gamma}) \leq 10$ — 20 % и расширить область с $\Delta\omega_{BW} > 0$. При рациональном выборе \tilde{K}_ω и $\tilde{k}_{9(\gamma, \psi)}$ обеспечиваются $\tilde{\omega}_{DRB} = \tau_\Sigma \omega_{DRB} = 0.2$ — 0.25 и $\tilde{\omega}_{BW} = 0.6$ — 0.8 .

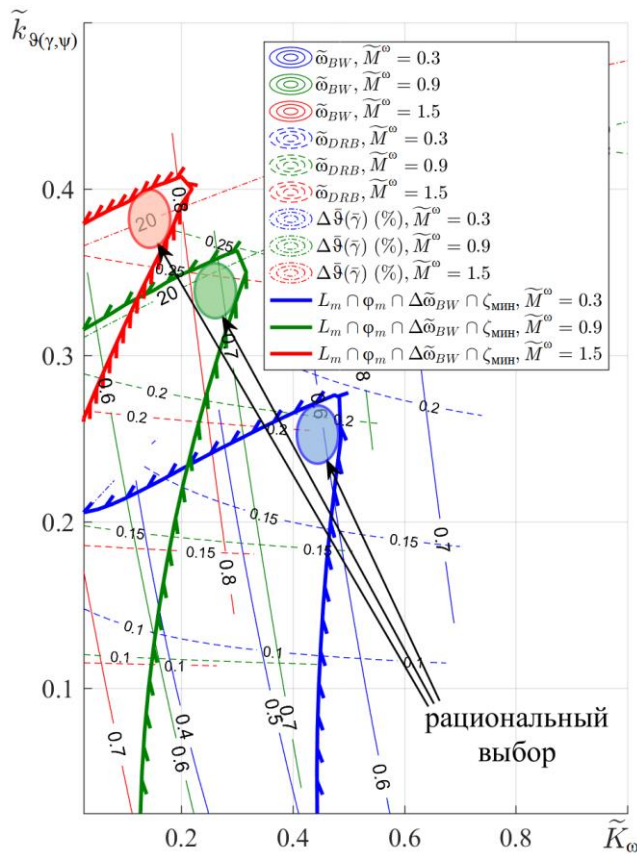


Рисунок 9 — Основные характеристики второго контура (АСАН)

Сопоставление рисунков 8 и 9 показывает, что переключение между внутренним и вторым контуром может производиться без изменения передаточных коэффициентов внутреннего контура. Исключение составляет интегральный коэффициент $\tilde{K}_{\omega f}$, который при замыкании второго контура должен быть уменьшен для сохранения приемлемых запасов устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ».

Характеристики третьего контура при типе реакции *TRC* сохраняются такими же, как для алгоритмов без эталонной модели во внутреннем контуре, и соответствуют принятым требованиям. Переключение между *АСАН* и *TRC* происходит без изменения

настроек второго и внутреннего контуров алгоритма.

Переход от безразмерных значений показателей устойчивости и управляемости вертолёта к размерным при характерных значениях демпфирования и эквивалентного запаздывания для лёгкого ($\tau_{\Sigma} = 0.15$ с), среднего ($\tau_{\Sigma} = 0.2$ с) и тяжелого ($\tau_{\Sigma} = 0.25$ с) вертолётов показывает, что значения основных нормируемых параметров (ω_{BW} , τ_p , ω_{DRB} , ζ , $t_{63.2}$), обеспечиваемые разработанным реконфигурируемым алгоритмом ЭДСУ, соответствуют Уровню 1 в соответствии с принятыми требованиями для всех трёх типов реакции.

Все результаты расчётов, приведенные в Главах 2 и 3, получены для одновинтового вертолёта с рулевым винтом. Применимость их к вертолётам других схем может ограничиваться, во-первых, иной динамикой используемых органов управления, и во-вторых, другими характерными значениями собственного демпфирования \tilde{M}^{ω} , которые могут выходить за рамки рассмотренных диапазонов. Оценки для вертолётов других типов могут быть получены соответствующим изменением эквивалентных моделей и характерных диапазонов \tilde{M}^{ω} .

В четвёртой главе с использованием разработанных подходов проведен синтез алгоритмов ЭДСУ для полных моделей динамики вертолёта, с тем чтобы исследовать влияние допущений, сделанных в главах 2 и 3 при расчётах с

использованием эквивалентных моделей, где:

- задача рассматривалась в линейной постановке;
- продольное, поперечное и путевое движение вертолѐта считались изолированными;
- использовалось упрощѐнное представление аэродинамических сил и моментов и динамики несущего винта, что ограничивало диапазон применимости эквивалентной модели диапазоном частот $1 \leq \omega \leq 15 \text{ с}^{-1}$;
- скорость вращения несущего винта считалась постоянной;
- рассматривался режим висения и малых скоростей полѐта.

Синтез алгоритмов ЭДСУ проведен для трёх моделей динамики вертолѐта:

- линейной модели изолированного продольного движения тяжелого транспортного вертолѐта — для режимов висения и полѐта с малой скоростью;
- нелинейной модели пространственного движения среднего транспортного вертолѐта — для режимов висения и полѐта с малой скоростью;
- линейной модели высокого порядка пространственного движения лёгкого многоцелевого вертолѐта — для полѐта со скоростью $V \approx 150 \text{ км/ч}$.

Во всех трёх случаях структура алгоритмов включает фильтры низких частот для сигналов обратных связей, префильтры для управляющих сигналов лѐтчика, режекторные фильтры («фильтры-пробки») для суммарного выходного сигнала алгоритмов управления, настроенные на частоту вращения несущего винта, а также модели силовых приводов и запаздывания от цифровой реализации ЭДСУ. Таким образом, при синтезе алгоритмов были учтены все типичные источники запаздывания в ЭДСУ, а само эквивалентное запаздывание τ_z во всех трёх случаях соответствовало характерным значениям, использованным при оценках в главах 2 и 3. Для нелинейной модели среднего транспортного вертолѐта префильтры и модели приводов также были нелинейными — с ограничением как самого выходного сигнала, так и скорости его изменения.

Особенности динамики вертолѐта с разработанным реконфигурируемым алгоритмам ЭДСУ в области низких частот с учётом реальной структуры фильтров прямых и обратных связей рассмотрены на примере изолированного продольного движения на режиме висения тяжелого одновинтового вертолѐта с $m_{\text{взл макс}} \approx 19 \text{ т}$.

С помощью реконфигурируемого многоконтурного алгоритма с эталонной моделью для данного вертолѐта реализованы три типа реакции: *RC*, *ACAH* и *TRC*. Значения основных показателей устойчивости и управляемости для первых двух из них в безразмерном виде, полученных для полной и эквивалентной моделей вертолѐта, приведены в таблице 3. Видно, что отличия между значениями параметров в худшем случае не превышает 10 %, причѐм почти во всех случаях расчѐт по эквивалентной модели занижает характеристики замкнутой системы. Запасы по амплитуде не приводятся, т.к. они значительно превышают $A_m = 6 \text{ дБ}$.

Полученные значения ω_{BW} и τ_p соответствуют Уровню 1 для наиболее сложных условий полёта для рассматриваемого вертолётa — управлению с разделением внимания или при ухудшенных условиях визуального ориентирования ($UCE > 1$).

Таблица 3 — Основные характеристики тяжелого вертолётa с ЭДСУ

Модель	полная				эквивалентная			
Тип реакции	$\tilde{\omega}_{BW}$	$\tilde{\tau}_p$	$\tilde{\omega}_{DRB}$	φ_m , град.	$\tilde{\omega}_{BW}$	$\tilde{\tau}_p$	$\tilde{\omega}_{DRB}$	φ_m , град.
<i>RC</i>	0.55	0.84	—	45	0.52	0.90	—	43
<i>АСАН</i>	0.63	0.82	0.16	45	0.63	0.88	0.15	43

Переходные процессы при единичном ступенчатом управляющем воздействии для типов реакции *RC*, *АСАН* и *TRC* приведены на рисунке 10 (заданные значения параметров показаны штриховыми линиями). Видно, что собственная моментная устойчивость по скорости $M_z^{V_x}$ приводит к медленному «списыванию» угловой скорости при типе реакции *RC* и некоторой статической

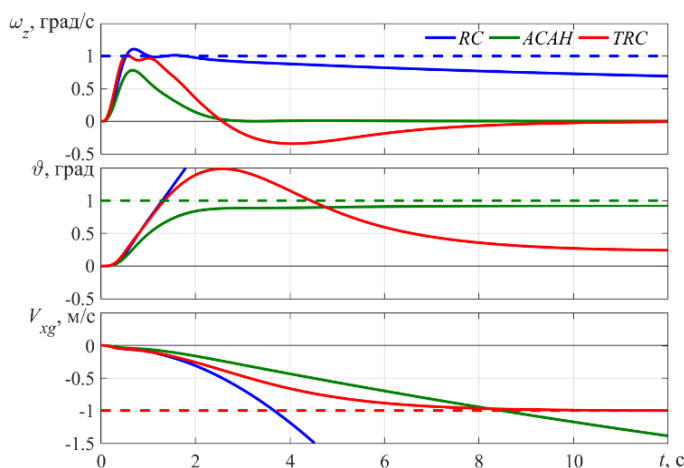


Рисунок 10 — Переходные процессы тяжёлого вертолётa при ступенчатом управляющем воздействии

ошибке по углу при типе реакции *АСАН*, не влияющих на оценку вертолётa лётчиком. Стоит отметить, что динамическая производная $\bar{M}_z^{V_x}$ максимальна на режиме висения, а с ростом скорости полёта довольно быстро уменьшается. В связи с этим, при анализе переходных процессов с использованием нелинейной модели динамики вертолётa, где учитывается зависимость $\bar{M}_z^{V_x}(V)$, эффект «списывания» скорости тангажа будет менее выраженным. Кроме того, в наибольшей степени этот эффект характерен именно для тяжёлых вертолётов, а у средних и лёгких он проявляется в меньшей степени.

Динамика вертолётa с реконфигурируемыми алгоритмами ЭДСУ на режиме висения и при малых скоростях полёта в нелинейной постановке рассмотрена на примере полного пространственного движения среднего транспортного вертолётa с шарнирным несущим винтом и полётной массой $m_b \approx 11$ т. Нелинейная модель собственного движения вертолётa, разработанная в ЦАГИ, верифицирована с использованием результатов испытаний в аэродинамических трубах и лётных экспериментов. Помимо собственно вертолётa, включая низкочастотную составляющую махового движения лопастей несущего винта, она также описывает

динамику его силовой установки, что позволяет учитывать влияние изменения оборотов несущего винта при управляющих и возмущающих воздействиях.

При синтезе алгоритмов ЭДСУ для уменьшения перекрёстного взаимодействия движений тангажа и крена алгоритмы изолированных каналов управления были дополнены блоком компенсации перекрёстного взаимодействия (рисунок 11). Алгоритмы каналов тангажа, крена и рыскания соответствуют приведённым на рисунках 3 и 6.

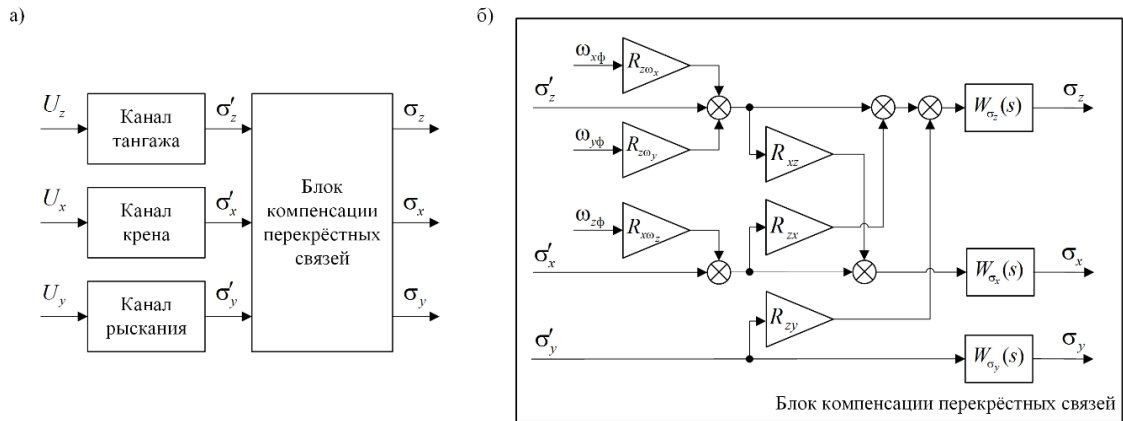


Рисунок 11 — Реконфигурируемые алгоритмы ЭДСУ с блоком компенсации перекрёстных связей

Как и для рассмотренного выше тяжелого вертолёта, отличие нормируемых параметров нелинейной, линейной и эквивалентной моделей в каналах тангажа и крена составило не более 10%.

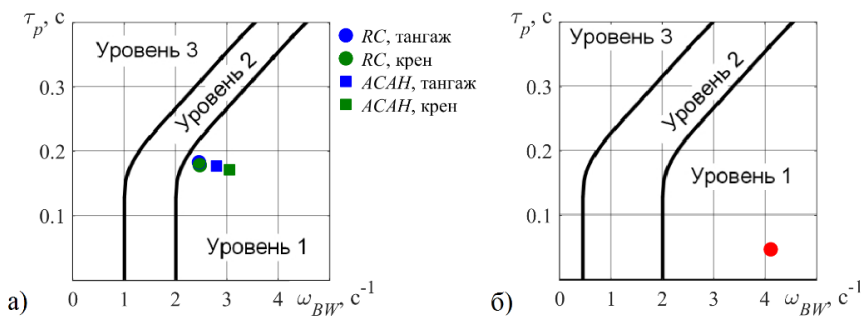


Рисунок 12 — Соответствие требованиям ADS-33 среднего вертолёта при разделении внимания или $UCE > 1$: а) тангаж и крен; б) рыскание

В канале рыскания отличия несколько больше.

Сами нормируемые параметры соответствуют Уровню 1 принятых требований:

ω_{BW} и τ_p показаны на рисунке 12,

в каналах тангажа, крена и рыскания равна, соответственно, 0.75 , 1.04 и 1.01 c^{-1} .

Качество переходных процессов, в т.ч. при больших амплитудах управляющих воздействий, для всех реализованных типов реакции также соответствует заданному. В качестве примера на рисунке 13 приведен переходной процесс по тангажу для типа реакции *RCAH*:

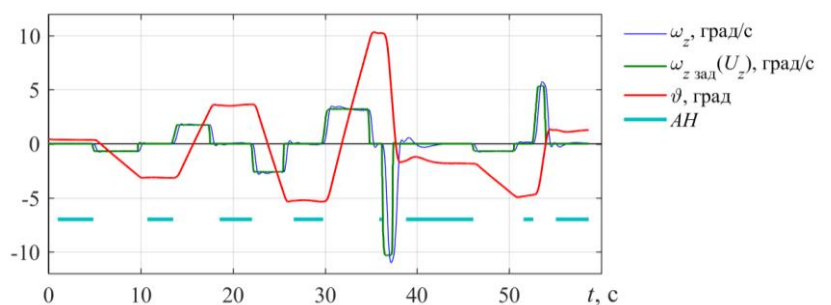


Рисунок 13 — Переходные процессы по тангажу среднего вертолёта (*RCAH*)

RCAH: эффект «списывания» угловой скорости, как и прогнозировалось ранее,

практически не проявляется.

Для оценки характеристик устойчивости и управляемости замкнутого контура «вертолёт с ЭДСУ—лётчик» на пилотажном стенде оператором выполнен

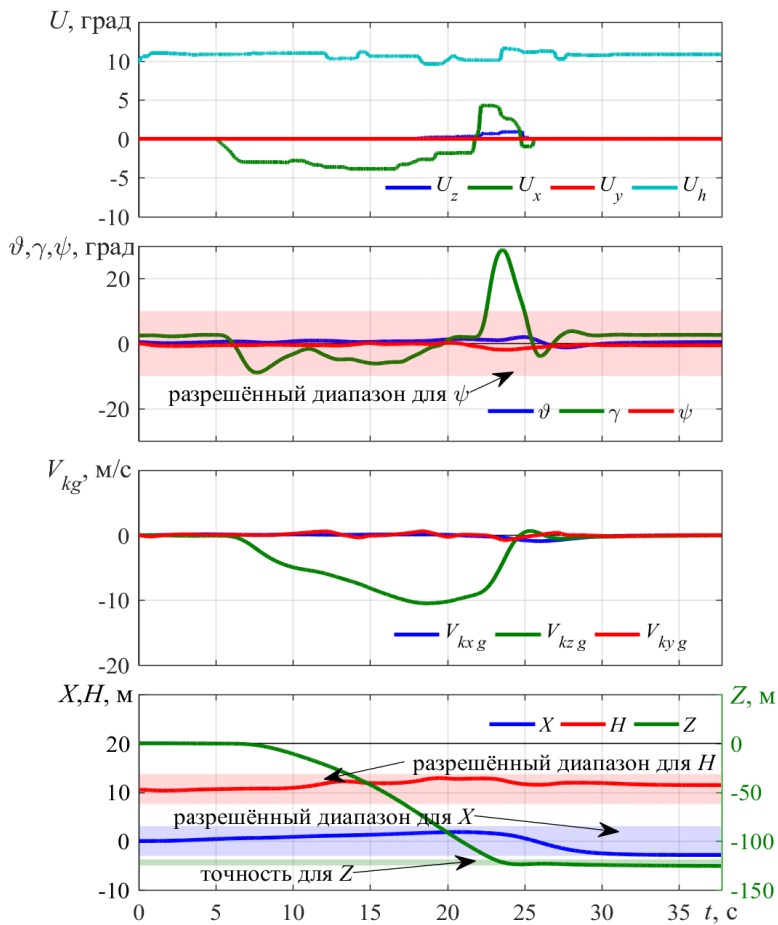


Рисунок 14 — Выполнение на пилотажном стенде маневра «Боковое перемещение» (*TRC* по тангажу и крену, *RCDH* по рысканию)

один из специальных манёвров из состава требований *ADS-33* — «Боковое перемещение». Пример приведен на рисунке 14, где цветом показаны разрешённые диапазоны изменения ψ , X , H , а также заданная точность стабилизации новой точки висения по боковой координате Z . Все контролируемые параметры выдерживаются с необходимой точностью, а время выполнения маневра составляет 20—21 с (*ADS-33*: не более 22 с).

Результаты, полученные с использованием нелинейной модели пространственного движения среднего транспортного вертолёта, показывают, что оценки, сделанные с помощью

эквивалентных моделей динамики, с достаточно высокой точностью выполняются и в этом случае. С помощью реконфигурируемого многоконтурного алгоритма ЭДСУ для типов реакции *RC(AH)* (*RC(DH)*), *ACAH* и *TRC* получены пилотажные характеристики, соответствующие Уровню 1 в соответствии с *ADS-33* при одновременном выполнении требований к запасам устойчивости. Также продемонстрировано, что при типовых характеристиках силовых приводов настройки алгоритмов ЭДСУ, выбранные исходя из требований к динамике «в малом», обеспечивают выполнение требований *ADS-33* и при управляющих воздействиях средней и большой амплитуды. Дополнительным условием для этого является введение в алгоритмы префильтров управляющих сигналов лётчика с ограничением скорости сигнала.

Синтез реконфигурируемых алгоритмов ЭДСУ для режима полёта с высокой скоростью проведен для лёгкого ($m_{взл. макс} \approx 2.5$ т) одновинтового вертолёта с бесшарнирным несущим винтом, в линейной модели пространственного движения

которого учитываются шесть степеней свободы вертолѐта как тѣрдаго тела и четыре степени свободы несущего винта: наклон его конуса в продольном и поперечном направлении, изменение угла конусности и качание лопастей в плоскости вращения. Вертолѐт имеет высокое собственное демпфирование тангажа и крена, что приводит к сильному взаимодействию динамики тѣрдаго тела с несущим винтом.

Общая структура алгоритмов принята как для рассмотренного выше среднего вертолѐта (рисунок 11). С учѐтом особенностей динамики данного вертолѐта, в алгоритм внутреннего контура продольного канала добавлена обратная связь по скорости тангажа, пропущенной через апериодический фильтр, в короткопериодическом движении

аппроксимирующая угол атаки. Необходимость в ней обусловлена продольной статической неустойчивостью вертолѐта. В алгоритме путевого канала ЭДСУ для обеспечения типа реакции *ТС* (координация разворота) в качестве управляемого параметра вместо скорости рыскания использована поперечная перегрузка n_z (рисунок 15). Алгоритм поперечного канала оставлен таким же, как при малых скоростях полѐта.

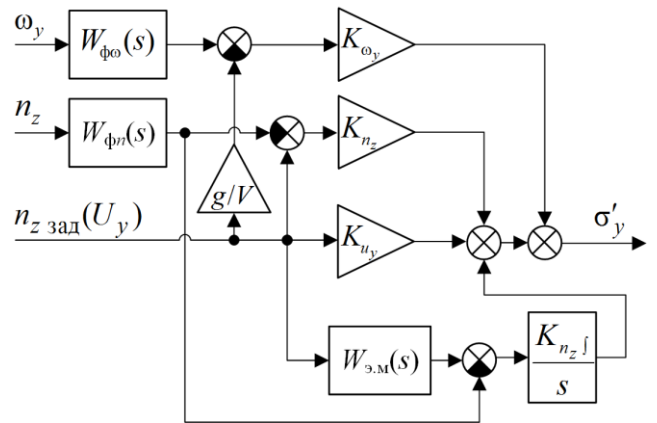


Рисунок 15 — Путьевой канал ЭДСУ (*ТС*)

По результатам математического моделирования характеристики устойчивости и управляемости вертолѐта соответствуют Уровню 1 принятых требований. Полоса пропускания и фазовое запаздывание приведены на

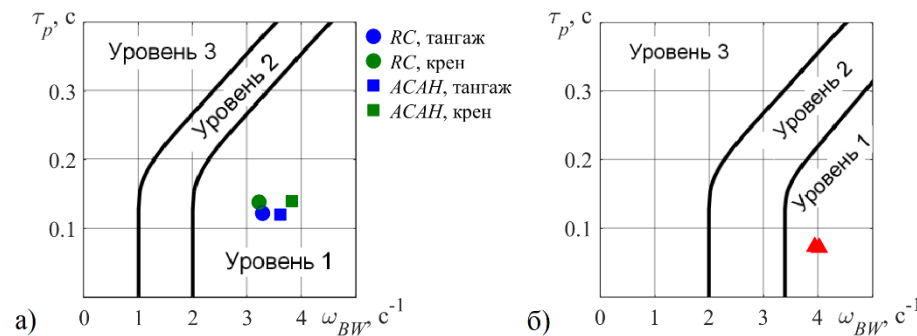


Рисунок 16 — Соответствие требованиям *ADS-33* лёгкого вертолѐта: а) тангаж и крен (управлении с разделением внимания или $UCE > 1$); б) рыскание (*ТС*; точное слежение)

реализовать переходные процессы по угловым скоростям тангажа и крена при типе реакции *RC* практически без перерегулирования, несмотря на высокое собственное демпфирование вертолѐта (рисунок 17).

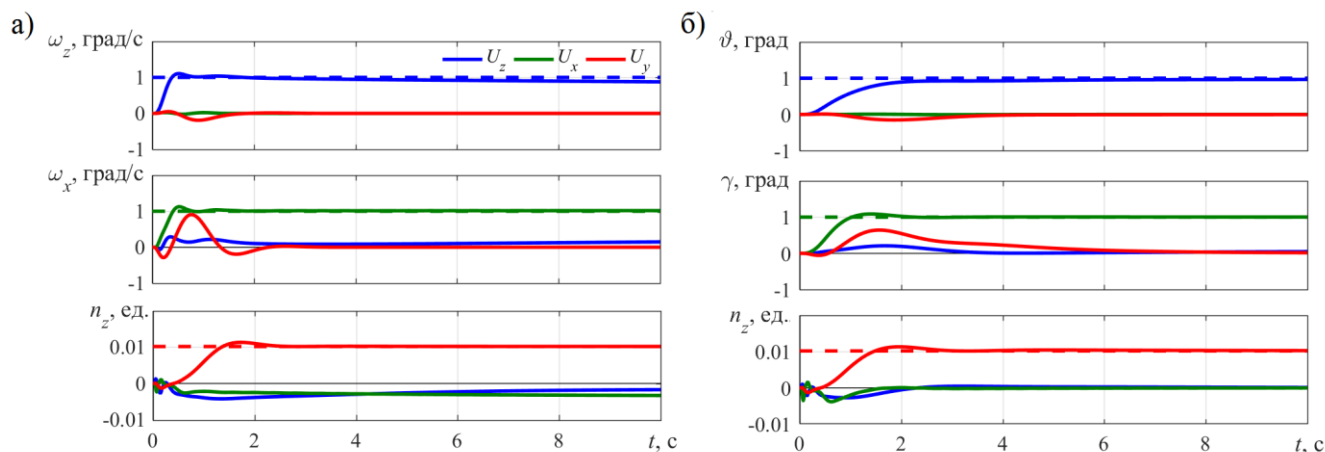


Рисунок 17 — Переходные процессы лёгкого вертолёта при ступенчатых управляющих воздействиях (по рысканию — *ТС*, по тангажу и крену: а) *RC*, б) *АСАН*)

Таким образом, синтез алгоритмов ЭДСУ для трёх моделей вертолётов позволил исследовать влияние основных допущений и упрощающих предположений, сделанных при оценке характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ с помощью эквивалентных моделей динамики. Показано, что полученные в Главах 2 и 3 оценки выполняются с достаточно высокой точностью (погрешность, как правило, не превышает 10 %), а разработанные алгоритмы ЭДСУ во всех рассмотренных случаях обеспечивают Уровень 1 пилотажных характеристик в соответствии с принятыми требованиями.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Диссертационная работа посвящена решению научных и практических задач, связанных с разработкой алгоритмов электродистанционных систем управления (ЭДСУ) вертолётов. Получены следующие основные результаты:

1. Проанализирован имеющийся отечественный и зарубежный опыт по разработке вертолётов с ЭДСУ, определены требования к пилотажным характеристикам перспективных вертолётов и сформирована структура их математических моделей, необходимая для разработки алгоритмов ЭДСУ в соответствии с этими требованиями.

2. Разработан многоконтурный реконфигурируемый алгоритм для продольного, поперечного и путевого каналов управления вертолёта с ЭДСУ, обеспечивающий реализацию различных форм управляемого движения (типов реакции) в соответствии с принятыми требованиями к характеристикам устойчивости и управляемости и повышение безопасности полёта.

3. Для внутреннего контура предложен интегральный алгоритм управления с эталонной моделью, обладающий преимуществами над алгоритмами традиционной структуры: слабой зависимостью характеристик управляемости от интегрального коэффициента усиления и возможностью эффективного использования при высоком собственном демпфировании углового движения

вертолёта.

4. Разработана методика исследования характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ с использованием упрощенных эквивалентных моделей динамики, с помощью которой:

- определены рациональные диапазоны параметров алгоритмов управления (передаточных чисел, постоянных времени фильтров и т.д.) в зависимости от собственных характеристик устойчивости и управляемости неавтоматизированного вертолёта и эквивалентного запаздывания в цифровой ЭДСУ;
- сделаны оценки нормируемых показателей устойчивости и управляемости (полос пропускания ω_{BW} и подавления возмущений ω_{DRB} , фазового запаздывания τ_p , декремента затухания вынужденных колебаний ζ , времени срабатывания по скорости вертолёта $t_{63.2}$, запасов устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» по амплитуде и фазе), достигаемых при использовании многоконтурных алгоритмов ЭДСУ;
- показано, что разработанные алгоритмы применимы в широком диапазоне собственных динамических характеристик вертолётов.

5. Количественные оценки характеристик устойчивости и управляемости, полученные с использованием эквивалентных моделей, подтверждены примерами синтеза алгоритмов ЭДСУ для тяжелого, среднего и легкого транспортных вертолётов, динамика которых описана полными моделями, в т.ч. линейной высокого порядка и нелинейной. Во всех рассмотренных случаях пилотажные характеристики вертолётов соответствуют Уровню 1 согласно принятым требованиям.

Актуальными направлениями дальнейших исследований по теме диссертационной работы, являются:

- определение рационального набора типов реакции в зависимости от класса и назначения вертолёта;
- разработка специальных алгоритмов ЭДСУ для стабилизации груза на внешней тросовой подвеске вертолёта;
- автоматизация управления при отказе силовой установки и переходе к полёту на режиме авторотации;
- разработка реконфигурируемых алгоритмов ЭДСУ для скоростных ВКЛА различных схем.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК РФ.

1. Бюшгенс, А.Г. Синтез алгоритмов системы управления беспилотного летательного аппарата типа конвертоплан / А.Г. Бюшгенс, А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Ученые записки ЦАГИ. — 2018, Т. XLIX, № 2,

с. 39—61 (№ 2095 в перечне ВАК на 09.06.2018 г.).

2. Воронин, А.Ю. Применение интегральных алгоритмов в ЭДСУ вертолета / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Ученые записки ЦАГИ. — 2021, Т. LII, № 1, с. 65—76 (№ 2332 в перечне ВАК на 27.01.2021 г.).

3. Воронин, А.Ю. Использование эталонной модели в алгоритмах продольного управления самолёта / А.Ю. Воронин // Ученые записки ЦАГИ. — 2024, Т. LV, № 2, с. 47—57 (№ 2908 в перечне ВАК на 09.12.2024 г.).

Публикации в изданиях, индексируемых в базе Scopus.

1. Voronin, A.Y. Design technique of integral algorithms of helicopter FBW control system / A.Y. Voronin, V.M. Kuvshinov // Proceedings of the 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2021), paper 0534. — 2021.

Прочие публикации по теме диссертационной работы.

1. Воронин, А.Ю. Методика синтеза алгоритмов системы управления транспортного вертолётa в соответствии с современными требованиями к динамике / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Труды ЦАГИ. — 2022, вып. 2803, с. 104—115.

2. Воронин, А.Ю. Реконфигурируемые алгоритмы ЭДСУ вертолётa: структура и подходы к синтезу законов управления / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Международный конгресс по аэронавтике (МКА'23) — Международный научный симпозиум «Глобальные вызовы авиационно-космической науки XXI века». Сборник тезисов. — 2024. — с. 542—544.

3. Борисов, Е.А. Разработка цифровых электродистанционных систем управления ВКЛА / Е.А. Борисов, А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Международный конгресс по аэронавтике (МКА'23) — Российский вертолётный форум. Сборник тезисов. — 2024. — с. 790—792.

4. Воронин, А.Ю. Методика синтеза интегральных алгоритмов электродистанционной системы управления вертолётa / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Материалы XII мультиконференции по проблемам управления (МКПУ-2019). Том 4. — 2019. — с. 138—140.

5. Воронин, А.Ю. Алгоритмы продольного управления самолета с эталонной моделью / А.Ю. Воронин // XVI Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2023). Том 3. — 2023. — с. 102—103.

6. Воронин, А.Ю. Разработка интегральных алгоритмов продольного управления вертолётa / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Сборник материалов XXX научно-технической конференции по аэродинамике. — 2019. — с. 82—83.

7. Воронин, А.Ю. Использование эталонной модели в алгоритмах продольного управления самолета / А.Ю. Воронин // Материалы XXXII научно-технической конференции по аэродинамике. — 2021. — с. 44—45.