

ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского»»  
**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ**  
**«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОДИГИДРОДИНАМИЧЕСКОЕ ИНСТИТУТ**  
**имени профессора Н.Е. Жуковского»**  
**(ФАУ «ЦАГИ»)**

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)

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель:  
д.т.н., доцент  
Баженов Сергей Георгиевич

Жуковский

2025

## ОГЛАВЛЕНИЕ

|   |     |
|---|-----|
| ВВЕДЕНИЕ .....  | 4   |
| 1 Математические модели, требования к динамике и алгоритмы управления современных вертолётов с ЭДСУ .....                       | 14  |
| 1.1 Математические модели динамики вертолётов .....   | 14  |
| 1.2 Требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов .....  | 18  |
| 1.3 Алгоритмы современных систем управления вертолётов .....  | 33  |
| 1.4 Выводы к главе 1 .....  | 41  |
| 2 Интегральные многоконтурные реконфигурируемые алгоритмы ЭДСУ вертолёта .....  | 44  |
| 2.1 Общий принцип построения интегральных многоконтурных алгоритмов ЭДСУ вертолёта .....  | 44  |
| 2.2 Методика оценки характеристик устойчивости и управляемости вертолётов с ЭДСУ с помощью эквивалентных моделей динамики ..... | 54  |
| 2.3 Характеристики устойчивости и управляемости вертолёта с реконфигурируемыми алгоритмами ЭДСУ .....                           | 67  |
| 2.3.1 Вертолёты с низким собственным демпфированием углового движения .....   | 67  |
| 2.3.2 Вертолёты со средним и высоким собственным демпфированием углового движения .....   | 83  |
| 2.4 Сравнение с результатами других исследований .....  | 88  |
| 2.5 Выводы к главе 2 .....  | 91  |
| 3 Интегральные алгоритмы ЭДСУ вертолёта с эталонной моделью .....   | 93  |
| 3.1 Общий принцип построения интегральных алгоритмов с эталонной моделью для ЭДСУ летательных аппаратов .....                   | 93  |
| 3.2 Применение эталонной модели в реконфигурируемых алгоритмах ЭДСУ вертолёта .....   | 96  |
| 3.3 Выводы к главе 3 .....  | 116 |

|   |     |
|---|-----|
| 4 Синтез алгоритмов ЭДСУ для вертолётов различного класса.....                            | 118 |
| 4.1 Тяжелый вертолёт (линейная модель продольного движения) .....                         | 119 |
| 4.2 Средний вертолёт (нелинейная модель пространственного движения) .                     | 129 |
| 4.3 Лёгкий вертолёт (линейная модель пространственного движения<br>высокого порядка)..... | 146 |
| 4.4 Выводы к главе 4.....   | 158 |
| ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....  | 160 |
| СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....   | 162 |
| СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....  | 163 |

## ВВЕДЕНИЕ

Хотя безопасность полётов в целом и вертолётов в частности неуклонно возрастает, ряд исследований показывает, что доля авиационных происшествий с вертолётами по причине потери управления становится больше: согласно данным, приведенным в [1], в период с 1996 до 2004 г. она увеличилась почти в 3 раза: с 8 до 23 %. Поскольку вероятность таких событий напрямую зависит от Уровня характеристик устойчивости и управляемости летательного аппарата [2—6], задача улучшения этих характеристик для всех условий полёта становится всё более важной. Наиболее эффективным средством для этого является повышение степени автоматизации управления, тем более что возможности по достижению такого результата изменением аэродинамической компоновки вертолёта сильно ограничены.

С 1950-х годов средства автоматизации управления вертолётов прошли в своём развитии путь от простейших демпферов тангажа, крена и рыскания к современным комплексным системам улучшения устойчивости и управляемости. При этом наиболее полно преимущества таких систем могут быть реализованы в рамках цифровых электродистанционных систем управления (ЭДСУ), где рычаги управления не имеют механической связи с силовыми приводами. Функциональность алгоритмов улучшения устойчивости и управляемости, реализуемых в ЭДСУ, практически не ограничена, и для них доступен полный ход органов управления. Кроме того, ЭДСУ имеют меньшую массу, более высокие эксплуатационные характеристики, а также обладают рядом других преимуществ перед традиционными системами управления [7—9]. 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» [10]), так и за рубежом (*Bell-Boeing V-22, NHI NH-90* и другие).

Целесообразность перехода к ЭДСУ на вертолётах также следует из «самолётного» опыта, где использование таких систем управления с развитыми алгоритмами защиты диапазона режимов полёта существенно повысило безопасность полёта. Так, согласно исследованию авиастроительной компании *Airbus* [11], частота авиационных происшествий по причине потери управляемости у самолётов с ЭДСУ на 90 % ниже, чем у самолётов предыдущего поколения, оснащенных традиционными необратимыми бустерными системами с короткоходовой автоматикой и ограниченным набором автоматических функций. С точки зрения безопасности полёта внедрение ЭДСУ на вертолётах, вероятно, приведёт к ещё более существенному эффекту вследствие свойственных им сложных условий эксплуатации, связанных со взлётом и посадкой с неподготовленных площадок и полётом на малых высотах, а также из-за особенностей динамики полёта, таких как неустойчивость продольного и поперечного движения при малых скоростях и сильная статическая и динамическая перекрестная взаимосвязь движений по тангажу, крену, рысканию и высоте полёта.

Кроме того, постепенно изменяются и нормативные требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов, которые теперь учитывают возросшие возможности систем управления и во многих случаях делают использование ЭДСУ, фактически, обязательным. В настоящее время отечественные и зарубежные фирмы активно работают над созданием перспективных вертолётов и ВКЛА с такими системами управления.

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 их пилотажным характеристикам и повышающих безопасность полёта.

**Степень разработанности темы исследования.** Поскольку недостатки собственных характеристик устойчивости и управляемости — статическая неустойчивость на большинстве режимов полёта, низкое демпфирование,

перекрёстное взаимодействие каналов управления — были хорошо известны с момента появления вертолётов, практически сразу началось внедрение на них средств автоматизации управления. В нашей стране при этом использовались теоретические и практические результаты, изложенные в работах А.С. Бравермана, И.С. Дмитриева, Е.С. Есаулова, В.А. Кожевникова [12—15], где рассмотрены общие подходы как к построению математических моделей динамики вертолётов, так и к синтезу алгоритмов автоматического управления. В этих работах исследованы статические алгоритмы управления, а основное внимание уделено вопросам стабилизации углового движения и скорости полёта, реализуемым в автопилоте, в то время как для ручного управления рассмотрены только демпферы тангажа, крена и рыскания. Эти результаты во многом не потеряли значимости и сейчас, однако в них не учитываются ни современные требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов, ни значительно возросший с тех пор технический уровень и возможности самих систем управления.

С другой стороны, с 1980-х годов, когда начался процесс перехода самолётов различных классов на ЭДСУ, накоплен значительный опыт в области разработки таких систем управления и найдены пути решения принципиальных проблем, связанных с обеспечением надёжности и отказобезопасности ЭДСУ, которая достигается многократным резервированием как наиболее ответственных её элементов, так и других систем, от которых напрямую зависит функционирование ЭДСУ (например, гидросистемы, системы электропитания и т.д.). Также разработаны типовые структуры алгоритмов ЭДСУ самолётов и методики выбора их параметров. В частности, обосновано использование интегральных алгоритмов управления, позволяющих получать желаемые статические показатели управляемости, не зависящие от центровки, массы летательного аппарата и других факторов, и сделать практически невозможным выход за пределы безопасной области режимов полета по углам атаки и скольжения, нормальной перегрузке, скорости полета и другим параметрам. Основные подходы к синтезу интегральных алгоритмов управления для ЭДСУ самолётов изложены в работах Г.С. Бюшгена,

Ю.Г. Живова, Ю.Б. Дубова, С.Г. Баженова, Ю.И. Диденко, Ю.Ф. Шелюхина [16—18]. Что касается общих подходов к определению рациональных параметров алгоритмов ЭДСУ в рамках заданной структуры, то тут стоит упомянуть методику с использованием упрощенной модели объекта управления и безразмерных переменных, предложенную Г.И. Загайновым и Ю.П. Гуськовым [19].

Эти наработки целесообразно использовать и на вертолётах. Для перспективных скоростных вертолётов, динамика которых при полёте с большими скоростями имеет сходство с самолётной, это сделано в работах В.М. Кувшинова, В.А. Леонтьева и В.А. Аникина [20—22].

В зарубежных публикациях, посвящённых вопросам синтеза алгоритмов ЭДСУ вертолётов, содержится большое количество частных результатов, относящихся к конкретным образцам вертолётной 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. Способствует этому и широкое использование при выборе параметров алгоритмов управления оптимизации, что позволяет одновременно учесть большое количество целевых параметров и ограничений, но затрудняет выявление общих закономерностей. В числе немногих исключений можно назвать работу М. Тишлера (*M. Tischler*) [23], где с использованием методики, аналогичной примененной в [19], для статического закона продольного управления вертолёта с обратными связями по углу и скорости тангажа получены оценки рациональных значений передаточных чисел в зависимости от эквивалентного запаздывания в контуре ЭДСУ. При этом, однако, в эквивалентной модели динамики вертолёта не учитываются его собственные характеристики устойчивости и управляемости (в частности, демпфирование), что существенно ограничивает общность полученных результатов.

Что касается структуры алгоритмов ЭДСУ вертолётов, то за рубежом практически повсеместное распространение получили т.н. алгоритмы с «явным образом заданной эталонной моделью», или алгоритмы типа *EMF* [24]. Алгоритмы такой структуры, наряду с неоспоримыми достоинствами, имеют и ряд

недостатков, усложняющих их практическую реализацию. Другие виды структур законов управления если и упоминаются в литературе, то не рассматриваются подробно [25].

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.

Для достижения указанных целей 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 вертолёта с ЭДСУ, с помощью которой могут быть выполнены данные требования и повышена безопасность полёта;
- разработка методики выбора параметров алгоритма управления разработанной структуры.

**Объектом исследования** является высокоавтоматизированный вертолёт с электродистанционной системой управления.

**Предметом исследования** являются функции и алгоритмы ЭДСУ вертолёта, 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 вертолёта 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 вертолёта разработан интегральный алгоритм с эталонной моделью, который, в отличие от традиционного пропорционально-интегрального, позволяет практически полностью исключить негативное влияние интегральной части алгоритма 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 вертолёта с реконфигурируемыми многоконтурными алгоритмами ЭДСУ с использованием эквивалентных моделей динамики, учитывающая основные требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов.
4. Результаты математического и стендового моделирования динамики вертолёта с алгоритмами ЭДСУ, синтезированными с использованием разработанного подхода, подтверждающие его эффективность.

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

### **Апробация результатов работы.**

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

- 32<sup>nd</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2021)

[26];

- Международном конгрессе по аэронавтике (МКА'23) [27, 28];
- XII и XVI Всероссийской мультиконференции по проблемам управления [29, 30];
- XXX и XXXII научно-технической конференции по аэродинамике [31, 32];
- Семинаре «Динамика и управление полетом летательных аппаратов» в 2018, 2023 и 2024 гг. [33, 34, 35].

### **Публикации.**

Основные результаты диссертации изложены в 5 печатных работах, из которых 3 — в периодических изданиях, рекомендованных ВАК (пп. 1—3), и 1 — в издании, входящем в реферативную базу *Scopus* (п. 4):

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.).

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

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

### **Личный вклад автора.**

Многоконтурный реконфигурируемый алгоритм ЭДСУ вертолёта 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 вертолёта 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 вертолёта. Все расчёты, результаты которых представлены в диссертации, и синтез алгоритмов ЭДСУ для тяжёлого, среднего и лёгкого вертолётов, проведены автором лично.

### **Структура и содержание работы.**

В первой главе проводится анализ отечественного и зарубежного опыта в области разработки вертолётов с ЭДСУ, актуальных нормативных требований к пилотажным характеристикам перспективных вертолётов и сложившихся подходов к созданию их математических моделей, используемых для разработки алгоритмов ЭДСУ в соответствии с этими требованиями. На основе результатов проделанного анализа сформулированы основные задачи диссертационной работы.

Вторая глава посвящена разработке универсального многоконтурного реконфигурируемого алгоритма ЭДСУ вертолётов в каналах тангажа, крена и рыскания. Определена структура алгоритма и предложена методика выбора его параметров и оценки достижимого уровня пилотажных характеристик с использованием эквивалентных моделей динамики. Определены границы применимости разработанного алгоритма.

В третьей главе рассматриваются принципы построения интегральных алгоритмов управления с эталонной моделью для вертолётов с ЭДСУ. Показаны преимущества такого алгоритма перед традиционным пропорционально-интегральным при использовании его во внутреннем контуре многоконтурной

реконфигурируемой ЭДСУ вертолёта. Приведены результаты расчётов, демонстрирующие применимость разработанных алгоритмов в большом диапазоне собственных динамических характеристик вертолёта, соответствующих изменению полётной массы и параметров несущего винта в широких пределах.

В четвёртой главе проведен синтез многооконтурных реконфигурируемых алгоритмов ЭДСУ для трёх моделей динамики вертолётов: линейной модели изолированного продольного движения тяжелого транспортного вертолёта, нелинейной модели пространственного движения среднего транспортного вертолёта и линейной модели высокого порядка пространственного движения лёгкого многоцелевого вертолёта. В результате исследовано 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, а разработанные алгоритмы ЭДСУ во всех рассмотренных случаях обеспечивают Уровень 1 пилотажных характеристик в соответствии с принятыми требованиями.

В Заключении сформулированы основные результаты, отражающие практическую значимость и научную новизну диссертационной работы, а также указаны перспективы дальнейшей разработки темы.

# 1 Математические модели, требования к динамике и алгоритмы управления современных вертолётов с ЭДСУ

## 1.1 Математические модели динамики вертолётов

Исправление недостатков характеристик устойчивости и управляемости и доработка алгоритмов системы управления современных летательных аппаратов по результатам лётных испытаний становится для каждого нового поколения авиационной техники всё более дорогостоящим мероприятием [36]. Вследствие этого роль анализа собственной динамики, математического и стендового моделирования при разработке алгоритмов управления значительно возрастает.

В общем случае полная нелинейная модель динамики любого летательного аппарата, учитывающая особенности его аэродинамики (включая эффекты, связанные с нестационарностью обтекания воздушным потоком), упругость конструкции и т.д., слишком сложна и громоздка даже для современных вычислительных средств и прикладных программ. В случае вертолётов эти соображения ещё более справедливы из-за того, что несущий винт является сложной вращающейся механической системой с собственной динамикой, математическое описание которой существенно усложняет уравнения движения по сравнению с самолётами. В связи с этим на практике, как правило, для разных задач, связанных с динамикой летательных аппаратов, используются упрощенные модели, аппроксимирующие эту полную модель с достаточной для практических целей точностью для каждой такой задачи. Аппроксимации такого рода строятся по принципу выделения характерного для данной задачи диапазона частот.

Поскольку одной из основных задач при разработке алгоритмов системы управления является положительная оценка характеристик устойчивости и управляемости замкнутой системы «летательный аппарат — ЭДСУ» лётчиком в характерном диапазоне частот до  $\omega = 4—6 \text{ с}^{-1}$ , высокая точность описания

динамики объекта управления в соответствующей математической модели требуется при частотах не более  $\omega = 12—15 \text{ с}^{-1}$ . Формы движения с характерными частотами выше указанных, как правило, не оказывают влияния на оценку лётчика и связанные с ней количественные показатели характеристик устойчивости и управляемости, и их устойчивость (в т.ч. с учётом работы системы управления) обычно рассматривается отдельно, с помощью специально созданных для этой задачи моделей [37, 38]. К таким формам движения вертолётов относятся аэроупругие колебания планера и лопастей винтов.

Вопрос разработки математических моделей динамики вертолётов достаточно подробно освещён в литературе (см., например, [12, 13, 39—42]). Пространственное движение вертолёта описывается известными уравнениями:

$$\begin{cases} m\left(\frac{d\vec{V}_k}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V}_k\right) = \vec{R} + m\vec{g}, \\ \frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} = \vec{M}. \end{cases} \quad (1.1)$$

Для определения результирующей силы  $\vec{R}$  и момента  $\vec{M}$ , входящих в правую часть уравнений (1.1), вертолёт представляется в виде совокупности обособленных подсистем: планера (иногда дополнительно разделяемого на фюзеляж и оперение), несущего и рулевого винтов, силовой установки. Для каждой из этих подсистем в соответствии с принятыми для них математическими моделями определяются создаваемые ими по отдельности силы и моменты, которые затем суммируются. При этом учитывается взаимодействие между подсистемами, имеющее ту или иную физическую природу. Так, например, винты вертолёта взаимодействуют с планером как механически — через силы и моменты, непосредственно передаваемые через горизонтальные и вертикальные шарниры лопастей (или — в случае бесшарнирных винтов — упругие элементы конструкции, их заменяющие), так и аэродинамически — через индуктивные скосы потока, создаваемые винтами на фюзеляже и оперении.

При этом все указанные подсистемы являются, вообще говоря, динамическими, т.е. создаваемые ими силы и моменты изменяются в ответ на

изменение условий полёта или управляющие воздействия не мгновенно. Тем не менее, для планера в характерном для работы системы управления диапазоне частот этой динамикой можно пренебречь и рассматривать возникающие на нём аэродинамические силы и моменты в статической постановке, как зависящие только от текущих значений скорости полёта, углов атаки и скольжения и других параметров. Аналогично обстоит дело и с рулевым винтом, т.к. характерные частоты изменения создаваемых им сил и моментов соизмеримы с частотой его вращения, которая в зависимости от размера вертолёта находится в диапазоне  $\omega = 80—300 \text{ c}^{-1}$ .

Что касается несущего винта, то для него, в принципе, также может быть использована квазистатическая модель, предполагающая мгновенное изменение сил и моментов, возникающих на нём при изменении параметров движения, внешних условий или управляющих воздействий. Такой подход был общепринятым на ранних этапах внедрения средств автоматизации управления вертолётов [14, 43, 44] и продолжает применяться в настоящее время для качественных оценок характеристик устойчивости и управляемости [40].

Вместе с тем, для высокоавтоматизированных вертолётов с достаточно большими коэффициентами обратных связей в системе управления, разработка которых началась в 1970—1980-х годах, модели с квазистатическим описанием динамики несущего винта оказались недостаточно достоверными и точными. Так, они неверно предсказывают граничный коэффициент усиления, при котором замкнутая система «вертолёт — система управления» теряет устойчивость, а также частоту возникающих при этом колебаний [45—47]. Кроме того, низкочастотные формы движения несущего винта вносят существенный вклад в воспринимаемое лётчиком запаздывание реакции вертолёта на управляющие воздействия [23], что не позволяет при математическом и стендовом моделировании должным образом прогнозировать оценку лётчика в соответствии с принятыми настоящее время критериями. Также необходимо учитывать, что для некоторых типов вертолётов (в особенности, лёгких с бесшарнирным несущим винтом) взаимодействие фюзеляжа и несущего винта столь велико, что приводит к образованию сцепленных

динамических форм их совместного движения, которые при квазистатическом подходе описываются неточно не только количественно, но и качественно [48].

Как следствие, стали получать распространение модели, в которых вместо квазистатической применяется динамическая модель несущего винта, с той или иной степенью точности описывающая три динамических эффекта:

- движение лопастей в плоскости взмаха (относительно горизонтального шарнира или элемента конструкции, его заменяющего);
- движение лопастей в плоскости качания (относительно вертикального шарнира или элемента конструкции, его заменяющего);
- динамику изменения индуктивного потока, создаваемого несущим винтом.

Различные способы описания этих эффектов в форме, пригодной для включения в математическую модель вертолёта (1.1), известны из литературы (см., например, [49—51]).

Для диапазона частот до  $\omega = 12—15 \text{ с}^{-1}$  и задач синтеза алгоритмов ЭДСУ, связанных с ручным управлением, из перечисленных форм движения наибольший интерес представляет низкочастотная составляющая движения лопастей несущего винта в плоскости взмаха. Во-первых, её постоянной времени, приближённо

равной  $\tau_{\text{нв}} \approx \frac{8}{\gamma_{\text{л}} \Omega_{\text{нв}}} = 0.06—0.1 \text{ с}$ , где  $\gamma_{\text{л}}$  — массовая характеристика лопасти

несущего винта, соответствует сравнительно невысокая частота  $\omega = 10—17 \text{ с}^{-1}$ . Во-вторых, эта форма движения в области частот ручного управления проявляет себя как запаздывание между изменением циклического шага или условий обтекания несущего винта и вызываемым ими угловым ускорением, что оказывает существенное влияние как на оценку пилотажных качеств вертолёта лётчиком, так и на характеристики замкнутого контура «вертолёт — ЭДСУ» в целом. В связи с этим включение данной формы движения в математическую модель, используемую для синтеза алгоритмов ЭДСУ вертолёта, является обязательным.

Роль остальных форм движения несущего винта в динамике вертолёта аналогична явлениям аэроупругости: их устойчивость, в т. ч. с учётом работы системы управления, должна быть обеспечена, но сами по себе они практически не

оказывают влияния на оценку вертолёта лётчиком. Это вызвано тем, что они имеют высокие характерные частоты, либо лежащие вблизи верхней границы диапазона  $\omega = 0—15 \text{ с}^{-1}$ , либо вовсе в него не попадающие. Исключение составляет только низкочастотная форма движения лопастей в плоскости качания с характерными частотами от  $0.4\Omega_{\text{HB}}$  (для бесшарнирного винта) до  $0.8\Omega_{\text{HB}}$  (для шарнирного винта), где  $\Omega_{\text{HB}}$  — частота вращения несущего винта. Тем не менее, она может быть включена в одну группу с высокочастотными формами движения несущего винта, т.к. в терминах передаточных функций представляет собой пару близко расположенных слабо демпфированных комплексно-сопряженных нулей и полюсов, в силу чего её влияние на динамику вертолёта в области частот ручного управления, как правило, незначительно [23, 52].

По указанным причинам при построении математической модели, используемой для синтеза алгоритмов ЭДСУ, сами эти формы движения могут и не учитываться, при условии, что в модель включены специальные элементы ЭДСУ (как правило, низкочастотные или режекторные фильтры), предназначенные для обеспечения устойчивости этих форм, из-за влияния таких элементов на характеристики устойчивости и управляемости в области низких и средних частот.

## 1.2 Требования к характеристикам устойчивости и управляемости вертолётов

Одной из основных целей при синтезе алгоритмов управления является высокая оценка лётчиком характеристик устойчивости и управляемости замкнутой системы «летательный аппарат — система управления». Однако задача, сформулированная таким образом, по понятным причинам, мало подходит для определения структуры и выбора параметров алгоритмов управления, т.к. для этого нужны более конкретные и формализуемые показатели. Одним из важных источников последних являются нормативные требования, предъявляемыми к тому или иному типу летательных аппаратов.

Существует два типа таких требований: нормы лётной годности (НЛГ) для

авиационной техники гражданского назначения и требования к военным летательным аппаратам. Как правило, между этими типами требований есть существенные отличия. Так, основной задачей НЛГ является обеспечение безопасности полётов, поэтому в них задаётся некоторый минимальный уровень тех или иных характеристик, ниже которого необходимый уровень безопасности уже не может быть достигнут. Кроме того, сам этот уровень часто выражен в качественном, а не количественном виде. В результате набор требований к устойчивости и управляемости, изложенных в НЛГ, является лишь набором ограничений на ряд характеристик, недостаточным для того, чтобы на его основе были созданы алгоритмы системы управления.

Требования к динамике полёта военных летательных аппаратов преследуют иные цели: они предназначены для оценки достигнутого уровня характеристик устойчивости и управляемости, и поэтому являются гораздо более полным источником информации для определения желаемого облика алгоритмов системы управления. При этом, поскольку в таких нормах требования к характеристикам в том или ином виде ранжируются в зависимости от класса летательного аппарата, этапа полёта и задачи пилотирования, они легко могут быть применены и к гражданским самолётам или вертолётам.

Действующими в настоящий момент требованиями первого типа для вертолётов являются нормы лётной годности НЛГ-29/FAR-29/CS-29 (для тяжёлых вертолётов) и НЛГ-27/FAR-27/CS-27 (для лёгких вертолётов), принятые, соответственно, в России, США и европейских странах [54—59]. В полной мере соответствуя описанным выше тенденциям, они содержат лишь самые общие требования к характеристикам устойчивости и управляемости, а именно предполагают наличие у вертолётов:

- продольной и путевой статической устойчивости при средних и больших скоростях полёта,
- динамической устойчивости короткопериодического движения при средних и больших скоростях полёта,
- заданной степени динамической устойчивости, если вертолёт сертифицируется

для полёта по приборам.

Никаких требований к устойчивости и управляемости на режимах висения и полёта с малыми скоростями НЛГ не содержат.

Стоит также отметить, что перечисленные выше положения существуют в практически неизменном виде с начала 1980-х годов, причём уже тогда их введение лишь закрепляло сложившуюся к тому моменту в вертолётной отрасли практику [53]. Соответственно, существующие сейчас требования НЛГ в части устойчивости и управляемости не предполагают наличия на вертолёте ЭДСУ и не учитывают обеспечиваемых ей возможностей по изменению пилотажных характеристик вертолётов.

Из действующих на настоящий момент требований к характеристикам устойчивости и управляемости военных вертолётов особое место занимает стандарт Армии США *ADS-33* [60], заменивший требования *MIL-H-8501*, которые хотя и были несколько более подробными, чем гражданские НЛГ, но к началу 1980-х годов устарели [61, 62]. Первоначально стандарт *ADS-33* предназначался для оценки характеристик высокоманевренных вертолётов — лёгких многоцелевых, разведывательных, боевых (версия *ADS-33C*, 1989 г.) [63]. В ходе дальнейшего развития в него были включены требования для транспортных вертолётов (версии *ADS-33D*, 1996 г., и *ADS-33E*, 2000 г.), а ряд ранее существовавших пунктов смягчен. Сейчас развитие *ADS-33* также, в значительной степени, идёт по пути расширения его применимости для транспортных задач, выполняемых вертолётами различных классов. Так, в действующую в настоящий момент версию *ADS-33*, введённую в 2023 г. под названием *MIL-DTL-32742* [64], включены отсутствовавшие в стандарте количественные требования к характеристикам устойчивости и управляемости при перевозке грузов на внешней тросовой подвеске.

Стандарт *ADS-33* получил широкое международное признание и, несмотря на свой формальный статус, находит применение для различных целей, не связанных с разработкой военных вертолётов. Во-первых, его положения используются для создания алгоритмов ЭДСУ гражданских вертолётов [25, 65]. Во-

вторых, подходы, введённые в нём, применяются для оценки характеристик устойчивости и управляемости как других типов пилотируемых ВКЛА (например, конвертопланов [66]), так и беспилотных вертолётов и мультикоптеров [67, 68]. В-третьих, различными исследовательскими центрами проводились работы по оценке соответствия требованиям *ADS-33* ряда серийных вертолётов, как оснащённых средствами автоматизации управления, так и неавтоматизированных, что позволяет оценить достигнутый к настоящему моменту уровень характеристик устойчивости и управляемости вертолётов в контексте требований *ADS-33* и выявить области, в которых на перспективных вертолётах требуются улучшения [69, 70]. В-четвёртых, проводятся исследования, направленные на внедрение подходов, используемых в *ADS-33*, в НЛГ гражданских вертолётов [71]. Всё это делает стандарт *ADS-33* актуальным для синтеза алгоритмов систем управления перспективных вертолётов различного класса и назначения, в особенности, оснащённых ЭДСУ.

Стандарт *ADS-33* содержит ряд нововведений по сравнению с другими подобными нормативными документами, среди которых:

- ранжирование требований к динамическим характеристикам по целевой задаче, а не по полётной массе летательного аппарата;
- требования к формам управляемого движения вертолёта — типам реакции;
- классификацию условий визуального ориентирования, в зависимости от которых определяются потребные динамические характеристики;
- широкое использование частотных критериев для характеристик устойчивости и управляемости вместо обычно используемых критериев во временной области.

С точки зрения синтеза алгоритмов системы управления одним из ключевых понятий, используемых в *ADS-33*, является тип реакции, т.е. вид переходного процесса при управляемом движении вертолёта. Типы реакции классифицируются по параметру движения, который в установившемся движении принимает значение, пропорциональное отклонению рычага управления, а также по параметру движения, который (если это предусмотрено алгоритмами системы управления)

стабилизируется при зафиксированном рычаге.

В продольном и поперечном каналах различаются следующие типы реакции, перечисленные в порядке уменьшения обеспечиваемой ими степени стабилизации вертолёта:

- *TRC (Translational Rate Command)*: установившаяся поступательная скорость вертолёта пропорциональна отклонению рычага управления, при этом переходной процесс по скорости должен быть близок к апериодическому;
- *ACAH (Attitude Command Attitude Hold)*: установившийся угол тангажа или крена пропорционален отклонению рычага управления, при фиксированном рычаге управления стабилизируется достигнутый угол тангажа или крена;
- *RC (Rate Command)*: установившаяся скорость тангажа или крена пропорциональна отклонению рычага управления;
- *Rate*: любой переходной процесс, не являющийся *TRC*, *ACAH* или *RC*, при котором начальное направление углового движения вертолёта совпадает с направлением перемещения рычага управления; тип реакции *Rate* в каналах тангажа, крена и рыскания имеет неавтоматизированный вертолёт.

Характерный вид переходных процессов по угловой скорости, углу и поступательной скорости для перечисленных типов реакции на примере движения по тангажу приведен на рисунке 1.1.

При типе *RC* дополнительно может стабилизироваться угловое положение вертолёта; в этом случае тип реакции называется *RCAH (Rate Command Attitude Hold)*. Аналогично при типе *TRC* может использоваться автоматическая стабилизация места висения, когда поступательная скорость вертолёта уменьшается до околонулевых значений. В этом случае тип реакции называется *TRCPH (Translational Rate Command Position Hold)*.

В путевом канале выделяются типы реакции *RC* (или *RCDH*) и *TC*. При типе *RC* скорость разворота по рысканию пропорциональна отклонению педалей; при *RCDH (Rate Command Direction Hold)*, кроме того, при неотклонённых педалях автоматически стабилизируется угол рыскания. При типе реакции *TC (Turn Coordination)* при отклонении рычага циклического шага по крену и нейтрально

установленных педалях должен обеспечиваться координированный разворот (т.е. разворот с малым углом скольжения).

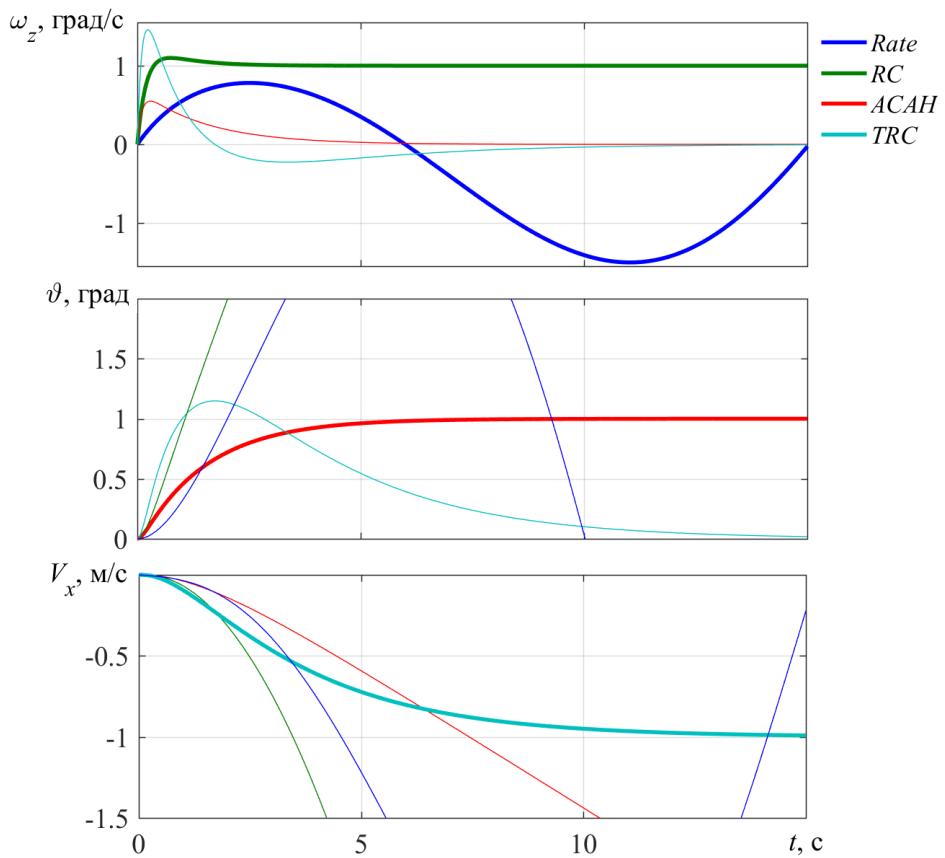


Рисунок 1.1 — Переходные процессы при различных типах реакции

В канале общего шага рассматриваются типы реакции *RC* и *RCHH* (*Rate Command Height Hold*), при которых вертикальная скорость пропорциональна перемещению рычага общего шага, а во втором случае, кроме того, при неподвижном рычаге общего шага автоматически стабилизируется достигнутая высота.

Поскольку для любого типа реакции, кроме *Rate*, в принципе требуется автоматизация управления, от списка необходимых для вертолёта типов реакции в значительной степени зависит как структура алгоритмов системы управления, так и состав потребных сигналов обратных связей.

Необходимость наличия у вертолёта того или иного типа реакции согласно *ADS-33* зависит от ожидаемых условий видимости при эксплуатации, а точнее, от наличия естественных или искусственных визуальных ориентиров, с помощью

которых пилот может оценивать угловые и линейные перемещения вертолёта. Эти условия в *ADS-33* характеризуются параметром *UCE* (*Usable Cue Environment*), который определяется лётчиком по специальной шкале и может принимать значения 1, 2 или 3:

- при  $UCE = 1$  (хорошие условия визуального ориентирования) возможно резкое и точное управление угловым положением и скоростью линейного перемещения вертолёта;
- при  $UCE = 2$  (ухудшенные условия визуального ориентирования) возможно достаточно быстрое управление угловым положением и поступательной скоростью вертолёта с приемлемой точностью;
- при  $UCE = 3$  (плохие условия визуального ориентирования) возможно только плавное управление угловым положением и поступательной скоростью вертолёта; точность управления низкая.

Для каждого значения *UCE* в *ADS-33* заданы минимальные по степени стабилизации типы реакции, необходимые для Уровней 1, 2 или 3 пилотажных характеристик. В то же время, применение более стабилизированных типов реакции, чем требуется для обеспечения Уровня 1 при данном *UCE* (например, *ACAH* или *TRC* вместо *Rate* при  $UCE = 1$ ), может не только не повышать оценку вертолёта лётчиком, но и приводить к её снижению. Это связано с тем, что более высокая степень стабилизации вертолёта алгоритмами ЭДСУ в таких условиях не приводит к уменьшению рабочей нагрузки, но снижает маневренные свойства. Как следствие, для соответствия Уровню 1 требований системы управления вертолёта, эксплуатация которого предполагается при различных условиях визуального ориентирования по шкале *UCE*, должна иметь либо несколько типов реакции, отличающихся степенью стабилизации, либо гибридный тип реакции, совмещающий достаточную степень стабилизации с высоким уровнем маневренности [72].

Кроме потребных типов реакции, от условий визуального ориентирования зависят и целевые показатели при определении характеристик устойчивости и управляемости вертолёта.

В рамках указанных типов реакции к динамическим характеристикам вертолёта в каждом из каналов управления в *ADS-33* предъявляется ряд требований, которые, в основном, относятся к одному из следующих шести видов.

1. Требование к полосе пропускания  $\omega_{BW}$  и фазовому запаздыванию  $\tau_p$ , которое используется для нормирования характеристик управляемости в каналах тангажа, крена и рыскания при малых отклонениях рычагов управления. Величины  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$  определяются по частотной характеристике углов тангажа, крена или рыскания вертолёта по перемещению соответствующего рычага управления, как это показано на рисунке 1.2а. При типе реакции *ACAH* рекомендуется, чтобы разность полос пропускания по амплитуде и фазе  $\Delta\omega_{BW} = \omega_{BWg} - \omega_{BWp}$  была положительной, поскольку в противном случае в задачах точного пилотирования возможна тенденция к раскачке вертолёта лётчиком.

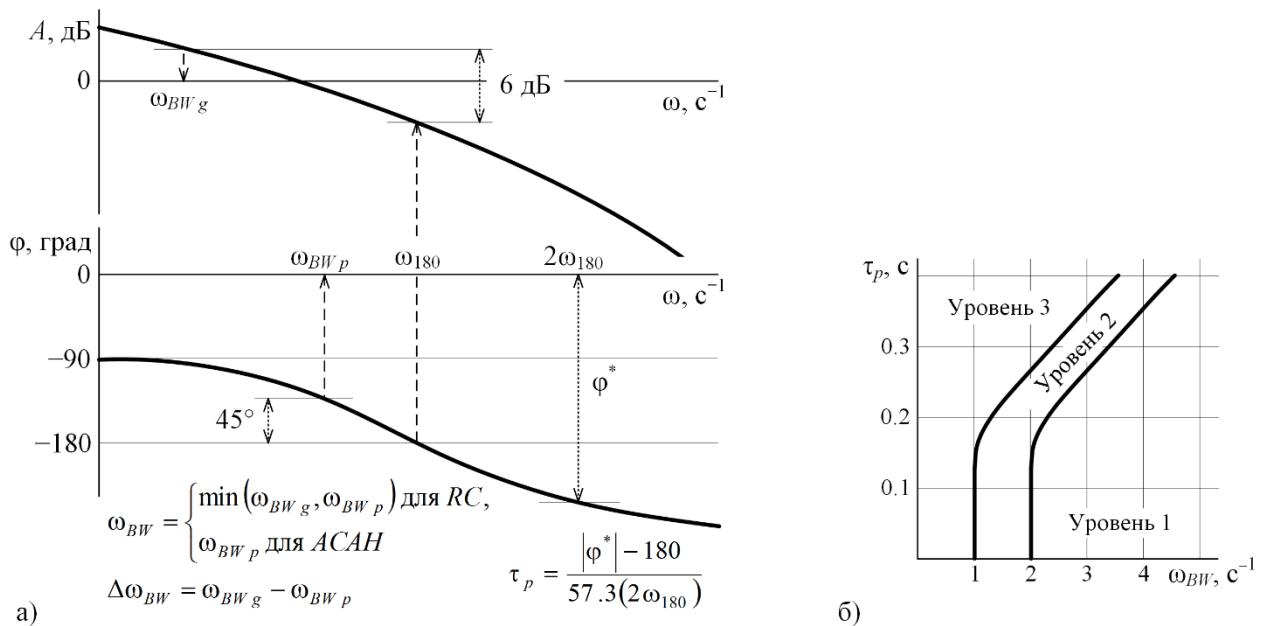


Рисунок 1.2 — Определение  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$  (а) и один из вариантов требований к ним в каналах тангажа и крена (б)

Области значений  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$ , соответствующие Уровням 1, 2 и 3 для одного из вариантов условий полёта, проиллюстрированы на рисунке 1.2. Показанный вариант требований позволяет обеспечить указанные Уровни пилотажных характеристик во всех каналах управления, для всех задач пилотирования,

характерных для транспортных вертолётов, и при любых условиях полёта: при плохих ( $UCE > 1$ ) и хороших ( $UCE = 1$ ) условиях визуального ориентирования, с разделением внимания и без.

2. Требование к скорости затухания колебаний по тангажу, крену и рысканию, возникающих при импульсных отклонениях рычагов управления, которое выражается в виде ограничения на коэффициент демпфирования  $\zeta$  в зависимости от недемпфированной частоты  $\omega_0$ , связанных с частотой колебаний  $\omega$  известным соотношением  $\omega = \omega_0 \sqrt{1 - \zeta^2}$ .

Требования для типов реакции *Rate* и *RC* при малых скоростях полёта для каналов крена и тангажа приведены на рисунке 1.3 и предъявляются к колебаниям с частотой  $\omega \leq \omega_{BW}$ . Для канала рыскания требования по форме аналогичные, но для Уровня 1 при  $\omega > 0.5 \text{ c}^{-1}$  вместо  $\zeta \geq 0.35$  необходимо обеспечить  $\zeta \geq 0.19$ .

Для типов реакции со стабилизацией углового положения (*RCAH*, *RCDH*, *ACAH*) требуется  $\zeta \geq 0.35$  при частотах  $0 < \omega \leq \omega_{BW}$ .

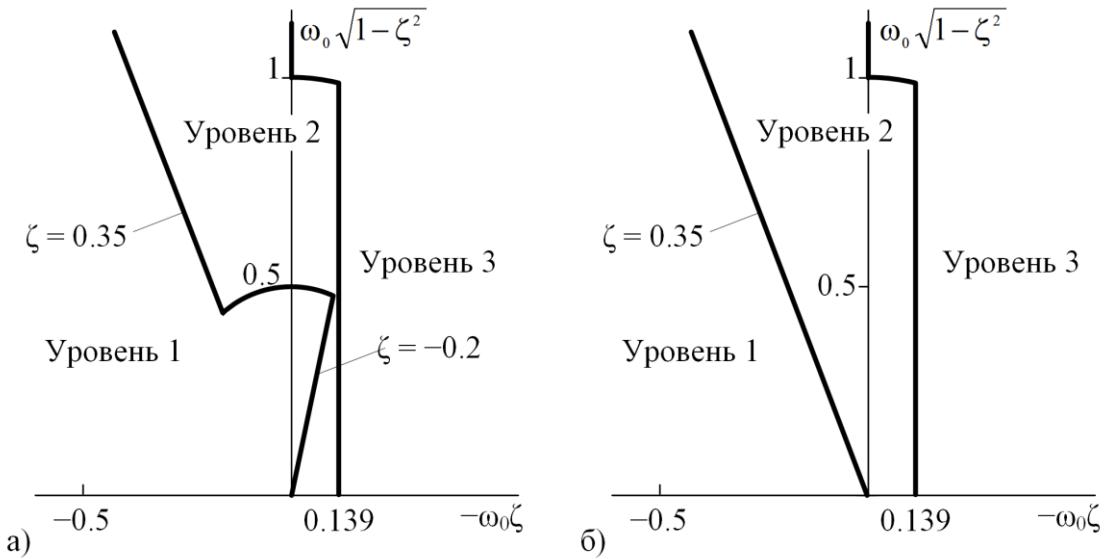


Рисунок 1.3 — Требования к скорости затухания колебаний: а) нет разделения внимания и  $UCE = 1$ ; б) управление с разделением внимания или  $UCE > 1$

3. Требование к скорости изменения углового положения вертолёта при управляющих воздействиях, которое выражается в виде ограничения снизу на величину отношения максимальной угловой скорости к максимальному

изменению соответствующего угла в зависимости от последующего локального минимума данного угла в переходном процессе. Способ определения необходимых параметров и области их значений, соответствующие Уровням 1, 2 и 3 для одного из вариантов условий полёта, приведены на рисунке 1.4. Смысл требований данного типа состоит в том, что, с одной стороны, они допускают некоторое снижение полосы пропускания  $\omega_{BW}$  при управляющих воздействиях средней и большой амплитуды, а с другой — позволяют выявить возможную тенденцию к раскачке вертолёта лётчиком, которая при резких перемещениях рычагов управления проявляется, как правило, сильнее [71].

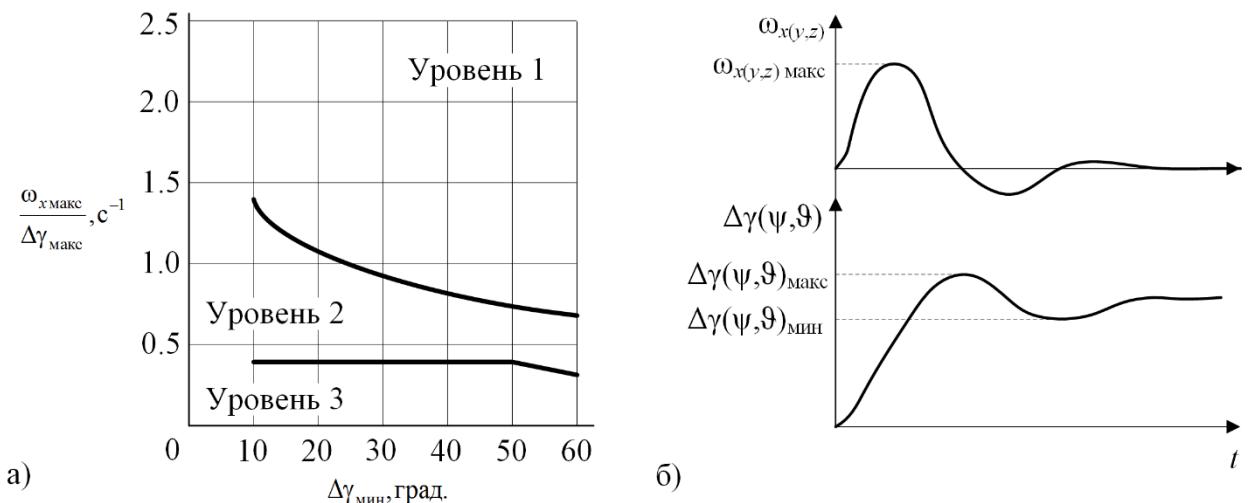


Рисунок 1.4 — Один из вариантов (а) и определение (б) требований к скорости изменения углового положения

4. Требования к максимальной угловой скорости (для типов реакции *Rate* или *RC*) или углу крена или тангажа (для типа реакции *ACAH*) при полном отклонении рычагов управления, зависящие от необходимого уровня маневренности вертолёта.

5. Для типов реакции, предполагающих стабилизацию углового положения вертолёта (*RCAH*, *ACAH* и *RCDH*), — требование ко времени затухания колебаний  $t_{0.1}$  до 10 % от максимального значения угла после импульсного возмущения  $\Delta\sigma$ , подаваемого непосредственно на вход силовых приводов соответствующего канала управления (рисунок 1.5).

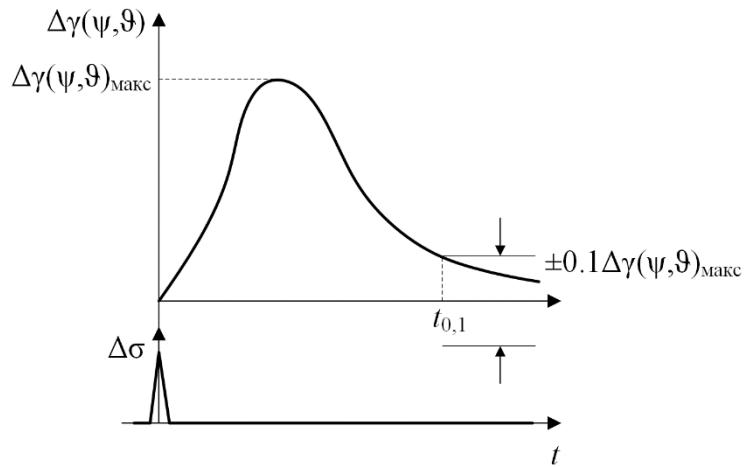


Рисунок 1.5 — Требования ко времени затухания колебаний (тип реакции *ACAH*)

Время  $t_{0,1}$  в зависимости от условий полёта и рассматриваемого канала управления не должно превышать 10 или 20 с.

6. Для типов реакции, предполагающих стабилизацию углового положения вертолёта (*RCAH*, *ACAH* и *RCDH*) — требование к степени подавления внешних возмущений в частотной области, впервые введенное в [72]. В нём по амплитудной частотной характеристике (АЧХ)  $|W_{\vartheta(\gamma, \psi)_{\Sigma} - \vartheta(\gamma, \psi)_{DRB}}(j\omega)|$  сигнала обратной связи соответствующего угла (тангажа  $\vartheta_{\Sigma}$ , крена  $\gamma_{\Sigma}$  или рыскания  $\psi_{\Sigma}$ ) по возмущению  $\vartheta(\gamma, \psi)_{DRB}$ , подаваемому в цепь этого сигнала, как показано на рисунке 1.6а, определяется полоса подавления возмущений  $\omega_{DRB}$  — наименьшая частота, при которой АЧХ впервые пересекает уровень  $-3$  дБ. Для соответствия требованиям  $\omega_{DRB}$  должна быть не менее  $0.5 \text{ с}^{-1}$ ,  $0.9 \text{ с}^{-1}$  и  $0.7 \text{ с}^{-1}$  для каналов тангажа, крена и рыскания, соответственно. Кроме того, максимум АЧХ, обозначаемый *DRP*, во всех каналах управления не должен превышать 5 дБ (рисунок 1.6б).

В действующей версии стандарта *ADS-33* — *MIL-DTL-32742* — данное требование распространено и на тип реакции *TRC*:  $\omega_{DRB}$ , определённая по АЧХ обратной связи по соответствующей компоненте земной скорости, должна быть не менее  $0.34 \text{ с}^{-1}$  в канале тангажа и  $0.54 \text{ с}^{-1}$  — в канале крена.

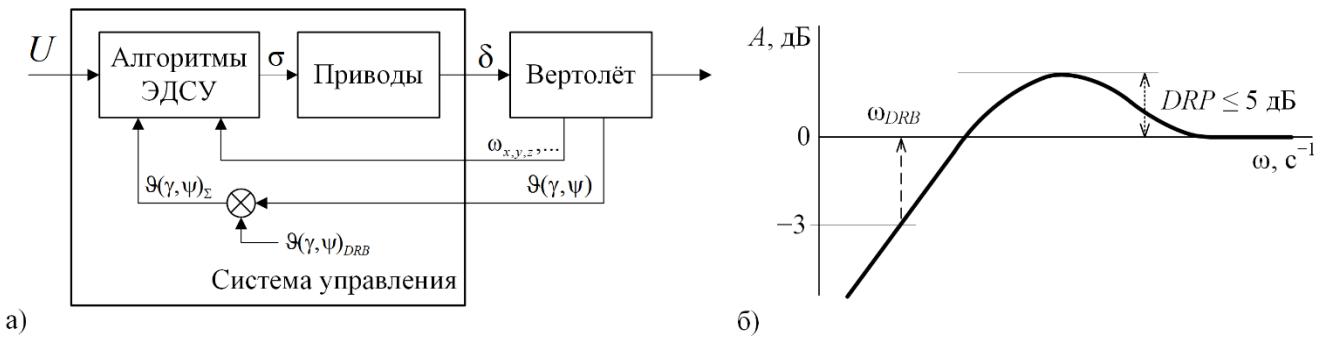


Рисунок 1.6 — Требование к подавлению внешних возмущений

Появление в *ADS-33* требования к полосе подавления возмущений связано со способом построения алгоритмов ЭДСУ, получившим широкое распространение на зарубежных вертолётах, при котором удовлетворительные характеристики управляемости (в смысле реакции на действия лётчика) не приводят автоматически к высоким характеристикам устойчивости (в смысле реакции на внешние возмущения). Подробнее этот вопрос будет рассмотрен далее.

Следует отметить, что ограничение пика АЧХ по возмущению является «частотным» аналогом требования к минимальному значению коэффициента демпфирования колебаний  $\zeta$  во временной области, описанному выше в п. 2. Само значение  $DRP = 5 \text{ dB}$  примерно соответствует  $\zeta = 0.35$  для простейшей динамической системы — звена второго порядка, охваченного обратной связью — и выбрано, в известной степени, произвольно [73]. Для сравнения, при определении требований к полосе подавления возмущений величина  $\omega_{DRB}$  систематически варьировалась в достаточно широких пределах, и её минимально допустимые значения, указанные выше, соответствуют границе между Уровнями 1 и 2 пилотажных характеристик, полученных по результатам лётных испытаний. В связи с этим следует рассматривать  $DRP = 5 \text{ dB}$  не как жёсткое ограничение, а, скорее, как рекомендацию в дополнение к требованиям к величине коэффициента  $\zeta$  из п. 2.

В зависимости от канала управления, диапазона скорости полёта (малые или большие скорости, границей между которыми является скорость 45 уз., или

примерно 80 км/ч), потребного уровня маневренности, условий визуального ориентирования (величины *UCE*) и того, требуется ли разделение внимания при выполнении задачи пилотирования, каждому из приведенных выше типов требований сопоставляются соответствующие величины целевых показателей или границы, определяющие назначенный Уровень пилотажных характеристик вертолёта. Типы требований, предъявляемые в том или ином канале управления, в зависимости от диапазона скоростей полёта приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 — Области применимости требований *ADS-33*

| Канал управления | тангаж                | крен                   | рыскание       |
|------------------|-----------------------|------------------------|----------------|
| Малые скорости   | 1, 2*, 3, 4, 5**, 6** |                        |                |
| Большие скорости | 1, 2*, 5**, 6**       | 1, 3, 4, 5**, 6**<br>2 | 1***, 5**, 6** |

\* — разный уровень требований при наличии и отсутствии стабилизации углов  
 \*\* — только для некоторых типов реакции  
 \*\*\* — только для высокого уровня маневренности

Кроме перечисленных типов требований, относящихся, в основном, к изолированному движению в том или ином канале управления и являющихся универсальными в том смысле, что предъявляются к различным каналам управления как при малых, так и при больших скоростях полёта, в *ADS-33* включены также требования, носящие более узкоспециализированный характер. Такие требования существуют, в частности, в боковом канале управления при больших скоростях полёта. Они относятся к типу реакции *TC* и во временной области характеризуют степень взаимосвязи поперечного и путевого движения и спиральную устойчивость вертолёта и, в целом, аналогичны общепринятым требованиям к динамике бокового движения самолётов.

Кроме того, при больших скоростях полёта в канале тангажа управления предъявляются требования к короткопериодическому движению, также аналогичные по форме «самолётным»: наличие динамической устойчивости, заданный градиент усилия на рычаге продольного управления по установившейся

нормальной перегрузке, отсутствие неустойчивости по скорости.

Хотя характеристики переходного процесса по угловой скорости во временной области при типах реакции *RC*, *RCAH* и *RCDH* в *ADS-33* не оговариваются, ряд соображений по этому поводу приведен в [72] и [74]. Так, для *RCDH* при переходе к стабилизации угла рыскания после возвращения лётчиком педалей в нейтральное положение рекомендуется, чтобы скорость рыскания уменьшалась до нуля, не меняя знака. В продольном канале перерегулирование по скорости тангажа при ступенчатых отклонениях рычага управления может приводить к т.н. «отскоку» (*dropback*) по тангажу, избыточная величина которого согласно известному критерию управляемости Гибсона для самолётов негативно оценивается лётчиком [75]. Несмотря на то, что для вертолётов влияние «отскока» по тангажу на оценку лётчика подробно не изучено, а существующие данные говорят о том, что оно, по всей видимости, менее существенно, чем для самолётов, больших его значений всё же стоит избегать. Исходя из этого можно сделать вывод, что для типов реакции *RC*, *RCAH* и *RCDH* предпочтительными являются переходные процессы по угловой скорости, перерегулирование в которых отсутствует или, по крайней мере, невелико — не более 10—15 %.

Что касается типа реакции *ACAH*, то результаты стендовых исследований, приведенные в [74], показывают, что перерегулирование вплоть до 25 % (большие значения в экспериментах не рассматривались) не снижает оценки лётчика при условии, что полоса пропускания и фазовое запаздывание удовлетворяют требованиям Уровня 1.

Для типа реакции *TRC*, в отличие от остальных, основное требование к характеристикам управляемости сформулировано во временной области. При этом типе реакции переходный процесс по скорости полёта при ступенчатом перемещении рычага управления должен иметь апериодический характер со временем срабатывания по уровню 63.2 % от установившегося значения от 2.5 до 5 с.

Требования *ADS-33* в целом более жёсткие, чем принятые в гражданских НЛГ, так что удовлетворение первым автоматически влечёт соответствие вторым.

Исключение составляет продольная статическая устойчивость по скорости, которая согласно *ADS-33* при средних и больших скоростях полёта может быть нейтральной, но является обязательной в случае гражданских НЛГ. Похожее по содержанию требование содержится и в НЛГ магистральных самолётов, однако практика показывает, что оно, по сути, устарело. На целом ряде современных самолётов с помощью алгоритмов ЭДСУ статическая устойчивость по скорости реализуется только вблизи нижней и верхней границ эксплуатационного диапазона скоростей, а в остальных случаях ЭДСУ обеспечивает нейтральную статическую устойчивость. Это позволяет снизить нагрузку на лётчика, в обычных условиях избавив его от необходимости постоянного снятия усилий с рычага управления при изменении скорости, и одновременно обеспечить эквивалентный уровень безопасности при приближении к ограничениям по скорости полёта. Для вертолётов единый общепринятый подход к данному вопросу пока не выработан, однако недавние исследования показывают, что приемлемыми в зависимости от различных факторов могут быть как наличие продольной статической устойчивости, так и статическая нейтральность [71]. С точки зрения сертификации, как и для самолётов, важна не статическая продольная устойчивость как таковая, а обеспечиваемый выбранными алгоритмами управления уровень безопасности полёта [76].

Таким образом, в стандарте *ADS-33* для каждого режима полёта от висения до максимальной скорости в зависимости от ряда условий определены:

- необходимые типы реакции для каждого из каналов управления;
- количественные требования к показателям устойчивости и управляемости в рамках этих типов реакции.

На основе этих данных задача синтеза алгоритмов системы управления, в том числе ЭДСУ, для вертолёта практически любого класса и назначения может быть в достаточной степени формализована.

Помимо требований к характеристикам устойчивости и управляемости с точки зрения оценки пилотажных свойств вертолёта лётчиком, к системам управления предъявляются также требования, связанные с устойчивостью

замкнутого контура «летательный аппарат — ЭДСУ». Хотя в настоящее время появляется всё больше исследований, в которых предлагаются новые подходы к оценке запасов устойчивости, учитывающие многосвязность алгоритмов современных ЭДСУ, а также эффекты, обусловленные резервированием в цифровых системах [77, 78], в инженерной практике и нормативных документах (в частности, в [79]) продолжают широко применяться методы классической теории управления. Применительно к системам управления летательных аппаратов это подразумевает наличие в каждом из каналов управления запасов не менее 6 дБ по амплитуде и не менее 45 град. по фазе.

### 1.3 Алгоритмы современных систем управления вертолётов

Поскольку, как уже сказано выше, стандарт *ADS-33* к настоящему моменту стал общепринятым при разработке вертолётов и ВКЛА как военного, так и гражданского назначения, алгоритмы систем управления, реализованные на современных и перспективных летательных аппаратах этих классов, являются, в значительной степени, демонстрацией различных подходов к выполнению требований этого стандарта [25, 65, 80, 81].

Следует отметить, что комплексные системы улучшения устойчивости и управляемости вертолётов реализуются не только как ЭДСУ, но и в рамках традиционных структур систем управления с механическими связями рычагов управления и силовых приводов. Обычно системы такого типа используется при модернизации вертолётов, когда полная замена обычной системы управления на ЭДСУ нецелесообразна по экономическим причинам. В качестве примера можно привести пилотажные комплексы серии ПКВ для вертолётов семейства Ми-8, разработанные КБПА [82], и систему управления с цифровым вычислителем для *Boeing CH-47F* [83]. Возможности таких систем по изменению характеристик устойчивости и управляемости оказываются ограниченными по сравнению с ЭДСУ, т.к. алгоритмы автоматизации управления могут использовать только короткоходовые сервоприводы с большой скоростью выходного звена или

относительно медленные исполнительные механизмы с большим ходом. При выходе этих устройств на ограничение по ходу или скорости характеристики устойчивости и управляемости ухудшаются до уровня неавтоматизированного вертолёта, что негативно оценивается лётчиками. В результате при разработке алгоритмов управления приходится идти на дополнительные компромиссы, из-за которых пилотажные характеристики оказываются ниже, чем у вертолётов с ЭДСУ [84].

Уже на первом этапе развития ЭДСУ позволили существенно улучшить пилотажные характеристики вертолётов, хотя и имели только один тип реакции в каждом из каналов управления. В дальнейшем, с накоплением опыта проектирования таких систем и получением новых результатов на летающих лабораториях с изменяемыми характеристиками устойчивости и управляемости, практически повсеместное распространение получили алгоритмы ЭДСУ, в которых реализовано два или более типов реакции, выбираемых автоматически в зависимости от режима полёта или вручную лётчиком в соответствии с условиями пилотирования. Такой подход закрепился с появлением стандарта *ADS-33*, который сделал наличие нескольких типов реакции фактически обязательным.

При этом минимальным по степени стабилизации вертолёта типом реакции для каналов тангажа и крена практически всегда является тип *RCAH*, который в соответствующих условиях, предусмотренных *ADS-33*, используется вместо типа *Rate*. Поскольку типы реакции *RC* и *RCAH* являются более «стабилизованными», чем *Rate*, но при этом не ограничивают маневренные возможности вертолёта, целесообразно рассматривать именно *RC* и *RCAH*, а не *Rate*, в качестве минимального уровня автоматизации для перспективных вертолётов с ЭДСУ.

Тип реакции *TRC* реализуется в окрестности режима висения — при скоростях относительно земной поверхности не более 5—8 м/с.

Переход между типами реакции может осуществляться как по желанию лётчика, так и автоматически. Выбор того или иного способа переключения между типами реакции является компромиссом между удобством управления и осведомлённостью лётчика о том, какие именно характеристики управляемости

имеет вертолёт в данный момент. При этом независимо от способа переключения, сопрягаются, как правило, типы реакции, соответствующие «соседним» уровням стабилизации, например, *ACAH* и *RCAH*, *TRC* и *ACAH*.

На зарубежных вертолётах получил распространение и комбинированный подход, при котором в ЭДСУ реализовано два уровня автоматизации управления, в первом из которых могут быть в полной мере реализованы маневренные возможности вертолёта, а во втором обеспечивается более высокий уровень стабилизации, лучше подходящий для полёта в сложных условиях визуального ориентирования и с разделением внимания. Переход между этими уровнями осуществляется вручную по команде лётчика, а в рамках каждого уровня может быть реализовано несколько типов реакции, переключение между которыми происходит автоматически в зависимости от скорости полёта.

Что касается используемых структур алгоритмов ЭДСУ, то широкое распространение на зарубежных вертолётах получили т.н. алгоритмы «с заданной явным образом эталонной моделью» (*explicit model following*) [24], которые далее в работе будут именоваться «алгоритмами типа *EMF*». Они часто применяются как на летающих лабораториях самолётного и вертолётного типа с изменяемыми в полёте характеристиками устойчивости и управляемости (например, *ATTHeS* и *ATTAS*), так и на серийных вертолётах и ВКЛА (в их числе *Boeing-Sikorsky RAH-66* и *Bell-Boeing V-22*). Общий принцип построения алгоритмов такого типа показан на рисунке 1.7.

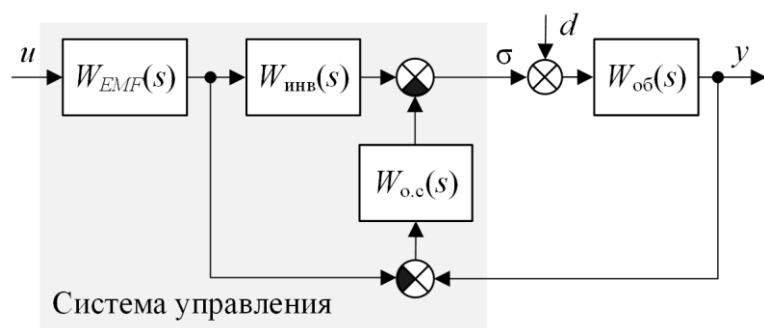


Рисунок 1.7 — Структурная схема алгоритмов типа *EMF*

В вычислителе ЭДСУ реализованы передаточные функции эталонной модели

$W_{EMF}(s)$ , обратной связи  $W_{o.c}(s)$  и инверсная передаточная функция объекта управления  $W_{inv}(s)$ , так что заданное отклонение органа управления  $\sigma$  формируется в соответствии со следующим алгоритмом:

$$\sigma = W_{inv}(s) W_{EMF}(s) u - W_{o.c}(s)(y - W_{EMF}(s) u),$$

где  $u$  — управляющее воздействие (перемещение рычага управления),  $y$  — выходная переменная (например, угловая скорость или нормальная перегрузка).

Если инверсия объекта управления  $W_{ob}(s)$  — неавтоматизированного самолёта или вертолёта — выполнена точно, т.е.  $W_{inv}(s)W_{ob}(s) = 1$ , то передаточная функция  $y$  по  $u$   $W_{y-u}(s)$  в точности соответствует произвольно заданной эталонной модели:  $W_{y-u}(s) = W_{EMF}(s)$ , — и не зависит от обратной связи  $W_{o.c}(s)$ . Реакция же системы на разного рода внешние возмущения зависит от обратной связи  $W_{o.c}(s)$ . В качестве примера можно рассмотреть передаточную функцию  $W_{y-d}(s)$  по возмущению  $d$ , непосредственно воздействующему на отклонение органа управления:

$$W_{y-d}(s) = \frac{W_{ob}(s)}{1 + W_{ob}(s)W_{o.c}(s)}.$$

Аналогичная картина будет иметь место и для любых других типов возмущений (в частности, ветровых), поступающих в замкнутый контур «объект управления — обратная связь системы управления» минуя эталонную и инверсную модели.

Отсюда виден основной принцип, реализуемый в системах с явной эталонной моделью, благодаря которому они и получили распространение на летающих лабораториях: характеристики устойчивости (в смысле реакции на возмущения) и управляемости (в смысле реакции на действия лётчика) могут выбираться независимо друг от друга: путём изменения, соответственно,  $W_{o.c}(s)$  и  $W_{EMF}(s)$ . В этом состоит основное отличие алгоритмов типа *EMF* от обычно применяемых в авиационных ЭДСУ, в которых и устойчивость, и управляемость обеспечиваются, главным образом, обратными связями, а сигнал лётчика подвергается лишь низкочастотной фильтрации, существенно не изменяющей динамику управляемого движения и служащей, в основном, для улучшения помехозащищенности системы

управления и уменьшения потребной скорости отклонения приводов при управляющих воздействиях. Именно для учёта особенностей алгоритмов типа *EMF* в стандарт *ADS-33* включены требования к устойчивости (например, в виде нормирования полосы подавления внешних возмущений  $\omega_{DRB}$ ), нехарактерные для других подобных нормативных документов.

Одна из очевидных сложностей на пути реализации алгоритмов с эталонной моделью — инверсия модели объекта управления — обычно преодолевается следующим образом. Во-первых, в структуре ЭДСУ передаточные функции  $W_{инв}(s)$  и  $W_{EMF}(s)$  могут быть объединены в одну, что снимает проблему физической реализуемости  $W_{инв}(s)$ , полюсов у которой обычно меньше, чем нулей. Во-вторых, условие  $W_{инв}(s)W_{об}(s) = 1$  должно выполняться, в первую очередь, в ограниченном частотном диапазоне, характерном для ручного управления, что позволяет не включать в  $W_{инв}(s)$  динамику ряда элементов системы управления, упростив таким образом структуру инверсной передаточной функции. При этом равенство  $W_{y-u}(s) = W_{EMF}(s)$ , строго говоря, перестаёт быть справедливым, однако на частотах ручного управления выполняется с достаточной для практических целей точностью.

В ЭДСУ вертолётов алгоритмы типа *EMF* реализуются в форме, упрощённо показанной на рисунке 1.8 на примере продольного канала управления.

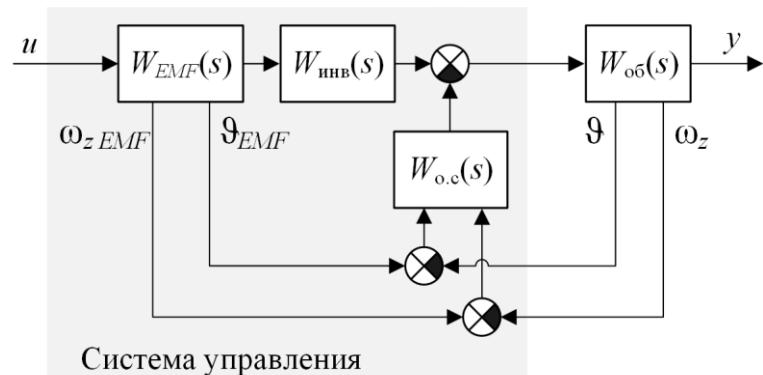


Рисунок 1.8 — Принцип построения алгоритмов типа *EMF* для продольного канала управления вертолёта

В контуре обратной связи используются сигналы скорости и угла тангажа,

что позволяет увеличить относительное демпфирование колебательных форм движения до уровня, соответствующего требованиям *ADS-33* для задач пилотирования с разделением внимания. При этом в установившемся режиме осуществляется стабилизация текущего угла тангажа, как это требуется для типов реакции *RCAH* и *ACAH*. Интегральная составляющая алгоритма обеспечивает заданные статические характеристики управляемости.

В качестве инверсной модели объекта обычно используется передаточная функция первого порядка, постоянная времени которой регулируется по режимам полёта. В некоторых реализациях алгоритмов ЭДСУ типа *EMF* используются инверсные модели и более сложной структуры — например, третьего порядка [85].

Для формирования сигнала заданного угла тангажа  $\vartheta_{EMF}$  в алгоритмах типа *EMF* используется эталонная модель  $W_{EMF}(s)$ , в операторной записи обычно принимаемая в виде:

- для типа реакции *ACAH*:  $W_{EMF}(s) = \frac{K\omega_0^2}{s^2 + 2\zeta\omega_0 s + \omega_0^2}$ ;
- для типа реакции *RCAH*:  $W_{EMF}(s) = \frac{K}{s(Ts + 1)}$ .

Параметры  $\zeta$ ,  $\omega_0$ ,  $T$  выбираются так, чтобы выполнить требования к динамике переходных процессов при управляющих воздействиях (в т.ч. обеспечить заданную полосу пропускания  $\omega_{BW}$ ), а коэффициент  $K$  — чтобы получить заданные статические характеристики управляемости. Отметим, что приведенная эталонная модель для типа реакции *RCAH* обеспечивает апериодический (без перерегулирования) переходный процесс по угловой скорости при ступенчатых управляющих воздействиях.

Переключение между типами реакции *RCAH* и *ACAH* может быть осуществлено путём реконфигурации  $W_{EMF}(s)$  без изменения структуры обратных связей и их передаточных коэффициентов.

Таким образом, достоинствами алгоритмов типа *EMF* являются:

1. Возможность независимого изменения характеристик устойчивости (в смысле реакции на возмущения) и управляемости (в смысле реакции на

действия лётчика);

2. Возможность переключения между различными типами реакции путём изменения эталонной модели при неизменной структуре обратных связей.

При этом, однако, для всех типов реакции, реализуемых алгоритмами типа *EMF*, требуются резервированные сигналы обратных связей не только по угловым скоростям, но и по углам тангажа, крена и рыскания. Кроме того, несмотря на относительную простоту таких алгоритмов, когда речь идёт об общем принципе и изолированном движении в одном канале управления, на практике их использование требует тесной взаимосвязи алгоритмов каналов тангажа, крена и рыскания.

Необходимость такой взаимосвязи вызвана тем, что пилот своими управляющими действиями задаёт желаемое угловое движение вертолёта в связанной системе координат, и в связанной же системе органы управления создают управляющие силы и моменты. В то же время, в обратных связях используются сигналы, заданные в нормальной системе координат — углы тангажа, крена и рыскания. В связи с этим в алгоритмах управления исходя из управляющих действий лётчика требуется сформировать заданное угловое положение вертолёта в нормальной системе координат, вычислить рассогласование между заданным и текущим угловым положением вертолёта, а затем преобразовать полученные сигналы в связанную систему для передачи их на органы управления. Как следствие, возникают сложности с обеспечением корректной работы алгоритмов при больших углах крена и тангажа, которые могут возникать как при нештатных ситуациях, связанных с попаданием в сложное пространственное положение на вертолётах любого класса, так и в обычном полёте высокоманевренных вертолётов [86]. При этом такая интеграция каналов управления не обусловлена собственными динамическими характеристиками вертолёта в части перекрёстных связей, а вызвана лишь выбранным способом построения алгоритмов ЭДСУ.

По этой же причине в некоторых случаях происходит неоправданное усложнение алгоритмов. Так при полёте со средними и большими скоростями

динамика поперечно-путевого движения вертолёта приближается к таковой у самолёта и, как правило, состоит из выраженных поперечного, бокового колебательного и спирального движений. При этом желаемый тип реакции *TC* исходя из опыта синтеза алгоритмов ЭДСУ для самолётов может быть получен с помощью достаточно простого закона управления с обратными связями по скоростям рыскания, крена и поперечной перегрузке. Вместо этого в алгоритмах типа *EMF* приходится использовать существенно более громоздкий и сложный в отработке алгоритм, в котором при развороте вертолёта по курсу в путевом канале ЭДСУ формируется сигнал заданного угла рыскания, как это показано на рисунке 1.9 [87, 88].

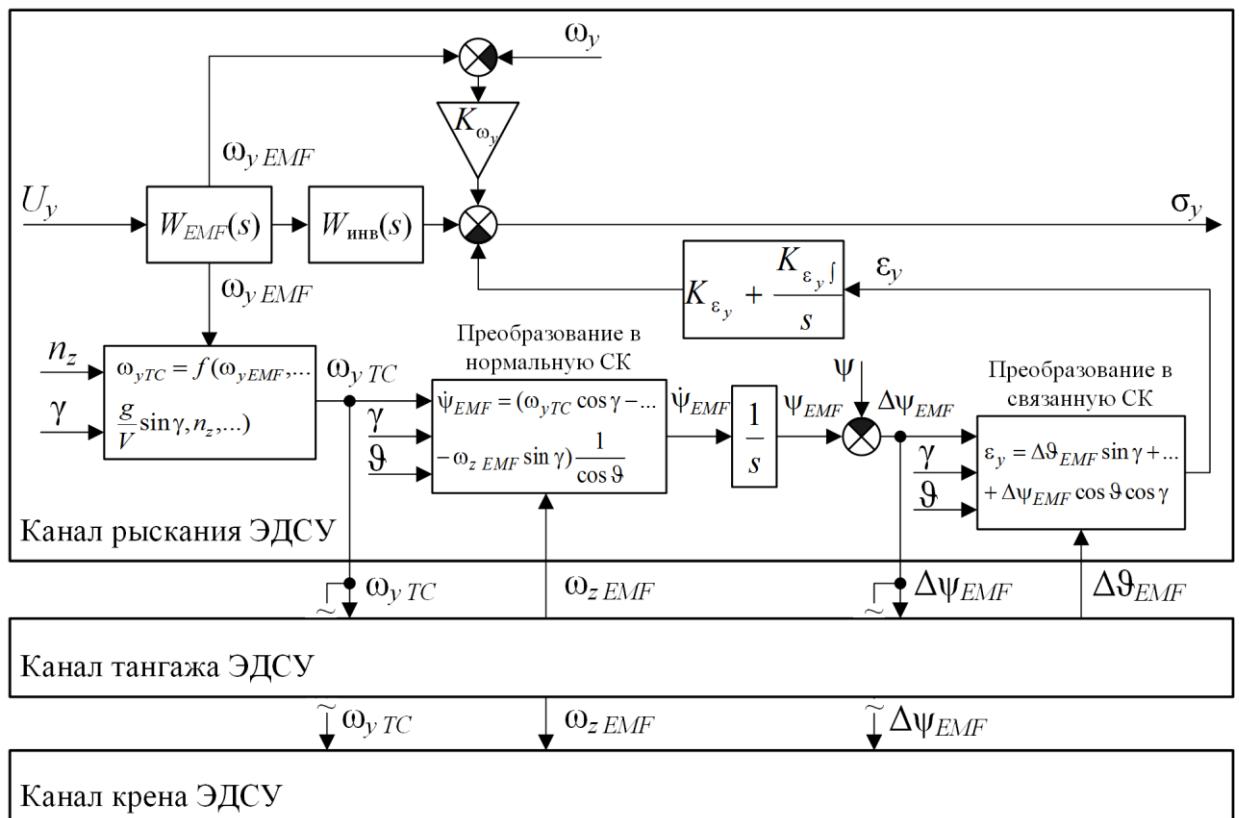


Рисунок 1.9 — Алгоритмы типа *EMF* для реализации типа реакции *TC* канале рыскания

Также может вызывать сложности и выбор инверсной модели. Хотя теоретически  $W_{\text{инв}}(s)$  должна соответствовать «обратной» динамике неавтоматизированного вертолёта в области средних частот, на практике для

получения приемлемых оценок лётчика иногда приходится существенно отклоняться от этого подхода, что усложняет синтез алгоритмов управления [89].

Исходя из сказанного выше алгоритмы типа *EMF* имеют следующие недостатки:

1. Необходимость тесной взаимосвязи каналов управления по тангажу крену и рысканию, приводящая к высокой сложности законов управления и трудностям при обеспечении работоспособности алгоритмов при больших углах тангажа и крена.
2. Высокие требования к информационному обеспечению алгоритмов: даже для минимального уровня автоматизации требуются резервированные сигналы обратных связей не только по угловой скорости и перегрузке, но также по углам тангажа, крена и рыскания.
3. Сложности при практическом выборе параметров инверсной модели объекта управления.

Таким образом, наряду с достоинствами, алгоритмы типа *EMF* применительно к вертолётам имеют и ряд недостатков, что делает актуальной задачу поиска альтернативных решений по структуре алгоритмов ЭДСУ, в которых не требуется взаимосвязь каналов управления сверх обусловленной собственной динамикой вертолёта, а сами алгоритмы лучше масштабируются для различных задач. Последнее подразумевает, что необходимый уровень информационного обеспечения ЭДСУ резервированными сигналами обратной связи должен увеличиваться сообразно требуемой степени автоматизации управления. В частности, для минимальной степени автоматизации — типов реакции *RC* и *TC* — должны использоваться только обратные связи по угловой скорости и перегрузке.

## 1.4 Выводы к главе 1

Таким образом, из изложенного в Главе 1 могут быть сделаны следующие основные выводы:

- в математической модели вертолёта, предназначенной для синтеза алгоритмов

ЭДСУ, помимо динамики вертолёта как твёрдого тела, должна учитываться динамика низкочастотных форм движения несущего винта, а в модель ЭДСУ должны быть включены элементы, предназначенные для обеспечения устойчивости высокочастотных форм движения несущего винта и аэроупругих колебаний конструкции;

- в качестве требований к характеристикам устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ целесообразно принять положения стандарта *ADS-33* в сочетании с общепринятыми в динамике летательных аппаратов требованиями к запасам устойчивости;
- исходя из требований стандарта *ADS-33*, а также технического уровня существующих и перспективных вертолётов с ЭДСУ, алгоритмы системы управления должны обеспечивать возможность реконфигурации между типами реакции *RC(AH)*, *ACAH*, *TRC*, *RC(DH)*, *TC*;
- в качестве минимального уровня автоматизации управления для перспективных вертолётов с ЭДСУ следует рассматривать типы реакции *RC* и *TC*;
- необходимый уровень информационного обеспечения ЭДСУ резервированными сигналами обратной связи должен увеличиваться сообразно требуемой степени автоматизации управления (в частности, для типов реакции *RC* и *TC* должны требоваться обратные связи только по угловой скорости и перегрузке).

При этом к универсальному алгоритму ЭДСУ, предназначенному для применения в широком диапазоне собственных динамических характеристик вертолётов и условий полёта, в отдельных случаях целесообразно предъявлять более высокие количественные требования, чем минимально допустимые для Уровня 1 согласно *ADS-33*, а именно:

- к полосе пропускания при малых скоростях полёта для всех каналов управления — как показано на рисунке 1.2б;
- к коэффициенту демпфирования колебаний —  $\zeta \geq 0.35$  независимо от канала управления, типа реакции и частоты колебаний;

- к характеру переходного процесса при типах реакции  $RC$  и  $RCAH$  — малое (желательно не более 10—15 %) перерегулирование по угловой скорости при ступенчатых входных воздействиях.

## 2 Интегральные многоконтурные реконфигурируемые алгоритмы ЭДСУ вертолёта

### 2.1 Общий принцип построения интегральных многоконтурных алгоритмов ЭДСУ вертолёта

Алгоритмы, используемые в системах управления летательных аппаратов, можно разделить на два класса: статические и интегральные. В статических алгоритмах для формирования сигнала автоматики, поступающего на орган управления, используется сумма сигналов прямых и обратных связей, умноженных на соответствующие передаточные коэффициенты. В интегральных к ним добавляется значение интеграла по времени от разности между заданным и текущим значением какого-либо параметра движения — угловой скорости, угла или перегрузки. Хотя интегральные алгоритмы с теоретической точки зрения исследовались с 1950-х гг., их практическое внедрение стало возможным лишь с появлением ЭДСУ, особенно с цифровыми вычислителями, в 1970-х — 1980-х гг. В нашей стране большой вклад в развитие интегральных алгоритмов ЭДСУ был сделан учёными ЦАГИ: Г.С. Бюшгенсом, В.Н. Матвеевым (гироскопические и перегрузочные интегральные алгоритмы продольного движения самолётов [16]), Ю.Ф. Шелюхиным, Ю.И. Диденко, С.Г. Баженовым (ЭДСУ магистральных пассажирских самолётов [18]), Ю.Г. Живовым, Ю.Б. Дубовым (ЭДСУ маневренных самолётов [17]), В.М. Кувшиновым (ЭДСУ скоростных вертолётов [21, 22]).

Достоинства и недостатки статических и интегральных алгоритмов управления летательных аппаратов хорошо изучены. Статические алгоритмы позволяют относительно просто добиться приемлемого диапазона динамических характеристик переходных процессов — перерегулирования, времени срабатывания и т.д. — при изменении параметров летательного аппарата (для самолёта — главным образом, центровки), однако статические характеристики

управляемости при этом изменяются в широких пределах. У интегральных алгоритмов статические характеристики всегда соответствуют желаемым, однако для достижения заданных динамических характеристик необходимо увеличивать передаточные коэффициенты сигналов обратных связей, что нежелательно, т.к. затрудняет обеспечение требуемых запасов устойчивости замкнутой системы «летательный аппарат — ЭДСУ» как в области частот твёрдого тела, так и на частотах аэроупругих колебаний. Кроме того, повышение передаточных коэффициентов ЭДСУ приводит к росту потребной скорости отклонения органов управления.

Однако преимущества ЭДСУ перед традиционными бустерными системами управления с ограниченным сигналом автоматики наиболее полно проявляются именно при использовании интегральных алгоритмов, т.к., в числе прочего, они позволяют точно ограничивать параметры движения летательного аппарата заданными величинами, что имеет большое значение с точки зрения безопасности полёта. В результате наибольшее распространение в ЭДСУ самолётов получили именно интегральные алгоритмы.

Все приведенные выше аргументы в пользу использования интегральных алгоритмов в ЭДСУ самолётов справедливы как для винтокрылых летательных аппаратов в целом, так и для вертолётов в частности. Кроме того, практически только с помощью интегральных алгоритмов на вертолёте можно получить тип реакции *RC*, который, как это следует из анализа, сделанного в Главе 1, следует рассматривать в качестве минимального уровня автоматизации на вертолётах с ЭДСУ.

Исходя из этого задача построения реконфигурируемых алгоритмов ЭДСУ вертолёта решается в два этапа. Сначала проводится синтез интегральных алгоритмов, не обладающих свойством реконфигурируемости, т.е. обеспечивающих единственный тип реакции в каждом из каналов управления. Целью этого этапа является исследование особенностей применения интегральных алгоритмов управления на вертолётах. Затем на основе полученного опыта алгоритмы преобразуются в многоконтурный вид, обеспечивающий возможность

их реконфигурации.

В качестве объекта управления для первого этапа исследования выбран беспилотный конвертоплан с поворотными мотогондолами на концах крыла, движение которого рассматривается на режимах висения и полёта с малыми скоростями [90]. В этом случае такой конвертоплан является, по сути, вертолётом поперечной схемы.

Поскольку рассматриваемый конвертоплан является беспилотным, внутренний контур его системы управления, иерархически соответствующий ЭДСУ пилотируемых ЛА, используется для ручного управления только в резервном режиме — при отказе контура автоматического управления или в процессе отработки его алгоритмов. В связи с этим во внутреннем контуре могут быть реализованы нереконфигурируемые алгоритмы управления с единственным типом реакции в каждом из каналов, в качестве которых выбраны: *TRC* для продольного и поперечного управления и *RC* — для путевого.

Благодаря практически отсутствующему при поперечной схеме взаимодействию продольного и бокового движения синтез алгоритмов управления может быть выполнен раздельно для продольного и поперечно-путевого каналов ЭДСУ. Линеаризованные уравнения возмущенного продольного и бокового движения конвертоплана в связанной системе координат с учётом низкочастотной составляющей динамики несущих винтов, аппроксимированной чистым запаздыванием  $\tau_{HB} = 0.05$  с, имеют вид:

$$\begin{cases} m\dot{V}_x = X^{V_x}V_x + X^{V_y}V_y + X^{\omega_z}\omega_z - mg \cos \vartheta_0 \cdot \vartheta + X^{\delta_z} \cdot \delta_z(t - \tau_{HB}) + X^{\delta_h} \cdot \delta_h(t - \tau_{HB}), \\ m\dot{V}_y = Y^{V_x}V_x + Y^{V_y}V_y - mV_0\omega_z + mg \sin \vartheta_0 \cdot \vartheta + Y^{\delta_z} \cdot \delta_z(t - \tau_{HB}) + Y^{\delta_h} \cdot \delta_h(t - \tau_{HB}), \\ I_z\dot{\omega}_z = M_z^{V_x}V_x + M_z^{V_y}V_y + M_z^{\omega_z}\omega_z + M_z^{\delta_z} \cdot \delta_z(t - \tau_{HB}) + M_z^{\delta_h} \cdot \delta_h(t - \tau_{HB}), \\ \dot{\vartheta} = \omega_z, \end{cases} \quad (2.1)$$

$$\begin{cases} m\dot{V}_z = Z^{V_z}V_z + Z^{\omega_x}\omega_x + Z^{\omega_y}\omega_y + mg \cos \vartheta_0 \cdot \gamma + Z^{\delta_y} \cdot \delta_y(t - \tau_{HB}) + Z^{\delta_x} \cdot \delta_x(t - \tau_{HB}), \\ I_x\dot{\omega}_x = M_x^{V_z}V_z + M_x^{\omega_x}\omega_x + M_x^{\omega_y}\omega_y + M_x^{\delta_y} \cdot \delta_y(t - \tau_{HB}) + M_x^{\delta_x} \cdot \delta_x(t - \tau_{HB}), \\ I_y\dot{\omega}_y = M_y^{V_z}V_z + M_y^{\omega_x}\omega_x + M_y^{\omega_y}\omega_y + M_y^{\delta_y} \cdot \delta_y(t - \tau_{HB}) + M_y^{\delta_x} \cdot \delta_x(t - \tau_{HB}), \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \omega_y \operatorname{tg} \vartheta_0, \end{cases} \quad (2.2)$$

где в качестве управления используются симметричное ( $\delta_z$ ) и дифференциальное ( $\delta_y$ ) изменение циклического шага винтов и симметричное ( $\delta_h$ ) и дифференциальное ( $\delta_x$ ) изменение общего шага винтов.

На режиме висения с балансировочным углом тангажа  $\vartheta_0 \approx 0$  системы уравнений (2.1) и (2.2) с учётом особенностей динамики рассматриваемого конвертоплана (у него, в частности,  $Y^{\delta_z} \approx 0$ ,  $M_z^{\delta_h} \approx 0$ ) могут быть упрощены и записаны в виде:

$$\begin{cases} m\dot{V}_x = X^{V_x}V_x - mg\vartheta + X^{\delta_z} \cdot \delta_z(t - \tau_{HB}), \\ I_z\dot{\omega}_z = M_z^{V_x}V_x + M_z^{\omega_z}\omega_z + M_z^{\delta_z} \cdot \delta_z(t - \tau_{HB}), \\ \dot{\vartheta} = \omega_z, \end{cases} \quad (2.3)$$

$$m\dot{V}_y = Y^{V_y}V_y + Y^{\delta_h} \cdot \delta_h(t - \tau_{HB}), \quad (2.4)$$

$$\begin{cases} m\dot{V}_z = Z^{V_z}V_z + Z^{\omega_x}\omega_x + mg\gamma, \\ I_x\dot{\omega}_x = M_x^{V_z}V_z + M_x^{\omega_x}\omega_x + M_x^{\delta_x} \cdot \delta_x(t - \tau_{HB}), \\ \dot{\gamma} = \omega_x, \end{cases} \quad (2.5)$$

$$I_y\dot{\omega}_y = M_y^{\omega_y}\omega_y + M_y^{\delta_y} \cdot \delta_y(t - \tau_{HB}), \quad (2.6)$$

где верхний индекс обозначает частную производную величины по указанной переменной.

Уравнения (2.3)–(2.6) описывают, соответственно, изолированное изменение продольной, вертикальной и поперечной скоростей и вращение по рысканию.

На режиме висения поступательному продольному движению (2.3) соответствует пара малых по модулю «неустойчивых» комплексно-сопряженных собственных чисел  $\lambda_{1,2} \approx 0.14 \pm 0.43i$  и относительно большое по модулю «устойчивое» действительное собственное число  $\lambda_3 \approx -0.7$ . Поперечное движение (2.5) характеризуется тремя действительными собственными числами: двумя малыми по модулю ( $\lambda_1 \approx 0.32$  и  $\lambda_2 \approx -0.48$ ) и одним относительно большим ( $\lambda_3 \approx -2.3$ ). Путевое движение (2.6) — апериодическое с  $\lambda \approx -0.41$ . Таким образом, характеристики собственного движения конвертоплана с точки зрения требований

устойчивости и управляемости на режиме висения неудовлетворительны: продольное и поперечное движение неустойчиво, а путевое хоть и устойчиво, но обладает чрезмерно большой постоянной времени  $T = -1/\lambda \approx 2.5$  с.

Исходя из управляемых переменных (поступательных скоростей для типа реакции  $TRC$  и угловых — для  $RC$ ) и имеющегося в ЭДСУ типового для ЛА набора сигналов обратных связей для продольного, поперечного и путевого каналов ЭДСУ конвертоплана выбраны интегральные законы управления следующей структуры:

$$\sigma_z = K_{u_z} V_{x \text{ зад}} - K_{\omega_z} (\omega_z + k_9 \vartheta) + K_{V_x} V_x + K_{V_x} \int_0^t (V_x - V_{x \text{ зад}}) dt, \quad (2.7)$$

$$\sigma_x = K_{u_x} V_{z \text{ зад}} + K_{\omega_x} (\omega_x + k_7 \gamma) + K_{V_z} V_z + K_{V_z} \int_0^t (V_z - V_{z \text{ зад}}) dt, \quad (2.8)$$

$$\sigma_y = K_{u_y} \omega_{y \text{ зад}} + K_{\omega_y} \omega_y + K_{\omega_y} \int_0^t (\omega_y - \omega_{y \text{ зад}}) dt, \quad (2.9)$$

где  $\sigma_{z(x,y)}$  — заданное отклонение соответствующего органа управления.

При синтезе алгоритмов управления учтена динамика исполнительной части ЭДСУ: для приводов общего и циклического шага винтов используются модели второго порядка с ограничением скорости и хода выходного звена.

Для определения коэффициентов прямых и обратных связей использован подход, изложенный в [21, 22] применительно к интегральным ЭДСУ скоростных вертолётов. Согласно этому подходу сначала выбираются параметры статической части алгоритма управления, так чтобы при ступенчатых входных воздействиях они обеспечивали выход на установившиеся значения управляемых параметров на 20—30 % менее заданных с приемлемой динамикой, определяемой временем срабатывания и относительным перерегулированием. Добавляемая на втором этапе интегральная часть алгоритма управления обеспечивает точный выход на заданные значения управляемых параметров при сохранении динамических показателей переходных процессов на приемлемом уровне.

С использованием данного подхода и метода корневого годографа определены рациональные значения передаточных коэффициентов алгоритмов ЭДСУ (2.7)–(2.9), с которыми достигаются следующие параметры

доминирующих собственных чисел замкнутой системы «конвертоплан — ЭДСУ»:

- в продольном канале управления: пара комплексно-сопряженных чисел с недемпфированной частотой  $\omega_0 \approx 1 \text{ с}^{-1}$  и относительным демпфированием  $\zeta \approx 0.7$ ;
- в поперечном канале управления: пара комплексно-сопряженных чисел с недемпфированной частотой  $\omega_0 \approx 0.75 \text{ с}^{-1}$  и относительным демпфированием  $\zeta \approx 0.85$ ;
- в путевом канале управления: действительное собственное число  $\lambda \approx -2.5 \text{ с}^{-1}$ .

Примеры переходных процессов при ступенчатых управляющих воздействиях приведены на рисунке 2.1.

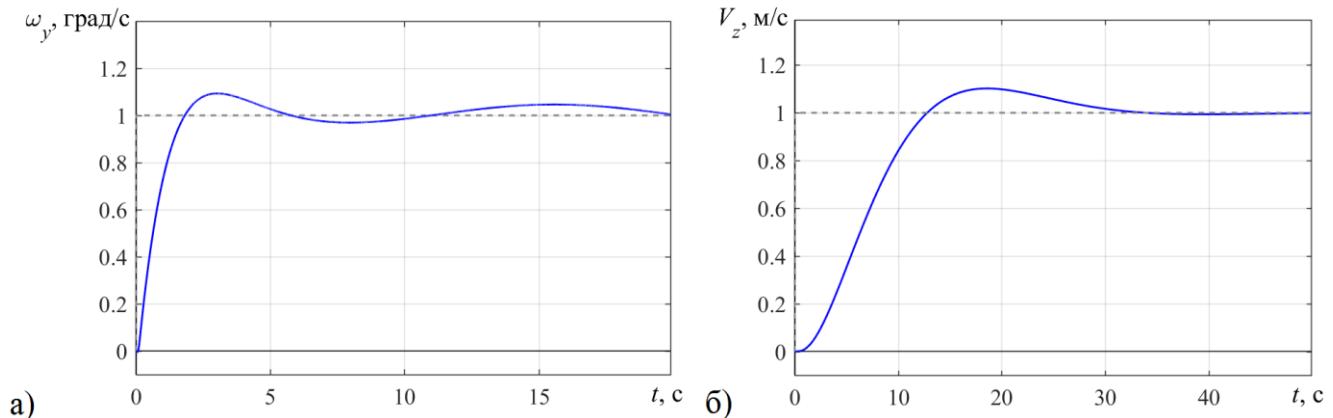


Рисунок 2.1 — Переходные процессы конвертоплана с ЭДСУ на «вертолётном» режиме при единичном ступенчатом управляющем воздействии в каналах рыскания (а) и крена (б)

Характер процессов во всех каналах ЭДСУ характеризуется перерегулированием не более 10 %, а время срабатывания — приемлемое как для ручного управления конвертопланом, так и при работе ЭДСУ по сигналам системы автоматического управления.

Результаты, полученные на данном этапе, показывают, что интегральные алгоритмы управления могут быть использованы для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости вертолётов. При этом, несмотря на особенности динамики вертолётов, для выбора параметров алгоритма применимы подходы, разработанные для самолётов и скоростных вертолётов.

Однако алгоритмы (2.7)–(2.9) синтезированы без учёта требований стандарта *ADS-33* по обеспечению различных типов реакции в зависимости от условий полёта. Поскольку целью данной работы является создание реконфигурируемого алгоритма управления, с которым динамика вертолёта удовлетворяла бы набору требований, имеющему в своей основе стандарт *ADS-33*, структура законов управления (2.7)–(2.9) (в первую очередь, в каналах крена и тангажа) должна быть пересмотрена. За основу при этом может быть взят алгоритм канала рыскания (2.9), обеспечивающий тип реакции *RC* с заданными статическими характеристиками управляемости. В структуру алгоритма целесообразно включить фильтр  $W_k(s)$ , предназначенный для коррекции АФЧХ замкнутой системы в области частот движения вертолёта как твердого тела, как это показано на рисунке 2.2. Вид и характеристики этого фильтра будут определены далее вместе с остальными параметрами алгоритмов ЭДСУ.

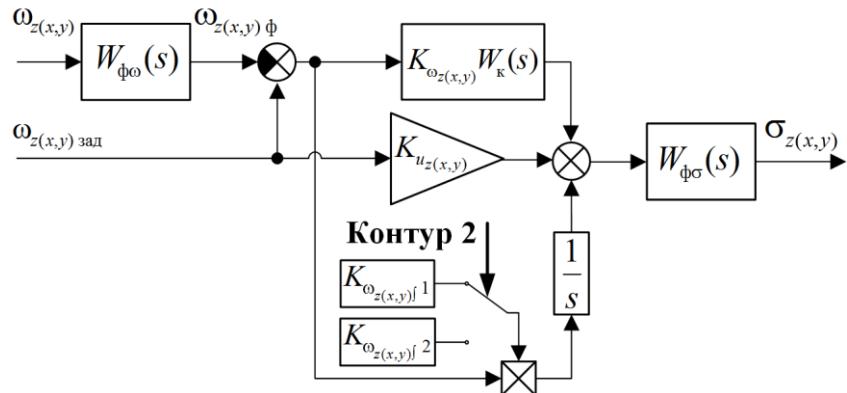


Рисунок 2.2 — Алгоритм внутреннего контура ЭДСУ

Фильтры  $W_{\phi\omega}(s)$  и  $W_{\phi\sigma}(s)$  необходимы для улучшения помехозащищенности ЭДСУ и обеспечения устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» в области высоких частот, существенно превышающих характерные частоты ручного управления.

В результате интегральный алгоритм принимает следующий вид:

$$\sigma = W_{\phi\sigma}(s) \left[ K_u \omega_{\text{зад}} + K_\omega W_k(s) (\omega_{\text{зад}} - W_{\phi\omega}(s) \omega) + \frac{K_{\omega\int}}{s} (\omega_{\text{зад}} - W_{\phi\omega}(s) \omega) \right] \quad (2.10)$$

где  $\omega$  и  $\omega_{\text{зад}}$  — текущая и заданная угловая скорость тангажа, крена или рыскания (в зависимости от канала управления),  $\sigma$  — сигнал заданного отклонения силовых приводов органов управления вертолёта. Далее будем называть (2.10) интегральным алгоритмом традиционной структуры, чтобы подчеркнуть его отличие от интегрального алгоритма с эталонной моделью, который будет рассмотрен в Главе 3.

Интегральный алгоритм (2.10) может быть использован во внутреннем контуре многоконтурного реконфигурируемого алгоритма ЭДСУ, структурная схема которого показана на рисунке 2.3. Внутренний контур такого алгоритма, обеспечивающий вертолёту тип реакции  $RC$ , замкнут постоянно. Реконфигурация осуществляется путём подключения 2-го и 3-го контуров с помощью логических сигналов, обозначенных на структурной схеме «Контур 2» и «Контур 3», и может происходить как автоматически, так и по команде лётчика в зависимости от условий полета.

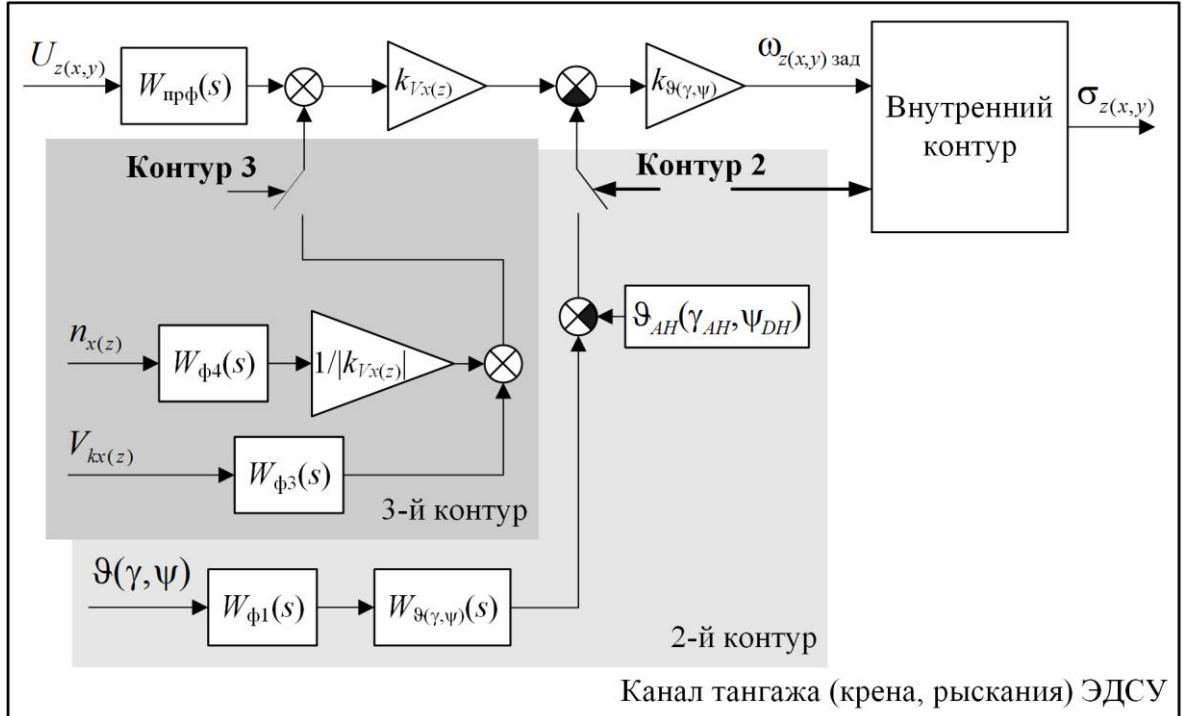


Рисунок 2.3 — Принципиальная схема реконфигурируемого многоконтурного алгоритма ЭДСУ вертолёта

Сигналы обратных связей 2-го и 3-го контуров имеют фильтры,

обозначенные на рисунке 2.3  $W_{\phi 1}(s)$ ,  $W_{\phi 3}(s)$  и  $W_{\phi 4}(s)$ , назначение которых аналогично фильтрам внутреннего контура. Кроме того, во 2-м контуре предусмотрен фильтр  $W_{\theta(\gamma, \psi)}(s)$ , служащий, как и  $W_k(s)$  внутреннего контура, для коррекции АФЧХ замкнутой системы в области частот движения вертолёта как твердого тела.

С помощью второго контура с пропорциональной обратной связью по углу реализуется тип реакции *RCAH* (или *RCDH*) или *ACAH*, в зависимости от того, в какие моменты времени замкнута цепь обратной связи, управляемая сигналом «Контур 2». Если это происходит только при освобождённом рычаге управления, второй контур алгоритма обеспечивает тип реакции *RCAH (RCDH)*, а если постоянно, независимо от того, освобождён рычаг управления или нет, — то тип реакции *ACAH*. В первом случае в качестве сигнала заданного углового положения используется значение, зафиксированное на момент подключения второго контура и обозначенное на схеме  $\vartheta_{AH}$ ,  $\gamma_{AH}$  и  $\psi_{DH}$ , соответственно, для каналов тангажа, крена и рыскания. Во втором случае сигнал заданного углового положения формируется лётчиком путём отклонения рычага управления.

Интегральная часть алгоритма управления при совместной работе внутреннего и второго контуров в каналах тангажа и крена имеет вид

$$-K_{\omega_z} \int_0^t [\omega_z + k_9 (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}})] dt \quad \text{и} \quad K_{\omega_x} \int_0^t [\omega_x + k_\gamma (\gamma - \gamma_{\text{зад}})] dt, \quad \text{соответственно.}$$

В изолированном движении тангажа и крена, когда выполняются равенства  $\dot{\vartheta} = \omega_z$  и  $\dot{\gamma} = \omega_x$ , выбранная структура алгоритма обеспечивает заданные статические характеристики по углам тангажа и крена (т.е. выполнение в установившемся движении равенств  $\vartheta = \vartheta_{\text{зад}}$  и  $\gamma = \gamma_{\text{зад}}$ ) при типе реакции *ACAH*, несмотря на наличие интеграла только во внутреннем контуре управления. Для исключения статических ошибок по угловому положению в пространственном движении при больших скоростях полёта, когда соотношения  $\dot{\vartheta} = \omega_z$  и  $\dot{\gamma} = \omega_x$  не выполняются, в алгоритм управления могут быть включены соответствующие корректирующие сигналы [18]. Наличие таких сигналов принципиально не меняет структуру алгоритмов

управления и не сказывается на выборе основных параметров — коэффициентов прямых и обратных связей, корректирующих фильтров и т.п.

Для обеспечения типа реакции *TRC* служит третий контур, работающий совместно со вторым, и имеющий для этого пропорциональную обратную связь по продольной или поперечной составляющей скорости полета. Если бы в третьем контуре рассматриваемого алгоритма отсутствовали другие обратные связи, заданные статические характеристики по скорости полёта в режиме *TRC* не обеспечивались бы. Причина состоит в том, что интегральная составляющая закона управления при совместной работе трёх контуров ЭДСУ имела бы в этом случае

вид  $-K_{\omega_z} \int_0^t \{\omega_z + k_9 [\vartheta - k_{V_x} (V_x - V_{x \text{ зад}})]\} dt$  для продольного канала и

$K_{\omega_x} \int_0^t \{\omega_x + k_\gamma [\gamma - k_{V_z} (V_z - V_{z \text{ зад}})]\} dt$  — для поперечного. В то же время продольное и

поперечное ускорение при отсутствии вращения ( $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0$ ) равно, соответственно,  $g(n_x - \sin \vartheta)$  и  $g(n_z + \cos \vartheta \sin \gamma)$ .

Вторые слагаемые приведенных выражений аппроксимируются обратными связями по углам тангенса и крена второго контура алгоритма, а наличие первых вызвало бы статическую ошибку в установившемся движении:  $V_{x \text{ уст}} \approx V_{x \text{ зад}} + gn_x / k_{V_x} \neq V_{x \text{ зад}}$ ,  $V_{z \text{ уст}} \approx V_{z \text{ зад}} + gn_z / k_{V_z} \neq V_{z \text{ зад}}$ . Для исключения статической ошибки в третий контур введена обратная связь по перегрузке, которая в сумме с позиционной обратной связью второго контура дает приближенное значение продольного или поперечного ускорения.

Настройки алгоритмов целесообразно выбирать так, чтобы при замыкании каждого следующего контура не требовалось изменение параметров предыдущих. В этом случае настройку алгоритмов управления можно осуществлять поэтапно: сначала только внутренний контур, затем второй контур при зафиксированных параметрах внутреннего и т.д. При этом на каждом на каждом их этапов выбирается или уточняется относительно небольшое количество параметров алгоритмов, относящихся только к одному из контуров, что в целом упрощает и ускоряет

процесс отработки ЭДСУ.

Таким образом, разработанный многоконтурный реконфигурируемый алгоритм позволяет решить задачу обеспечения различных типов реакции вертолёта, как того требует стандарт *ADS-33*. С помощью этого алгоритма могут быть реализованы типы реакции *RC* (внутренний контур), *RCAH* (*RCDH*) и *ACAH* (второй контур), *TRC* (третий контур). Его структура подходит для продольного, поперечного и путевого каналов управления. При этом в продольном и поперечном каналах он может использоваться во всём диапазоне скоростей полёта, а в путевом — на режимах висения и малых поступательных скоростей. Изменения структуры алгоритма внутреннего контура канала рыскания, необходимые для обеспечения координации разворота при больших скоростях полёта в соответствии с требованиями *ADS-33*, будут рассмотрены в Главе 4.

## 2.2 Методика оценки характеристик устойчивости и управляемости вертолётов с ЭДСУ с помощью эквивалентных моделей динамики

Для выбора параметров алгоритмов управления вертолётов в рамках заданной структуры большое распространение получили методы оптимизации, позволяющие одновременно учесть всевозможные ограничения и в каждом конкретном случае выбрать настройки ЭДСУ, наилучшим образом соответствующие заданным требованиям (обзор одного из таких подходов дан в [36]). Тем не менее, несмотря на все свои достоинства, выбор параметров алгоритмов ЭДСУ с помощью оптимизации затрудняет выявление общих закономерностей, которые могут быть полезны, в частности, для оценки достижимого уровня характеристик устойчивости и управляемости вертолёта на ранних этапах проектирования, когда точные значения различных параметров как самого вертолёта, так и его системы управления либо еще неизвестны, либо, наоборот, должны быть заданы исходя из требований к динамике.

Это делает целесообразным применение аналитических методик синтеза с упрощенными эквивалентными моделями динамики вертолёта. Полученные с их

помощью результаты могут использоваться как непосредственно, так и в качестве начального приближения для более точных оптимизационных методов при выборе параметров алгоритмов ЭДСУ на конечном этапе проектирования вертолёта.

Одна из таких методик, предложенная в работе [19] для синтеза алгоритмов управления самолёта, состоит в следующем:

- элементы системы управления со свойствами низкочастотных фильтров заменяются эквивалентным запаздыванием  $\tau_\Sigma$ ;
- модель неавтоматизированного летательного аппарата упрощается путём исключения из неё параметров, слабо влияющих на динамику замкнутой системы в рассматриваемом диапазоне частот;
- в передаточной функции системы вводится безразмерная переменная Лапласа  $\tilde{s} = \tau_\Sigma s$ ;
- производится линейное преобразование  $\hat{s} = \tilde{s} + \tilde{\xi}$ , где  $\tilde{\xi}$  — безразмерный параметр, зависящий от характеристик неавтоматизированного самолёта.

С помощью этих преобразований удаётся существенно сократить число параметров в рассматриваемой системе, что значительно упрощает анализ её характеристик устойчивости и управляемости. При этом результаты качественно соответствуют полученным на полной модели, несколько отличаясь от них количественно. Применительно к динамике продольного движения самолёта с демпфером тангажа упрощенная передаточная функция разомкнутой системы, полученная в [19], имеет вид:

$$W_{p.c}(\hat{s}) = \frac{\hat{K} \hat{s}}{(\hat{s}^2 + \hat{\omega}_*^2)} e^{-\hat{s}},$$

т.е. зависит только от двух безразмерных параметров: общего коэффициента усиления  $\hat{K}$  и частоты  $\hat{\omega}_*$ . В результате анализа свойств этой системы определяются коэффициент усиления на верхней границе устойчивости  $\hat{K}_{rp}$  и соответствующая ему критическая частота  $\hat{\omega}_{kp}$ , рациональный диапазон значений  $\hat{K}$  и предельные возможности рассматриваемого алгоритма управления по

изменению демпфирования короткопериодического движения.

Для использования этого подхода для анализа динамики вертолёта с ЭДСУ получим соответствующие упрощённые передаточные функции, исходя из структурной схемы замкнутой системы, приведенной на рисунке 2.4. При этом будем подразумевать, что рассматривается динамика одновинтового вертолёта с рулевым винтом, т.к. такая схема является наиболее распространённой для вертолётов всех классов. О применимости полученных результатов к вертолётам других схем будет сказано далее.

Хотя вертолёты, вообще говоря, не являются симметричными относительно вертикальной плоскости, проходящей через центр масс, ни в геометрическом, ни в аэродинамическом смысле, в практике исследования характеристик устойчивости и управляемости и синтеза алгоритмов системы управления широко используются разделение полных уравнений (1.1) на уравнения изолированного продольного и бокового движения [13, 91, 92]. Такая возможность связана с тем, что при наличии угловой стабилизации, которая на ранних этапах развития средств автоматизации управления вертолётов обеспечивалась автопилотом, а в современных системах управления реализуется и при ручном управлении (например, при типах реакции *RCAH*, *ACAH*, *RCDH*), степень перекрёстного взаимодействия движений по различным осям существенно снижается. Кроме того, в алгоритмы современных ЭДСУ, как правило, вводятся перекрёстные прямые и обратные связи, специально предназначенные для уменьшения этого взаимодействия.

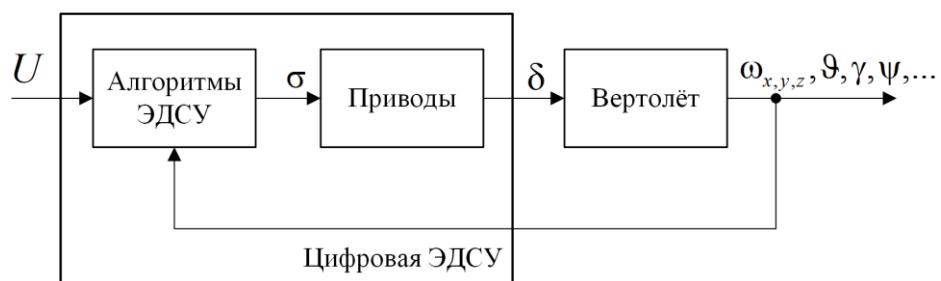


Рисунок 2.4 — Структурная схема замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ»

С учётом этих допущений, на режиме висения и при малых скоростях полета изолированное продольное движение разделяется на вертикальное и тангажно-

поступательное (называемое далее для краткости продольным), управляемые, соответственно, общим и циклическим шагом несущего винта. При квазистатическом представлении динамики несущего винта передаточная функция  $W_{\omega_z}(s)$  скорости тангажа  $\omega_z$  по изменению циклического шага  $\delta_z$  в продольном движении вертолёта имеет вид:

$$W_{\omega_z}(s) = \frac{\bar{M}_z^{\delta_z} s (s - \bar{X}^{V_x})}{s^3 - (\bar{X}^{V_x} + \bar{M}_z^{\omega_z}) s^2 + \bar{X}^{V_x} \bar{M}_z^{\omega_z} s + g \bar{M}_z^{V_x}}, \quad (2.11)$$

где  $\bar{M}_z^{\delta_z} = \frac{1}{I_z} \frac{\partial M_z}{\partial \delta_z}$ ,  $\bar{M}_z^{\omega_z} = \frac{1}{I_z} \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z}$ ,  $\bar{M}_z^{V_x} = \frac{1}{I_z} \frac{\partial M_z}{\partial V_x}$ ,  $\bar{X}^{V_x} = \frac{1}{m_{\text{в}}} \frac{\partial X}{\partial V_x}$ .

У  $W_{\omega_z}(s)$  есть пара комплексно-сопряженных полюсов в правой полуплоскости, сравнительно большой по абсолютной величине действительный полюс в левой полуплоскости и действительный ноль вблизи начала координат. Изменение положения нулей и полюсов  $W_{\omega_z}(s)$  с ростом скорости полёта зависит от конструктивных и аэродинамических особенностей вертолёта.

Боковое движение вертолёта на режиме висения может быть разделено на изолированное поперечное:

$$W_{\omega_x}(s) = \frac{\bar{M}_x^{\delta_x} s (s - \bar{Z}^{V_z})}{s^3 - (\bar{Z}^{V_z} + \bar{M}_x^{\omega_x}) s^2 + \bar{Z}^{V_z} \bar{M}_x^{\omega_x} s - g \bar{M}_x^{V_z}} \quad (2.12)$$

и изолированное путевое:

$$W_{\omega_y}(s) = \frac{\bar{M}_y^{\delta_y}}{s - \bar{M}_y^{\omega_y}}, \quad (2.13)$$

где  $W_{\omega_x}(s)$  — передаточная функция скорости крена  $\omega_x$  по изменению циклического шага  $\delta_x$ , а  $W_{\omega_y}(s)$  — передаточная функция скорости рыскания  $\omega_y$  по изменению общего шага рулевого винта  $\delta_y$ . Условием, при котором такое разделение становится возможным, является точная стабилизация угла рыскания (для получения выражения (2.12)) или угла крена (для получения выражения (2.13)).

Расположение нулей и полюсов  $W_{\omega_x}(s)$  качественно такое же, как у  $W_{\omega_z}(s)$ , а количественные отличия связаны с тем, что по абсолютному значению  $\bar{M}_x^{\omega_x}$  обычно в несколько раз больше, чем  $\bar{M}_z^{\omega_z}$ :  $\bar{M}_x^{\omega_x} / \bar{M}_z^{\omega_z} \approx I_z / I_x = 3—5$ , где  $I_x$  и  $I_z$  — моменты инерции вертолёта относительно продольной и поперечной осей.

Как показано в [14], при частотах  $\omega > 1 \text{ c}^{-1}$  определяющее влияние на изолированное продольное, поперечное и путевое движение вертолёта оказывают демпфирующие моменты  $\bar{M}_z^{\omega_z}$ ,  $\bar{M}_x^{\omega_x}$  и  $\bar{M}_y^{\omega_y}$ , соответственно. В результате передаточные функции скоростей тангажа (2.11) и крена (2.12) достаточно точно аппроксимируются выражением, совпадающим с передаточной функцией скорости рыскания (2.13), так что в этом диапазоне частот:

$$W_{\omega_{z(x,y)}}(s) = \frac{\bar{M}^{\delta_{z(x,y)}}}{s - \bar{M}_{z(x,y)}^{\omega_{z(x,y)}}} \quad (2.14)$$

Далее для краткости вместо обозначения  $\bar{M}_{z(x,y)}^{\omega_{z(x,y)}}$  будем использовать  $\bar{M}^{\omega}$ .

Сравнение АФЧХ, соответствующих передаточным функциям  $W_{\omega_{z(x,y)}}(s)$ , полученным из уравнений полного пространственного движения, изолированного продольного и бокового движения и по упрощённой модели (2.14) для типичных лёгкого, среднего и тяжёлого одновинтовых вертолётов с шарнирным несущим винтом, линейные модели динамики которых взяты из [44], приведено на рисунке 2.5.

Во всех рассмотренных случаях три указанных АФЧХ для каждого вертолёта и канала управления при частотах  $\omega > 0.8—1.2 \text{ c}^{-1}$  отличаются не более чем на 3 дБ по амплитуде и 5 град. по фазе, что подтверждает возможность использования эквивалентной модели (2.14) для задач синтеза алгоритмов ЭДСУ при указанных условиях. При этом отличия между АФЧХ эквивалентной и полных моделей при  $\omega < 0.8—1.2 \text{ c}^{-1}$  не играет существенной роли, т.к. в этом диапазоне частот интегральные алгоритмы управления обеспечивают высокий коэффициент усиления разомкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ», что значительно уменьшает влияние динамики неавтоматизированного вертолёта как таковой на

характеристики устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ.

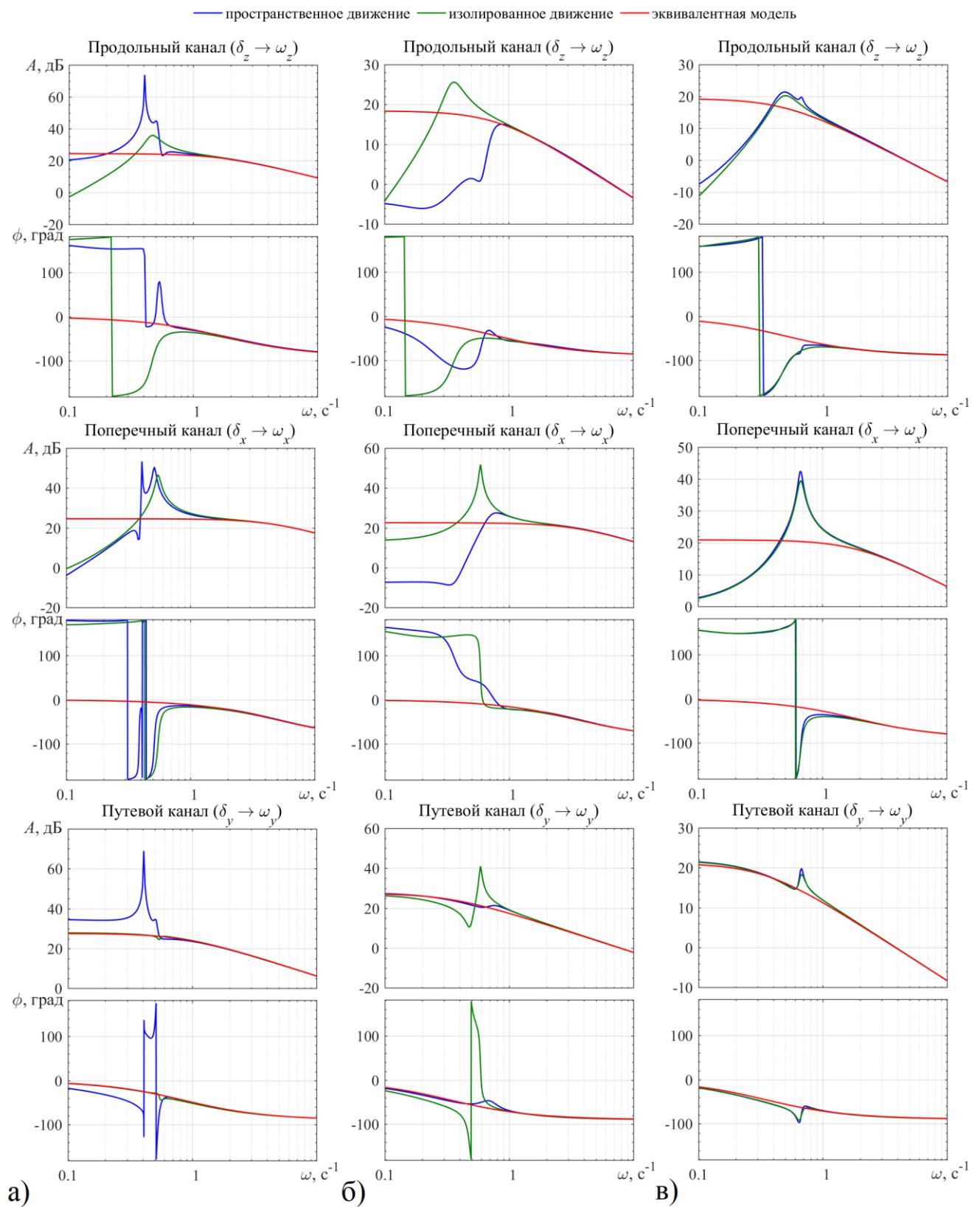


Рисунок 2.5 — Сравнение АФЧХ в каналах тангажа, крена и рыскания для лёгкого (а), среднего (б) и тяжелого (в) вертолётов

Если учесть низкочастотную динамику движения лопастей несущего винта в плоскости взмаха, передаточная функция (2.14) в каналах тангажа и крена принимает вид [48, 40]:

$$W_{\omega_{z(x)}}(s) = \frac{\bar{M}_{z(x)}^{\delta_{z(x)}}}{\tau_{\text{HB}} s^2 + s - \bar{M}_{z(x)}^{\omega_{z(x)}}} \quad (2.15)$$

Верхняя граница применимости аппроксимации (2.15) составляет  $\omega \approx 15 \text{ c}^{-1}$ . При выводе (2.15) сделано допущение, что силы и моменты по крену и тангажу создаются только несущим винтом, которое достаточно точно выполняется при висении и малых скоростях полёта.

При малых значениях произведения  $\tau_{\text{HB}} |\bar{M}^{\omega}|$  передаточная функция (2.15) имеет два действительных полюса, которые с его ростом сближаются, образуя при  $\tau_{\text{HB}} |\bar{M}^{\omega}| > 0.25$  комплексно-сопряжённую пару. Таким образом, эквивалентная модель (2.15) качественно верно описывает возникновение совместной винто-фюзеляжной колебательной формы движения, свойственной вертолётам с высоким собственным демпфированием тангажа или крена.

Что касается ЭДСУ, то характерные частоты передаточных функций  $W_{\text{пр}}(s)$ ,  $W_{\phi}(s)$ ,  $W_{\text{ц.р}}(s)$ , описывающих, соответственно, динамику силовых приводов, фильтры сигналов обратных связей и цифровую реализацию алгоритмов, как правило, лежат заметно выше  $\omega = 15 \text{ c}^{-1}$ , так что при  $\omega < 15 \text{ c}^{-1}$  их совместное влияние сводится, в основном, к дополнительному запаздыванию  $\tau_{\text{ЭДСУ}}$ , так что:

$$W_{\text{пр}}(s) W_{\phi}(s) W_{\text{ц.р}}(s) \approx e^{-\tau_{\text{ЭДСУ}} s}.$$

Вводя суммарное эквивалентное запаздывание  $\tau_{\Sigma}$ , равное в каналах крена и тангажа  $\tau_{\Sigma} = \tau_{\text{ЭДСУ}} + \tau_{\text{HB}}$ , и переходя к безразмерной переменной Лапласа  $\tilde{s} = \tau_{\Sigma} s$ , получаем упрощенную эквивалентную систему для анализа характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ в этих каналах управления, структурная схема которой показана на рисунке 2.6. Неавтоматизированный вертолёт представлен в этой системе передаточной функцией:

$$W_{\omega_{z(x)}}(\tilde{s}) = \frac{1}{k_{\tau_{\text{HB}}} \tilde{s}^2 + \tilde{s} + \tilde{M}^{\omega}}.$$

Для краткости далее будем называть такую систему Моделью I. На схеме использованы следующие обозначения:  $\tilde{W}_{\text{алг}}(\tilde{s}) = \tau_{\Sigma} \bar{M}^{\delta} W_{\text{алг}}(\tilde{s})$ ,  $k_{\tau_{\text{HB}}} = \tau_{\text{HB}} / \tau_{\Sigma}$ ,  $\tilde{M}^{\omega} = -\tau_{\Sigma} \bar{M}^{\omega}$ . Поскольку в эксплуатационной области режимов полёта вертолёта во всех каналах управления  $\bar{M}^{\omega} < 0$ , знак  $\tilde{M}^{\omega}$  для удобства инвертирован, так чтобы было  $\tilde{M}^{\omega} > 0$ .

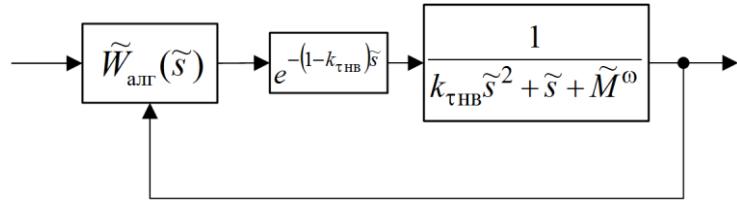


Рисунок 2.6 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» (Модель I)

В передаточную функцию алгоритмов управления  $W_{\text{алг}}(\tilde{s})$  включаются только функциональные фильтры такие как  $W_k(s)$  и  $W_{\theta(\gamma, \psi)}(s)$ , поскольку влияние входных фильтров сигналов обратных связей уже учтено в эквивалентном запаздывании  $\tau_{\Sigma}$ .

В канале рыскания  $\tau_{\Sigma} = \tau_{\text{ЭДСУ}}$ , и аналогичная процедура приводит к эквивалентной системе, показанной на рисунке 2.7. Неавтоматизированный вертолёт представлен в этой системе передаточной функцией:

$$W_{\omega_y}(\tilde{s}) = \frac{1}{\tilde{s} + \tilde{M}^{\omega}}.$$

Далее для краткости далее будем называть такую систему Моделью II.

Т.к. в данном случае в модели вертолёта отсутствует параметр  $k_{\tau_{\text{HB}}}$ , в эквивалентную систему без увеличения общего количества варьируемых переменных может быть включен параметр  $k_{\tau_{\text{o.c.}}}$ , характеризующий распределение суммарного запаздывания  $\tau_{\Sigma}$  между цепями прямой и обратной связи ЭДСУ. Данный параметр может изменяться в диапазоне  $0 \leq k_{\tau_{\text{o.c.}}} \leq 1$ , но т.к. в  $\tau_{\Sigma}$  входят

эквивалентные запаздывания силового привода и (для каналов крена и тангажа) несущего винта, которые всегда расположены в прямой цепи контура управления, на практике реализуется более узкий диапазон значений  $k_{\tau \text{ о.с.}}$ :  $0 \leq k_{\tau \text{ о.с.}} \leq 0.4—0.5$ .

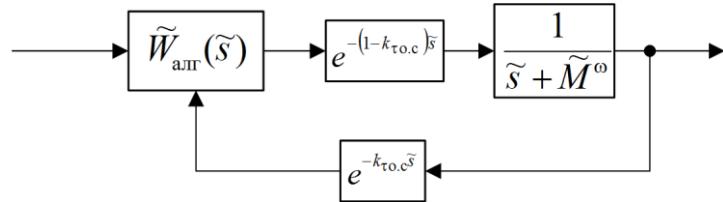


Рисунок 2.7 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» (Модель II)

При  $k_{\tau \text{ нв.}} \tilde{M}^{\omega} \leq 0.15$  Модель II может также использоваться в каналах тангажа и крена практически без потери точности аппроксимации по сравнению с Моделью I. В этом случае по-прежнему  $\tau_{\Sigma} = \tau_{\text{ЭДСУ}} + \tau_{\text{нв.}}$ .

Таким образом, эквивалентные модели вида как на рисунках 2.6 и 2.7, достаточно точно аппроксимируют соответствующие точные передаточные функции в диапазоне частот  $\omega = 1—15 \text{ с}^{-1}$ , в котором реализуются:

- запасы устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» по фазе  $\phi_m$  и верхней границе коэффициента усиления  $A_m$ ;
- полоса пропускания  $\omega_{BW}$  и фазовое запаздывание  $\tau_p$  в соответствии с требованиями стандарта *ADS-33*,

что, как следствие, позволяет достаточно точно оценивать эти параметры с помощью данных моделей. Можно ожидать, что точность оценки полосы подавления возмущений  $\omega_{DRB}$  будет сравнительно более низкой, поскольку при выполнении минимальных требований, предъявляемых *ADS-33* к  $\omega_{DRB}$ , величина этого параметра составляет  $0.5—0.9 \text{ с}^{-1}$  (в зависимости от канала управления), т.е. несколько выходит за границы указанного диапазона частот. С другой стороны,  $W_{\text{алг.}}(s)$  интегральных алгоритмов управления, к которым относится рассматриваемый многоконтурный реконфигурируемый алгоритм ЭДСУ, имеет при частотах  $\omega \approx \omega_{DRB}$  высокий коэффициент усиления, что снижает влияние точности аппроксимации  $W_{\omega_{z(x,y)}}(s)$  на оценку характеристик замкнутой системы.

Получим характерные величины параметра  $\tilde{M}^\omega = -\tau_\Sigma \bar{M}^\omega$  в продольном, поперечном и путевом движении.

Типичные значения производных демпфирования  $\bar{M}_z^{\omega_z}$ ,  $\bar{M}_x^{\omega_x}$  и  $\bar{M}_y^{\omega_y}$  для одновинтовых вертолётов различных классов на режиме висения ([14, 44, 93]) приведены в таблице 2.1.

Постоянная времени несущего винта  $\tau_{\text{нв}}$  в зависимости от частоты его вращения  $\Omega_{\text{нв}}$ , массовой характеристики лопасти  $\gamma_l$  и других параметров приближённо равна  $\tau_{\text{нв}} \approx 8/(\gamma_l \Omega_{\text{нв}})$  и, как правило, находится в диапазоне 0.06—0.1 с [48]. Меньшие значения характерны  $\tau_{\text{нв}}$  для лёгких вертолётов, большие — для тяжёлых. Относительно слабая зависимость  $\tau_{\text{нв}}$  от полётной массы вертолёта  $m_b$  обусловлена тенденцией к увеличению  $\gamma_l$  с ростом  $m_b$ , что отчасти компенсирует одновременное снижение  $\Omega_{\text{нв}}$  [94].

Таблица 2.1 — Характерные величины производных демпфирования

| Класс вертолёта | Тип несущего винта | $\bar{M}_z^{\omega_z}$ , $\text{с}^{-2}$ | $\bar{M}_x^{\omega_x}$ , $\text{с}^{-2}$ | $\bar{M}_y^{\omega_y}$ , $\text{с}^{-2}$ |
|-----------------|--------------------|--|--|--|
| легкий          | бесшарнирный       | -3.4                                     | -9.2                                     | -0.3—-0.9                                |
|                 |                    | -1.8                                     | -4.9                                     |  |
| средний         | шарнирный          | -0.8                                     | -3.6                                     | -0.3                                     |
| тяжёлый         |                    | -0.5                                     | -1.9                                     | -0.3                                     |

В каналах тангажа и крена параметры фильтров низких частот и постоянные времени приводов, в сумме составляющие 90—95 %  $\tau_{\text{ЭДСУ}}$ , имеют тенденцию к увеличению с ростом  $\tau_{\text{нв}}$ . Это вызвано тем, что параметры фильтров некоторых типов напрямую зависят от частоты вращения несущего винта, т.к. предназначены для воздействия на частоты, кратные  $\Omega_{\text{нв}}$ , а постоянные времени приводов, как правило, увеличиваются с ростом полётной массы вертолёта, т.е. при снижении  $\Omega_{\text{нв}}$ . Благодаря этой связи параметр  $k_{\tau_{\text{нв}}}$ , характеризующий долю  $\tau_{\text{нв}}$  в общем эквивалентном запаздывании, изменяется в относительно небольших пределах. Как следует из характеристик ряда зарубежных экспериментальных вертолётов с ЭДСУ,  $k_{\tau_{\text{нв}}} = 0.4—0.6$  [23, 95]. Таким образом, для каналов тангажа и крена

справедливы следующие оценки:

- $\tau_\Sigma = (1.7—2.5) \tau_{\text{HB}} = 0.10—0.25$  с;
- $\tau_{\text{ЭДСУ}} = (0.7—1.5) \tau_{\text{HB}} = 0.04—0.15$  с.

Характерные значения безразмерных производных демпфирования  $\tilde{M}^\omega$  в каналах тангажа и крена для лёгкого ( $\tau_\Sigma = 0.15$  с), среднего ( $\tau_\Sigma = 0.2$  с) и тяжелого ( $\tau_\Sigma = 0.25$  с) вертолётов на режиме висения приведены в таблице 2.2.

В канале рыскания эквивалентное запаздывание для вертолётов всех классов  $\tau_\Sigma = \tau_{\text{ЭДСУ}} = 0.04—0.15$  с, так что безразмерная производная  $\tilde{M}^\omega$  не превышает 0.15.

Таблица 2.2 — Характерные величины безразмерной производной  $\tilde{M}^\omega$

| Класс вертолёта | Тип несущего винта | Канал управления |      |
|-----------------|--------------------|------------------|------|
|                 |                    | тангаж           | крен |
| легкий          | 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 с учётом изменения  $\bar{M}_z^\omega$ ,  $\bar{M}_x^\omega$  и  $\bar{M}_y^\omega$  по режимам полёта целесообразно принять следующие параметры эквивалентных моделей:

- для Модели I —  $\tilde{M}^\omega = 0—1.5$ ,  $k_{\tau_{\text{HB}}} = 0.5$  (продольное и поперечное движение);
- для Модели II —  $\tilde{M}^\omega = 0—0.25$ , если рассматривается путевое движение, и  $\tilde{M}^\omega = 0—0.3$ , если продольное или поперечное.

При  $\tilde{M}^\omega \leq 0.3$  Модель I в каналах тангажа и крена без потери точности оценок может быть заменена на Модель II.

Значение  $\tilde{M}^\omega = 0$ , являющееся нижней границей указанных диапазонов  $\tilde{M}^\omega$ , физически нереализуемо в эксплуатационной области режимов полёта, но, во-первых, может рассматриваться как предельный случай вертолёта с низким собственным демпфированием, а во-вторых, позволяет сравнивать результаты с

полученными в работе [23], где в эквивалентной модели динамики вертолёта его демпфирование не учитывалось.

Таким образом, разработанная в работе методика анализа характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ состоит в следующем:

- использовании эквивалентных Моделей I и II для описания вертолёта как объекта управления, учитывающих основные его особенности: динамику несущего винта, используемого в качестве органа управления, и собственное демпфирование углового движения, а также их взаимодействие, возникающее при больших коэффициентах демпфирования;
- аппроксимации элементов системы управления со свойствами фильтра низких частот (собственно фильтров сигналов прямых и обратных связей, силовых приводов, запаздывания от цифровой реализации ЭДСУ и т.д.) эквивалентным запаздыванием  $\tau_\Sigma$ ;
- переходу к безразмерным переменным с использованием  $\tau_\Sigma$  в качестве характерного масштаба времени;
- использовании полученной эквивалентной математической модели вертолёта с ЭДСУ для исследования характеристик устойчивости и управляемости и выбора параметров алгоритма ЭДСУ.

Пределы изменения параметров, входящих в эквивалентную модель, области применимости Моделей I и II и диапазон частот, в которой результаты оценок характеристик с помощью эквивалентной модели с достаточной степенью точностью соответствует полученным с использованием полной неупрощённой модели, определены в результате анализа характеристик существующих вертолётов и их систем управления.

Одним из ключевых показателей устойчивости и управляемости вертолётов в соответствии с требованиями ADS-33 является полоса пропускания  $\omega_{BW}$  и связанное с ней фазовое запаздывание  $\tau_p$ . Зависимость безразмерных параметров  $\tilde{\omega}_{BW} = \omega_{BW}\tau_\Sigma$  и  $\tilde{\tau}_p = \tau_p/\tau_\Sigma$  от  $\tilde{M}^0$  для неавтоматизированного вертолёта с  $W_{\text{алг}}(\tilde{s}) = 1$ , рассчитанных по Моделям I и II, приведена на рисунке 2.8, откуда

видно, что фазовое запаздывание практически не зависит от  $\tilde{M}^\omega$ , а  $\tilde{\omega}_{BW}$  монотонно увеличивается с ростом  $\tilde{M}^\omega$ .

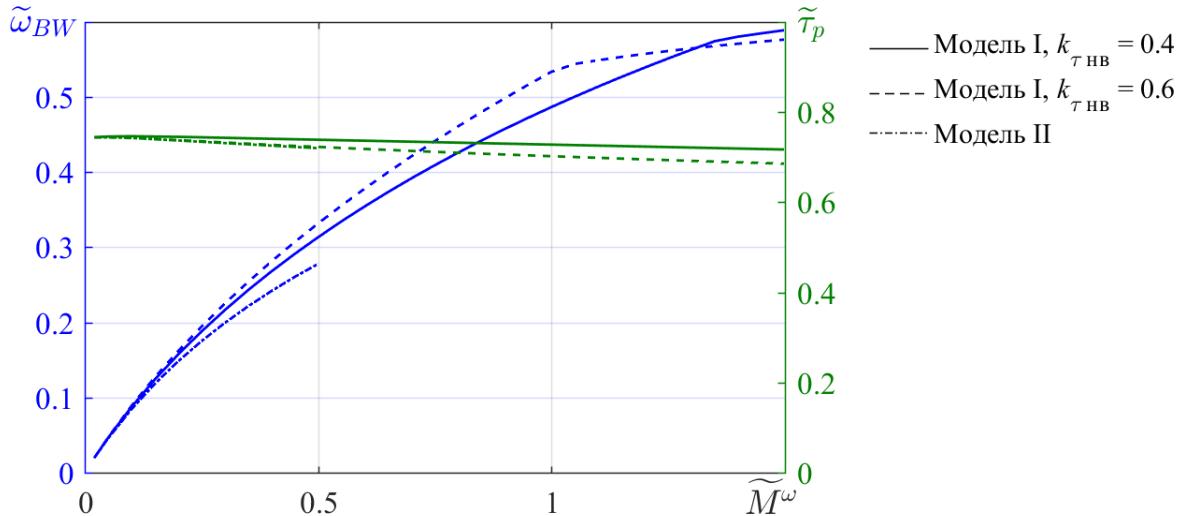


Рисунок 2.8 — Безразмерные полосы пропускания  $\tilde{\omega}_{BW}$  и фазовое запаздывание  $\tilde{\tau}_p$  неавтоматизированного вертолёта

Исходя из типичных значений эквивалентного запаздывания, можно ожидать, что при  $\tilde{M}^\omega$ , характерных для продольного и поперечного движения средних и тяжёлых вертолётов, а в ряде случаев — и лёгких вертолётов с шарнирным несущим винтом, величина  $\omega_{BW} = \tilde{\omega}_{BW} / \tau_\Sigma \omega_{BW}$  составит менее  $2 \text{ с}^{-1}$ , чего не всегда достаточно для обеспечения Уровня 1 характеристик согласно требованиям *ADS-33*. Следовательно, потребные значения  $\omega_{BW}$  в этих случаях должны обеспечиваться алгоритмами системы управления. Такая же ситуация имеет место в путевом канале, в котором низкие значения  $\omega_{BW}$  свойственны практически всем вертолётам независимо от класса и типа несущего винта.

У легких вертолётов с бесшарнирным несущим винтом величины  $\tilde{M}^\omega$  в продольном и поперечном каналах управления, как правило, достаточно велики для того, чтобы значения  $\omega_{BW}$ , необходимые для Уровня 1, при свойственных таким вертолётам относительно небольших величинах  $\tau_\Sigma$  обеспечивались и без обратных связей ЭДСУ. Однако типы реакции, отличные от *Rate*, с соответствующими

характеристиками для любых вертолётов и во всех каналах управления могут быть реализованы только с помощью обратных связей системы управления.

### 2.3 Характеристики устойчивости и управляемости вертолёта с реконфигурируемыми алгоритмами ЭДСУ

Проведем анализ характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с предложенными реконфигурируемыми алгоритмами управления, используя полученные выше эквивалентные модели. Анализ выполним в два этапа. На первом этапе рассмотрим вертолёты с небольшим безразмерным коэффициентом демпфирования  $\tilde{M}^\omega < 0.3$ , на втором — вертолёты со средними и большими  $\tilde{M}^\omega = 0.3—1.5$ . На каждом из этапов последовательно рассмотрим характеристики устойчивости и управляемости, обеспечиваемые внутренним (тип реакции  $RC$ ), вторым (тип реакции  $ACAH$ ) и третьим (тип реакции  $TRC$ ) контурами реконфигурируемого алгоритма управления.

#### 2.3.1 Вертолёты с низким собственным демпфированием углового движения

Рассмотрим характеристики устойчивости и управляемости, обеспечиваемые **внутренним контуром управления** реконфигурируемого алгоритма ЭДСУ, реализующим тип реакции  $RC$ , при  $\tilde{M}^\omega < 0.3$ . Согласно приведенным выше оценкам, такой диапазон  $\tilde{M}^\omega$  охватывает значения, характерные для канала рыскания вертолётов всех классов и для канала тангажа вертолётов с шарнирным несущим винтом. При этом для описания динамики неавтоматизированного вертолёта во всех каналах управления может быть использована эквивалентная Модель II.

При введении безразмерных переменных структура алгоритма внутреннего контура ЭДСУ принимает вид, показанный на рисунке 2.9.

Варьируемыми параметрами эквивалентной модели вертолёта с ЭДСУ

являются  $\tilde{M}^\omega$ ,  $\tilde{K}_\omega = \tau_\Sigma K_\omega \bar{M}^\delta$ ,  $\tilde{K}_{\omega\lceil} = \tau_\Sigma K_{\omega\lceil} \bar{M}^\delta$ ,  $\tilde{K}_u = \tau_\Sigma K_u \bar{M}^\delta$  и  $k_{\tau\text{o.c.}}$ . Что касается корректирующего фильтра  $W_k(\tilde{s})$ , то предварительный анализ показал, что его передаточную функцию целесообразно принять в виде:

$$W_k(s) = \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1},$$

с параметрами  $\tilde{\omega}_{T12} = 1/\sqrt{\tilde{T}_1 \tilde{T}_2} = 1—1.5$ ,  $\tilde{T}_1/\tilde{T}_2 = 1.4—2$ , где  $\tilde{T}_1 = T_1/\tau_\Sigma$ ,  $\tilde{T}_2 = T_2/\tau_\Sigma$ .

Такой фильтр ценой некоторого снижения запаса устойчивости по амплитуде повышает запас по фазе, что, в конечном счёте, позволяет увеличить полосу пропускания  $\omega_{BW}$ . В дальнейшем при расчётах принято  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$ ,  $\tilde{T}_1/\tilde{T}_2 = 1.4$ .

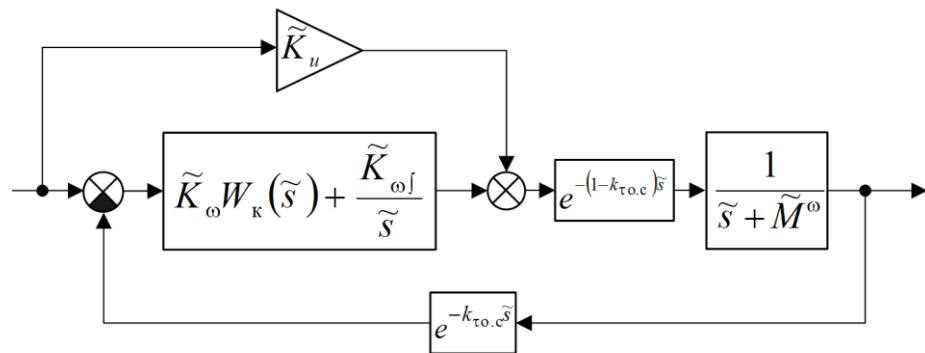


Рисунок 2.9 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ»

(внутренний контур;  $\tilde{M}^\omega < 0.3$ )

Исходя из принятых требований для типа реакции  $RC$ , Уровень 1 характеристик устойчивости и управляемости при типовых значениях эквивалентного запаздывания  $\tau_\Sigma$  обеспечивается алгоритмом ЭДСУ внутреннего контура, если:

- безразмерная полоса пропускания  $\tilde{\omega}_{BW} > 0.45—0.5$ ,
- относительное демпфирование колебаний  $\zeta \geq 0.35$ ,
- запасы устойчивости замкнутой системы  $A_m \geq 6$  дБ и  $\varphi_m \geq 45$  град.

Также желательно, чтобы относительное перерегулирование по угловой скорости для ступенчатых управляющих воздействий  $\Delta \bar{\omega} = (\omega_{\max} - \omega_{\text{уст}})/\omega_{\text{уст}}$  не превышало 10—15 %.

При выборе настроек внутреннего контура СУУ удобно рассматривать  $A_m = 6$  дБ,  $\phi_m = 45$  град. и  $\zeta_{\min} = 0.35$  в качестве ограничений, в рамках которых необходимо получить желаемые значения  $\tilde{\omega}_{BW}$  и  $\Delta\bar{\omega}$ , причём наиболее важна полоса пропускания.

В связи с этим анализ выполним следующим образом. Для ряда значений  $\tilde{K}_u$ ,  $\tilde{M}^\omega$  и  $k_{\tau_{\text{o.c}}}$  при вариации передаточного числа  $\tilde{k}_{\omega_j} = \tilde{K}_{\omega_j} / \tilde{K}_\omega$  в широком диапазоне найдём такие  $\tilde{K}_\omega$ , которые обеспечивают максимальную полосу пропускания  $\tilde{\omega}_{BW} = \tau_\Sigma \omega_{BW}$  при выполнении требований к  $\zeta_{\min}$ ,  $A_m$  и  $\phi_m$ .

Результаты расчётов при  $\tilde{K}_u = \tilde{M}^\omega$  приведены на рисунках 2.10—2.13. Для каждого значения параметра  $\tilde{M}^\omega$  существует такой диапазон изменения передаточного числа  $0 < \tilde{k}_{\omega_j} < \tilde{k}_{\omega_j}^*$ , в котором максимальная полоса пропускания и соответствующее ей фазовое запаздывание практически постоянны и составляют (рисунка 2.10):

- при  $k_{\tau_{\text{o.c}}} = 0$ :  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.46—0.49$ ,  $\tilde{\tau}_p = 0.9—1$ ;
- при  $k_{\tau_{\text{o.c}}} = 0.25$ :  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.53—0.58$ ,  $\tilde{\tau}_p = 0.7—0.8$ .

При рассмотренных  $k_{\tau_{\text{o.c}}}$  значение  $\tilde{\tau}_p$  примерно равно той части эффективного запаздывания  $\tau_\Sigma$ , которая находится в прямой цепи эквивалентной системы:  $\tilde{\tau}_p \approx (1 - k_{\tau_{\text{o.c}}}) \tilde{\tau}_\Sigma$ . Увеличение  $k_{\tau_{\text{o.c}}}$  с 0 до 0.25 приводит к росту  $\tilde{\omega}_{BW}$  в 1.2—1.3 раза.

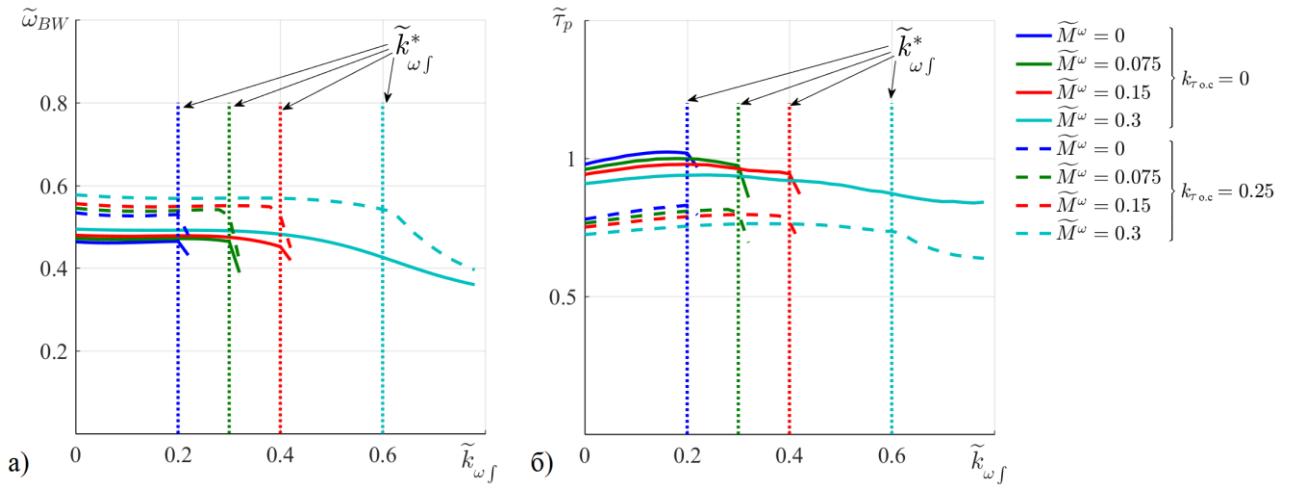


Рисунок 2.10 — Полоса пропускания и фазовое запаздывание ( $RC$ )

Полученные величины  $\tilde{\omega}_{BW}$  соответствуют желаемым (т.е.  $\tilde{\omega}_{BW} > 0.45—0.5$ ) и существенно превышают значения, характерные для неавтоматизированных вертолётов с  $\tilde{M}^{\omega} < 0.3$ , для которых  $\tilde{\omega}_{BW} \leq 0.2$  (см. рисунок 2.8).

Поскольку передаточный коэффициент  $\tilde{K}_{\omega}$  при  $\tilde{k}_{\omega_f} \leq \tilde{k}_{\omega_f}^*$  практически постоянен, значение коэффициента усиления интегральной части алгоритма  $\tilde{K}_{\omega_f} = \tilde{k}_{\omega_f} \tilde{K}_{\omega}$  непрерывно увеличивается с ростом  $\tilde{k}_{\omega_f}$ , достигая при  $\tilde{k}_{\omega_f} = \tilde{k}_{\omega_f}^*$  максимума (рисунок 2.11).

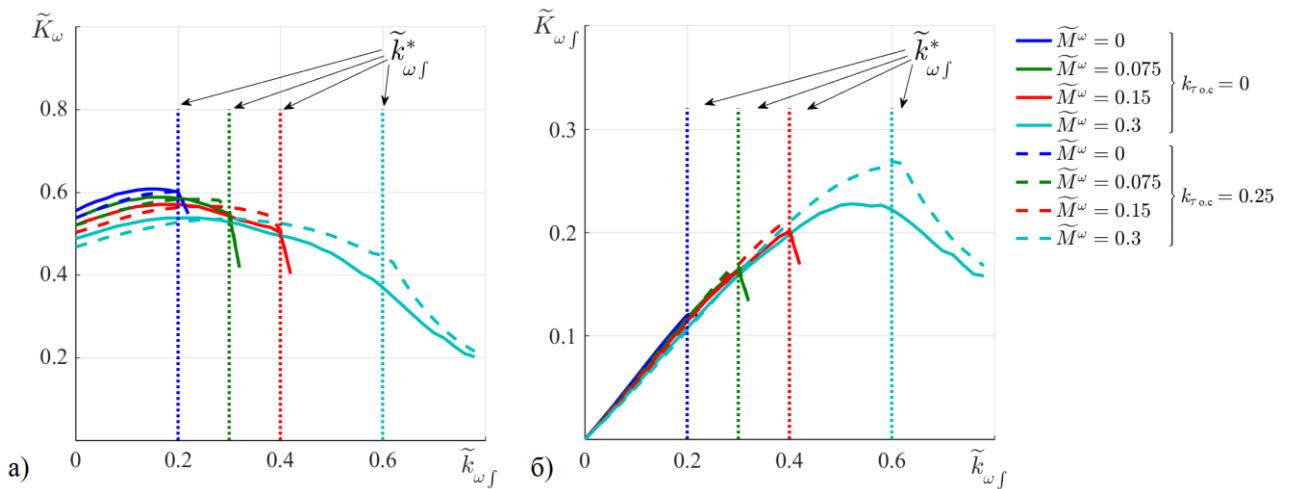


Рисунок 2.11 — Передаточные коэффициенты ЭДСУ, обеспечивающие максимальную полосу пропускания ( $RC$ )

Само значение  $\tilde{k}_{\omega f}^*$ , при превышении которой начинается уменьшение  $\tilde{\omega}_{BW}$ , определяется выходом запаса устойчивости по фазе на минимальное разрешённое значение  $\Phi_m = 45$  град. Остальные ограничения —  $A_m \geq 6$  дБ и  $\zeta_{\min} \geq 0.35$  — не нарушаются во всём рассмотренном диапазоне  $\tilde{k}_{\omega f}$  (рисунки 2.12 и 2.13).

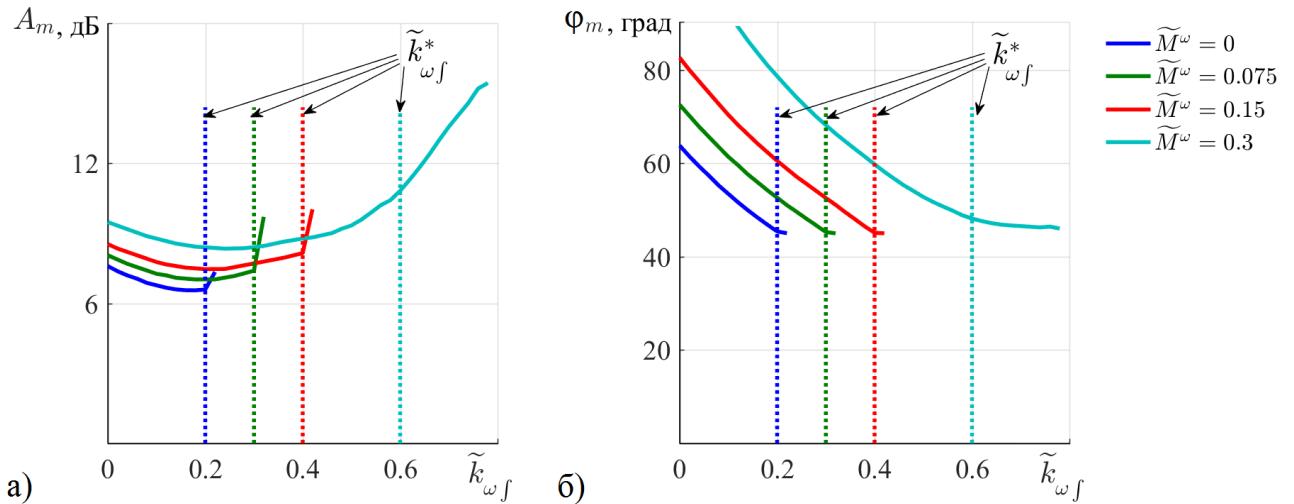


Рисунок 2.12 — Запасы устойчивости замкнутой системы ( $RC$ )

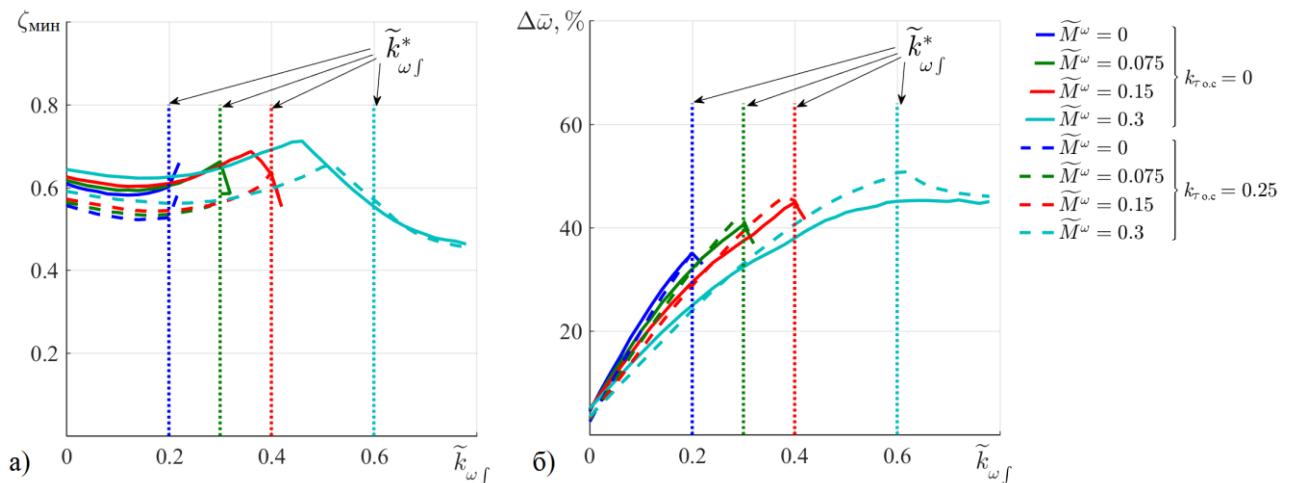


Рисунок 2.13 — Показатель демпфирования и относительное перерегулирование по скорости тангажа ( $RC$ )

Перерегулирование  $\Delta\bar{\omega}$  растёт вместе с  $\tilde{k}_{\omega f}$ , достигая при  $\tilde{k}_{\omega f} \approx \tilde{k}_{\omega f}^*$   $\Delta\bar{\omega} = 35—50$  % (рисунок 2.13б). Предпочтительные значения  $\Delta\bar{\omega} \leq 10—15$  % возможны только при  $\tilde{k}_{\omega f} < 0.1$ , что существенно меньше  $\tilde{k}_{\omega f}^*$ . Снизить  $\Delta\bar{\omega}$  до 20—

30 % при  $\tilde{k}_{\omega_f} \approx \tilde{k}_{\omega_f}^*$  также можно, уменьшив  $\tilde{K}_u$  до 0, однако безразмерная полоса пропускания при этом также уменьшается на 0.05—0.1.

Возвращаясь к требованию  $\zeta \geq 0.35$ , следует отметить, что оценка  $\zeta_{\min}$ , приведенная на рисунке 2.13б, справедлива для частот  $\omega > 0.8—1.2 \text{ с}^{-1}$ , при которых эквивалентная модель достаточно точно аппроксимирует полную модель динамики вертолёта. Анализ условий, при которых требование  $\zeta_{\min} \geq 0.35$  выполняется при низких частотах выполним с помощью корневых годографов разомкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ», построенных с использованием полных моделей продольного и поперечного движения для режимов висения и малых скоростей полёта.

Характерный вид корневого годографа по коэффициенту усиления  $K_{\omega}$  при  $k_{\omega_f} = 0$  и достаточно большом значении  $k_{\omega_f}$  приведен на рисунке 2.14. Там же показана граница между Уровнями 1 и 2 согласно требованиям ADS-33 при сложных условиях визуального ориентирования ( $UCE > 1$ ) или управлении с разделением внимания.

При малых значениях передаточного числа  $k_{\omega_f}$  (в пределе — для статического алгоритма с  $k_{\omega_f} = 0$ ; рисунок 2.14а) корневые траектории, исходящие из комплексно-сопряженных полюсов разомкнутой системы, проходят вблизи действительной оси, попадая в желаемую область высокого относительного демпфирования  $\zeta_{\min} \geq 0.35$  только при больших значениях общего коэффициента усиления  $K_{\omega}$ . Такие значения  $K_{\omega}$  могут оказаться в принципе нереализуемыми из соображений обеспечения требуемых запасов устойчивости замкнутой системы по амплитуде и фазе.

При достаточно больших значениях  $k_{\omega_f}$  (рисунок 2.14б) доминирующий ноль перемещается левее действительного полюса разомкнутой системы. В этом случае корневые траектории быстро попадают в желаемую область, что позволяет получить расположение полюсов замкнутой системы, соответствующее Уровню 1 требований при практически реализуемых значениях  $K_{\omega}$ .

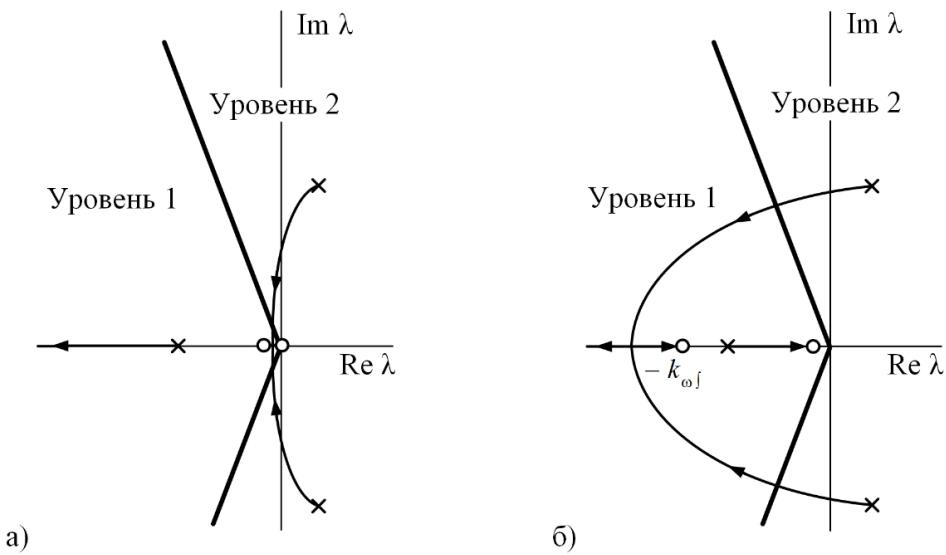


Рисунок 2.14 — Корневой годограф внутреннего контура по  $K_\omega$  при  $k_{\omega f} = \text{const}$

Таким образом, исходя из требований *ADS-33* по полосе пропускания, фазовому запаздыванию и скорости затухания возмущенного движения (положению доминирующих полюсов замкнутой системы), актуальных для типа реакции *RC*, передаточные числа внутреннего контура алгоритмов ЭДСУ рассматриваемой структуры следует выбирать следующим образом. Интегральный коэффициент усиления  $\tilde{k}_{\omega f}$  должен быть как можно ближе к  $\tilde{k}_{\omega f}^* = \tilde{k}_{\omega f}^*$  для рассматриваемого  $\tilde{M}^0$ , а коэффициент  $\tilde{K}_\omega$  — равным 0.5—0.6. Такой выбор коэффициентов обеспечивает характеристики устойчивости и управляемости, соответствующие Уровню 1 согласно принятым требованиям. При этом, однако, относительное перерегулирование при ступенчатых управляющих воздействиях  $\Delta\bar{\omega}$  превышает желаемый уровень. Уменьшение  $\Delta\bar{\omega}$  в рамках алгоритма рассматриваемой структуры может быть достигнуто только ценой снижения  $k_{\omega f}$ ,  $\tilde{K}_\omega$  и  $\tilde{K}_u$ , что негативно сказывается на других нормируемых характеристиках (в частности,  $\omega_{BW}$ ).

Проанализируем теперь характеристики, обеспечиваемые **вторым контуром** реконфигурируемого алгоритма ЭДСУ для вертолётов с  $\tilde{M}^0 < 0.3$ .

При замыкании второго контура к параметрам алгоритма управления

добавляются передаточное число по углу тангажа (кrena, рыскания)  $\tilde{k}_{9(\gamma,\psi)} = \tau_{\Sigma} k_{9(\gamma,\psi)}$  и характеристики фильтра сигнала обратной связи  $\tilde{W}_{9(\gamma,\psi)}(s)$  (рисунок 2.15).

Т.к. в изолированном движении по тангажу, крену или рысканию передаточные числа  $\tilde{k}_{9(\gamma,\psi)}$  и  $\tilde{k}_{\omega_f} = \tilde{K}_{\omega_f} / \tilde{K}_{\omega}$  с точки зрения влияния на запасы устойчивости замкнутого контура «вертолёт—ЭДСУ» практически эквивалентны, для сохранения запасов на прежнем уровне при подключении второго контура следует уменьшить  $\tilde{K}_{\omega_f}$ . Поскольку интегральный коэффициент усиления  $\tilde{K}_{\omega_f}$  влияет только на скорость изменения заданного положения органа управления, а не на его положение непосредственно, даже быстрое изменение  $\tilde{K}_{\omega_f}$  при подключении второго контура в реальной ЭДСУ не вызовет возмущений движения вертолёта.

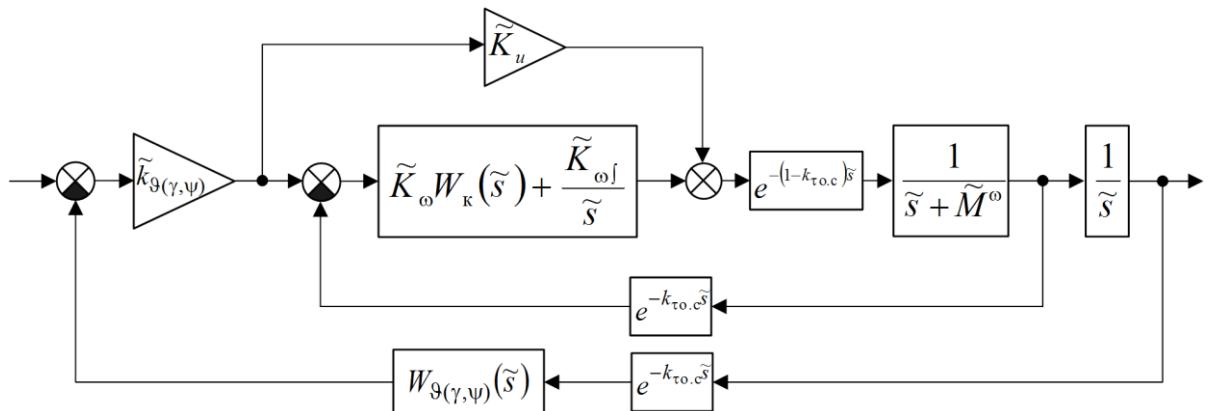


Рисунок 2.15 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» (второй контур;

$$\tilde{M}^0 < 0.3)$$

Что касается корректирующего фильтра  $W_k(s)$  внутреннего контура алгоритма, то предварительный анализ показал, что его настройки при подключении второго контура могут быть оставлены без изменений:  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$ ,  $\tilde{T}_1 / \tilde{T}_2 = 1.4$ .

Вариация  $\tilde{K}_u$  существенного не изменяет пилотажные характеристики вертолёта при типе реакции *ACAH*, а характер влияния  $k_{\text{то.с}}$  на  $\tilde{\omega}_{BW}$  и  $\tilde{\tau}_p$  такой же,

как для внутреннего контура. По этой причине  $\tilde{K}_u$  и  $k_{\tau_{\text{o.c}}}$  при исследовании второго контура не варьировались и были приняты равными  $\tilde{M}^0$  и 0, соответственно.

Исходя из принятых требований для типа реакции *ACAH*, Уровень 1 характеристик устойчивости и управляемости при типовых значениях эквивалентного запаздывания  $\tau_\Sigma$  обеспечивается алгоритмами 2-го контура ЭДСУ, если:

- безразмерная полоса пропускания  $\tilde{\omega}_{BW} > 0.45—0.5$  при  $\Delta\tilde{\omega}_{BW} > 0$ ,
- безразмерная полоса подавления возмущений  $\tilde{\omega}_{DRB} > 0.15—0.22$ ,
- относительное демпфирование колебаний  $\zeta \geq 0.35$ ,
- запасы устойчивости замкнутой системы  $A_m \geq 6$  дБ и  $\varphi_m \geq 45$  град.

Кроме того, желательно, чтобы относительное перерегулирование по углу тангажа (или крена) при ступенчатом входном воздействии  $\Delta\bar{\vartheta}(\bar{\gamma}) = (\vartheta(\gamma)_{\text{макс}} - \vartheta(\gamma)_{\text{уст}}) / \vartheta(\gamma)_{\text{уст}}$  не превышало 25 %.

Требование  $\Delta\tilde{\omega}_{BW} > 0$  не распространяется на путевой канал, т.к. в нём второй контур используется только для стабилизации углового положения, а не управления им (тип реакции *RCDH*).

Как и в случае внутреннего контура, нормируемые параметры можно разделить на две группы: выступающие в роли ограничений и максимизируемые (или минимизируемые) в рамках этих ограничений. В первую группу входят  $A_m \geq 6$  дБ,  $\varphi_m \geq 45$  град.,  $\zeta \geq 0.35$  и  $\Delta\tilde{\omega}_{BW} > 0$ , во вторую —  $\tilde{\omega}_{BW}$ ,  $\tilde{\omega}_{DRB}$  и  $\Delta\bar{\vartheta}(\bar{\gamma})$ .

Результаты расчётов характеристик второго контура ЭДСУ удобно представить в виде линий уровня нормируемых параметров в координатах  $\tilde{K}_\omega$  —  $\tilde{k}_{\vartheta(\gamma, \psi)}$ , полученных при нескольких значениях  $\tilde{M}^0$  из рассматриваемого диапазона.

Все настройки ЭДСУ, кроме  $\tilde{K}_\omega$  и  $\tilde{k}_{\vartheta(\gamma, \psi)}$ , для каждого расчёта берутся постоянными. На первом графике в плоскости  $\tilde{K}_\omega — \tilde{k}_{\vartheta(\gamma, \psi)}$  приводятся линии, соответствующие граничным значениям параметров из первой группы ( $A_m$ ,  $\varphi_m$ ,  $\zeta_{\text{мин}}$

и  $\Delta\tilde{\omega}_{BW}$ ). На втором графике приводится единая граница, в каждой точке соответствующая наиболее жёсткому из ограничений, и линии уровня параметров из второй группы ( $\tilde{\omega}_{BW}$ ,  $\tilde{\omega}_{DRB}$  и  $\Delta\bar{\vartheta}(\bar{\gamma})$ ).

Характеристики второго контура ЭДСУ при  $\tilde{k}_{\omega} = 0.1$  и  $\tilde{W}_{9(\gamma,\psi)}(s) = 1$  для  $\tilde{M}^0 = 0—0.3$  приведены на рисунке 2.16.

Из данных, представленных на рисунке 2.16а видно, что при всех рассмотренных  $\tilde{M}^0$  допустимая область изменения  $\tilde{K}_{\omega}$  и  $\tilde{k}_{9(\gamma,\psi)}$  слева и сверху ограничена линией  $\varphi_m = 45$  град., а справа — линией  $\Delta\tilde{\omega}_{BW} = 0$ . Ограничения по  $A_m$  и  $\zeta_{\min}$  не актуальны, т.к. достигаются при больших  $\tilde{K}_{\omega}$  и  $\tilde{k}_{9(\gamma,\psi)}$ .

Из рисунка 2.16б видно, что полоса пропускания  $\tilde{\omega}_{BW}$  зависит, главным образом, от  $\tilde{K}_{\omega}$ , а полоса подавления возмущений  $\tilde{\omega}_{DRB}$  — в основном, от  $\tilde{k}_{9(\gamma,\psi)}$ . Максимальные значения  $\tilde{\omega}_{BW}$  и  $\tilde{\omega}_{DRB}$  в рамках ограничений на другие нормируемые параметры достигаются вблизи точки пересечения границ  $\varphi_m = 45$  град. и  $\Delta\tilde{\omega}_{BW} = 0$ . При выборе  $\tilde{K}_{\omega}$  и  $\tilde{k}_{9(\gamma,\psi)}$  из области в окрестности этой точки, как это показано на рисунке 2.16б, обеспечиваются:

- полоса пропускания:  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.45—0.55$ ,
- полоса подавления возмущения:  $\tilde{\omega}_{DRB} = 0.12—0.2$ ,
- фазовое запаздывание:  $\tilde{\tau}_p = 0.85—0.95$ ,
- относительное перерегулирование по тангажу или крену  $\Delta\bar{\vartheta}(\bar{\gamma}) = 10—20$  %,
- выполнение ограничений на остальные нормируемые параметры:  $\zeta_{\min} \geq 0.35$ ,  $\Delta\tilde{\omega}_{BW} \geq 0$ ,  $A_m \geq 6$  дБ и  $\varphi_m \geq 45$  град.

При типовых величинах эквивалентного запаздывания  $\tau_{\Sigma}$  эти характеристики соответствуют требованиям Уровня 1 ADS-33 практически при любых условиях полёта.

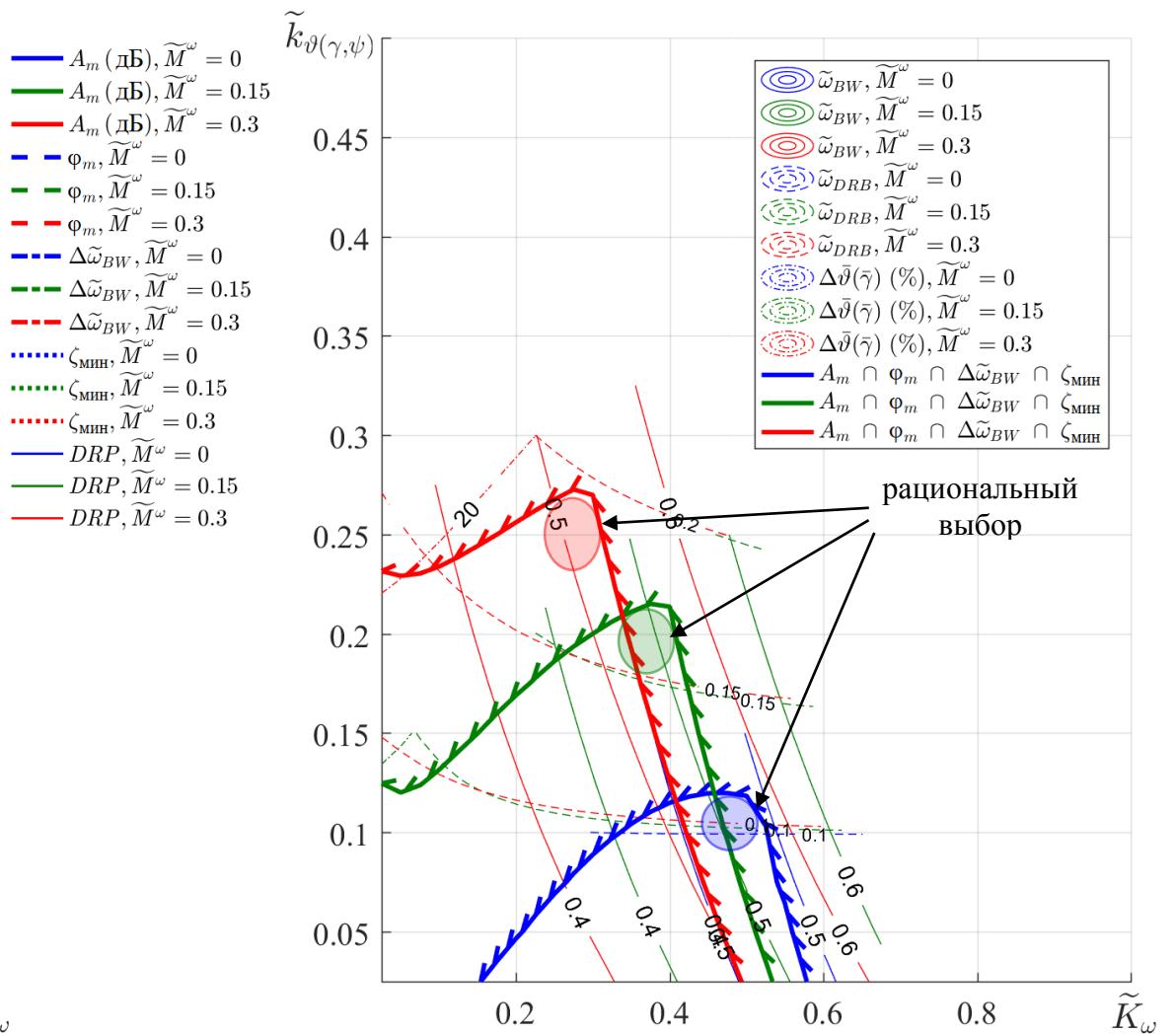
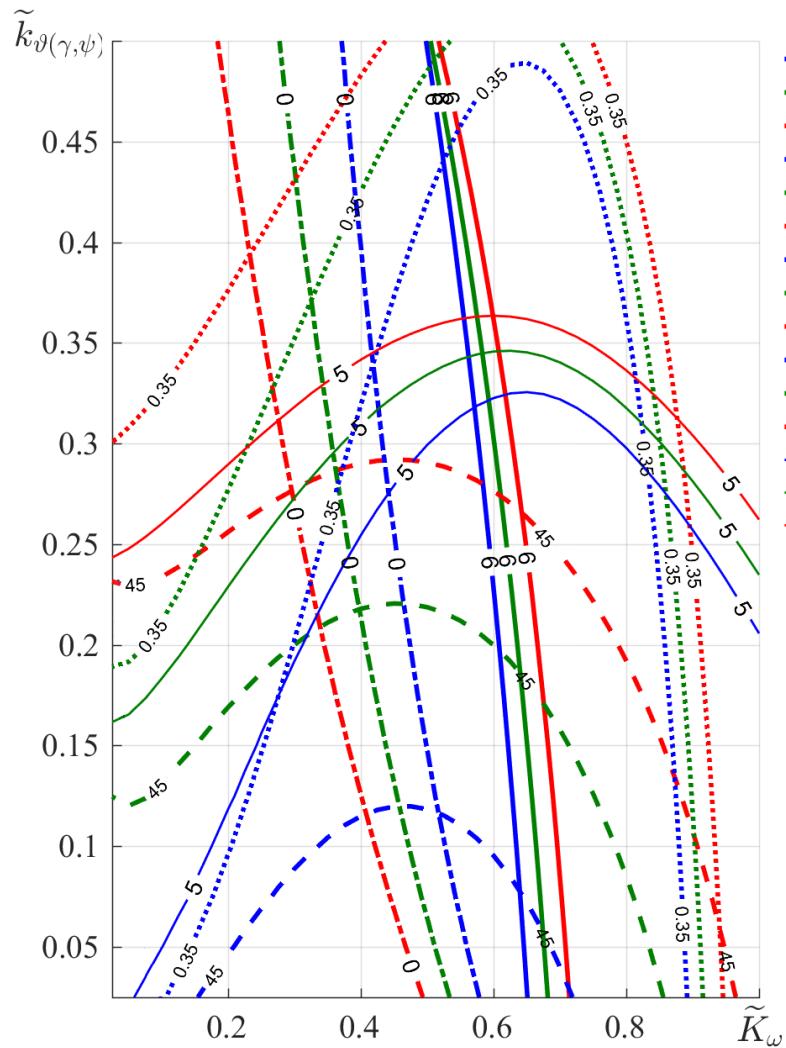


Рисунок 2.16 — Основные характеристики второго контура ( $ACAH$ ,  $\tilde{k}_{\omega_f} = 0.1$ )

Сложность, однако, состоит в том, что рациональные значения  $\tilde{K}_\omega$  для типов реакции  $RC$  (работает только внутренний контур ЭДСУ) и  $ACAH$  (подключен второй контур) разные:  $\tilde{K}_\omega = 0.5—0.6$  и  $\tilde{K}_\omega = 0.3—0.5$ , соответственно. В связи с этим при подключении второго контура ЭДСУ нужно либо изменять передаточные числа внутреннего контура, либо использовать  $\tilde{K}_\omega = 0.3—0.5$  для обоих типов реакции. Оба этих подхода не лишены недостатков. В первом случае усложняется отработка ЭДСУ, т.к. для типа реакции  $ACAH$  потребуется выбирать одновременно параметры и второго, и внутреннего контуров. Во втором случае пониженные  $\tilde{K}_\omega$  приведут к уменьшению  $\omega_{BW}$  при типе реакции  $RC$ , что нежелательно, особенно при малых  $\tilde{M}^\omega$ .

Для решения этого противоречия во втором контуре ЭДСУ может быть использован фильтр сигнала обратной связи по углу с передаточной функцией вида:

$$W_{9(\gamma)}(s) = \frac{1}{T_{9(\gamma)}s + 1}.$$

На рисунке 2.17 приведены основные характеристики устойчивости и управляемости вертолёта при  $\tilde{T}_{9(\gamma)} = T_{9(\gamma)} / \tau_\Sigma = 1$ . Видно, что в этом случае граница  $\Delta\tilde{\omega}_{BW} = 0$  при всех  $\tilde{M}^\omega$  смещается вправо, так что  $\tilde{K}_\omega = 0.5—0.6$  оказываются в областях рационального выбора параметров второго контура с ЭДСУ. При этом по сравнению со случаем  $\tilde{T}_{9(\gamma)} = 0$   $\tilde{\omega}_{DRB}$  практически не меняется,  $\tilde{\omega}_{BW}$  увеличивается примерно на 10 %, а относительное перерегулирование  $\Delta\bar{\vartheta}(\bar{\gamma})$  возрастает до 20—30 %.

Более сложная структура фильтра  $\tilde{W}_{9(\gamma)}(s)$ , которая при прочих равных условиях позволяет снизить  $\Delta\bar{\vartheta}(\bar{\gamma})$ , будет рассмотрена в Главе 3.

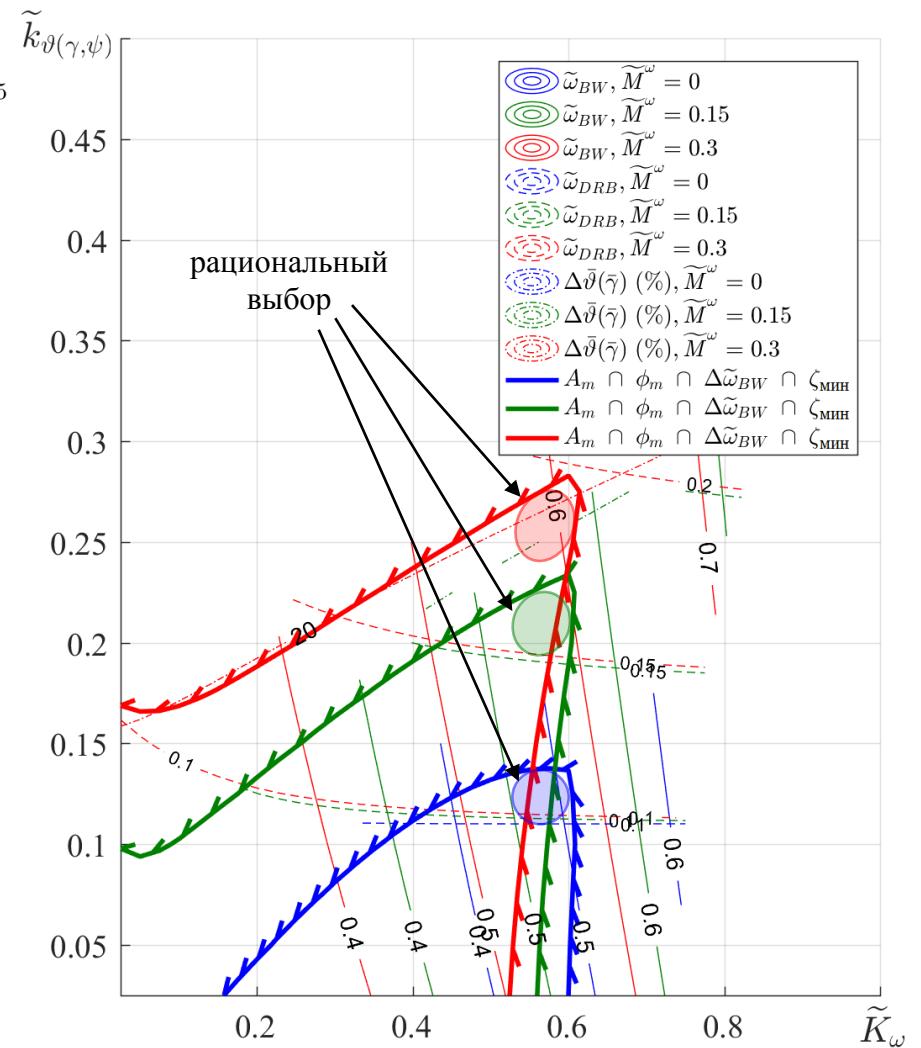
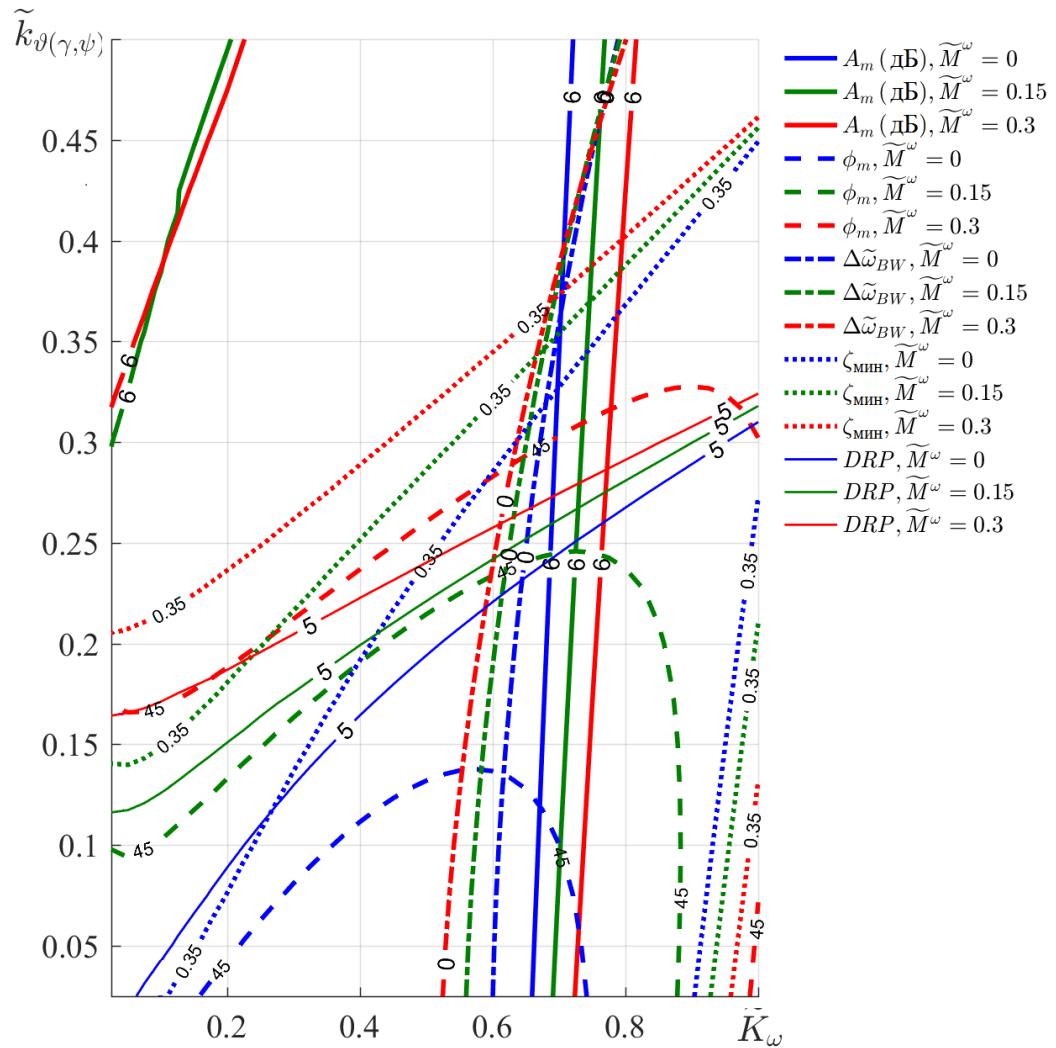


Рисунок 2.17 — Основные характеристики второго контура (ACAH,  $\tilde{k}_{\omega_f} = 0.1$ , с  $W_{\theta(\gamma)}(s)$ )

Таким образом, вариант второго контура ЭДСУ с апериодическим фильтром  $W_{9(\gamma)}$  коэффициентов обеспечивает характеристики устойчивости и управляемости вертолёта, соответствующие принятым требованиям для типа реакции *ACAH*. При этом настройки внутреннего контура (кроме  $\tilde{K}_{\omega_f}$ ) могут быть выбраны едиными для типов реакции *RC* и *ACAH*, что соответствует принципам построения многоконтурного алгоритма ЭДСУ, изложенным в разделе 2.1.

Рассмотрим пилотажные характеристики вертолёта при замыкании **третьего контура алгоритмов** и типе реакции *TRC* (рисунок 2.18). Это целесообразно сделать не для всей совокупности сочетаний параметров внутреннего и второго контуров, а только для таких их значений, которые обеспечивают рациональное сочетание характеристик устойчивости и управляемости. Как показано выше, этим условиям соответствуют точки в плоскости  $\tilde{K}_{\omega} — \tilde{k}_{9(\gamma)}$  вблизи пересечения ограничений  $\phi_m = 45^\circ$  и  $\Delta\omega_{BW} = 0$ .

В соответствии с этими соображениями для анализа были выбраны следующие настройки внутренних контуров:

- при  $\tilde{M}^\omega = 0$ :  $\tilde{K}_{\omega} = 0.55$ ,  $\tilde{k}_{\omega_f} = 0.1$ , три варианта  $\tilde{k}_{9(\gamma)} = 0.13, 0.1$  и  $0.08$ ;
- при  $\tilde{M}^\omega = 0.3$ :  $\tilde{K}_{\omega} = 0.5$ ,  $\tilde{k}_{\omega_f} = 0.1$ , три варианта  $\tilde{k}_{9(\gamma)} = 0.25, 0.2$  и  $0.15$ .

Для обоих значений  $\tilde{M}^\omega$  при наибольшем  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  из указанных запас по фазе замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» составляет  $\phi_m \approx 45^\circ$ , а при двух меньших  $\phi_m$  увеличивается при одновременном снижении  $\omega_{BW}$  и  $\omega_{DRB}$  для типа реакции *ACAH*.

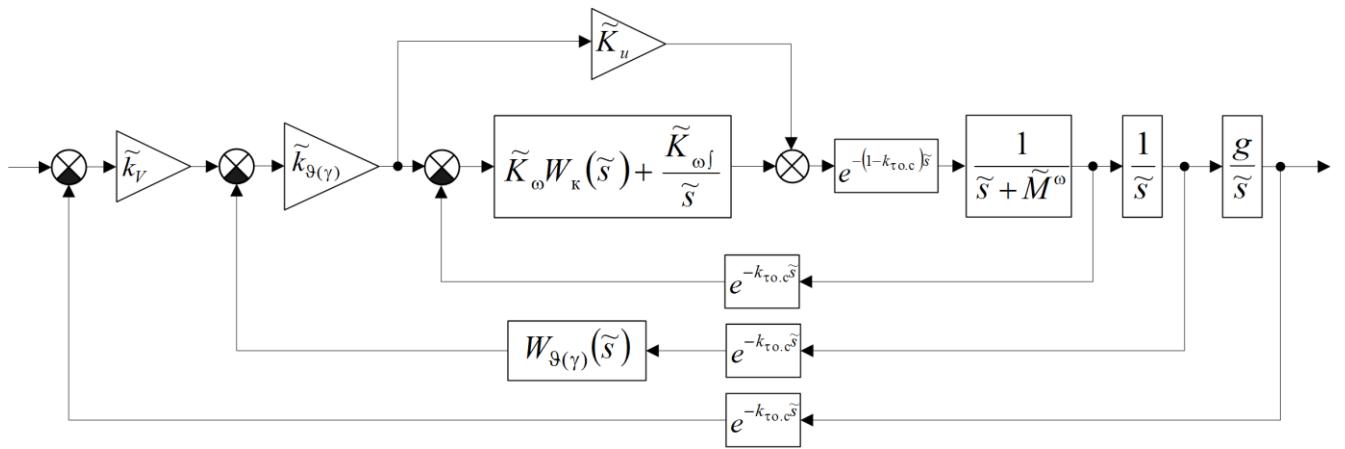


Рисунок 2.18 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» (третий контур;  
 $\tilde{M}^\omega < 0.3$ )

На рисунке 2.19 показаны характеристики вертолёта для трёх вариантов настроек внутренних контуров при вариации коэффициента обратной связи по скорости полёта  $\tilde{k}_V = \tau_\Sigma k_{V_{kx(kz)}}$  третьего контура: время срабатывания по уровню 63.2 %  $t_{63.2}$  и относительное перерегулирование при ступенчатом управляемом воздействии  $\Delta \bar{V}_{x(z)} = (\bar{V}_{x(z)} \text{ макс} - \bar{V}_{x(z)} \text{ уст}) / \bar{V}_{x(z)} \text{ уст}$ , а также запасы устойчивости замкнутой системы.

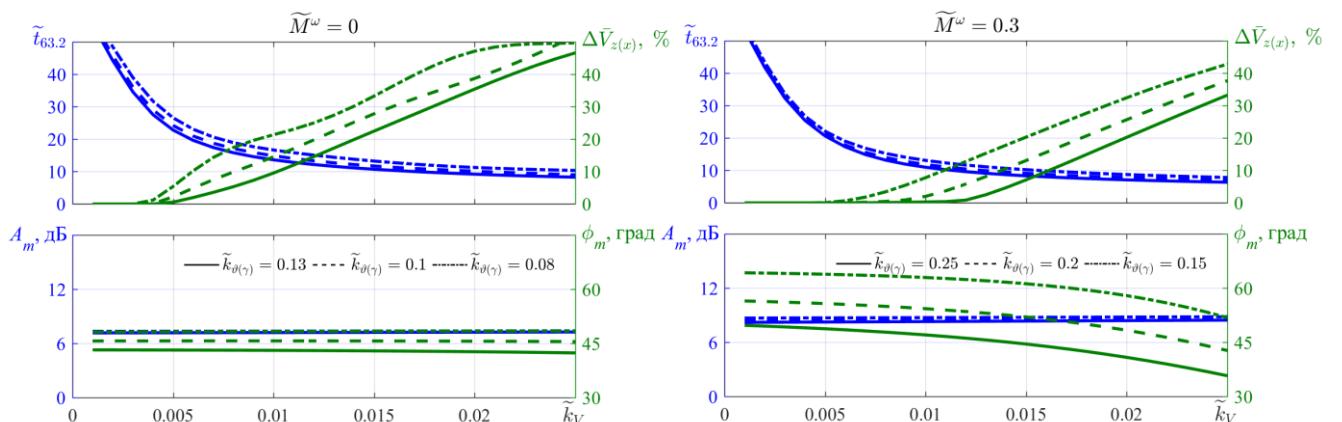


Рисунок 2.19 — Характеристики третьего контура (TRC)

Как следует из приведенных данных, при обоих рассмотренных значениях  $\tilde{M}^\omega$  характер зависимости этих параметров от  $\tilde{k}_V$  качественно одинаковый. При увеличении  $\tilde{k}_V$   $t_{63.2}$  и запас по фазе уменьшаются, а начиная с некоторого значения

$\tilde{k}_v = \tilde{k}_v^*$  появляется и далее монотонно растёт перерегулирование. Поскольку для типа реакции *TRC* согласно *ADS-33* требуется переходный процесс по скорости, близкий к апериодическому, возможный диапазон  $\tilde{k}_v$  ограничен сверху величиной  $\tilde{k}_v = \tilde{k}_v^*$ . При уменьшении  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  во втором контуре алгоритмов  $\tilde{k}_v^*$  также уменьшается, что приводит к увеличению  $t_{63.2}$  при условии сохранении апериодического характера переходного процесса. При этом для апериодического переходного процесса при  $\tilde{k}_v = 0.005—0.008$  могут быть получены  $\tilde{t}_{63.2} = 15—20$ , что при характерных величинах эквивалентного запаздывания  $\tau_\Sigma$  в контуре управления позволяет выполнить требования *ADS-33*, согласно которым величина  $t_{63.2}$  должна быть в диапазоне от 2.5 до 5 с.

Ещё одним фактором, ограничивающим  $\tilde{k}_v$ , является допустимый запас устойчивости по фазе. Увеличить диапазон  $\tilde{k}_v$ , в котором запас превышает заданное требование  $\varphi_m = 45^\circ$ , помогает уменьшение  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  во втором контуре. Так, при наибольшем из рассмотренных  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  и  $\tilde{k}_v = 0.005—0.008$ , когда обеспечиваются приемлемые значения  $\tilde{t}_{63.2}$ ,  $\varphi_m$  снижается до 35—40 град. Для сохранения его на уровне более 45 град. необходимо было бы уменьшить  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  на 10—20 %. При этом следует иметь в виду, что в рассматриваемой эквивалентной системе не учитываются силы, создаваемые при изменении циклического шага несущего винта, и обратная связь третьего контура по перегрузке, которые, как станет ясно из анализа в Главе 4, решают проблему с уменьшением запаса устойчивости по фазе при замыкании третьего контура в реальной ЭДСУ. Благодаря этому  $\tilde{k}_v$  может быть выбрано только из соображений качества переходного процесса, а настройки второго контура — едиными для типов реакции *ACAH* и *TRC*.

### 2.3.2 Вертолёты со средним и высоким собственным демпфированием углового движения

Рассмотрим динамические характеристики, которые реконфигурируемый многоконтурный алгоритм обеспечивает при средних и больших  $\tilde{M}^\omega = 0.3—1.5$ , характерных для каналов тангажа и крена средних и лёгких вертолётов. Анализ выполним с использованием Модели I, в которой положим  $k_{\tau_{\text{HB}}} = 0.5$ .

**Характеристики внутреннего контура** для типа реакции  $RC$  в зависимости от  $\tilde{K}_\omega$  и  $\tilde{K}_{\omega^f}$  приведены на рисунке 2.20 для  $\tilde{K}_u = 0$  (а) и  $\tilde{K}_u = \tilde{M}^\omega$  (б), соответственно. Как и ранее, параметры фильтра  $W_k(\tilde{s})$  приняты равными  $T_1/T_2 = 1.4$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$ . Показанные на рисунке границы разрешённых значений  $\tilde{K}_\omega$  и  $\tilde{K}_{\omega^f}$  соответствуют наиболее жёсткому из ограничений по запасам устойчивости ( $A_m = 6$  дБ,  $\varphi_m = 45^\circ$ ) и коэффициенту демпфирования ( $\zeta_{\text{мин}} = 0.35$ ).

Как видно из приведенных результатов, при  $\tilde{M}^\omega = 0.9—1.5$  и  $\tilde{K}_u = 0$  для получения  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.4—0.45$  необходимо увеличивать  $\tilde{K}_\omega$  до  $0.7—0.9$ , но и в этом случае  $\tilde{\omega}_{BW}$  оказываются меньше, чем у неавтоматизированного вертолёта, который имеет  $\tilde{\omega}_{BW} > 0.5$  (см. рисунок 2.8). При  $\tilde{K}_u = 1$  приемлемые значения  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.5—0.55$  могут быть получены при небольших  $\tilde{K}_\omega$ , однако  $\tilde{K}_{\omega^f}$  при этом также невелики. Увеличение же  $\tilde{K}_{\omega^f}$  сопровождается не только быстрым уменьшением  $\tilde{\omega}_{BW}$  (до  $0.2—0.25$  на границе области разрешенных значений коэффициентов обратных связей), но и ростом перерегулирования по угловой скорости (до  $60—80\%$  на этой же границе).

Таким образом, при  $\tilde{M}^\omega = 0.9—1.5$  внутренний контур реконфигурируемого алгоритма при типе реакции  $RC$  работает неэффективно: наличие интегральной обратной связи приводит к существенному уменьшению полосы пропускания даже по сравнению с неавтоматизированным вертолётом и к увеличению перерегулирования в переходных процессах.

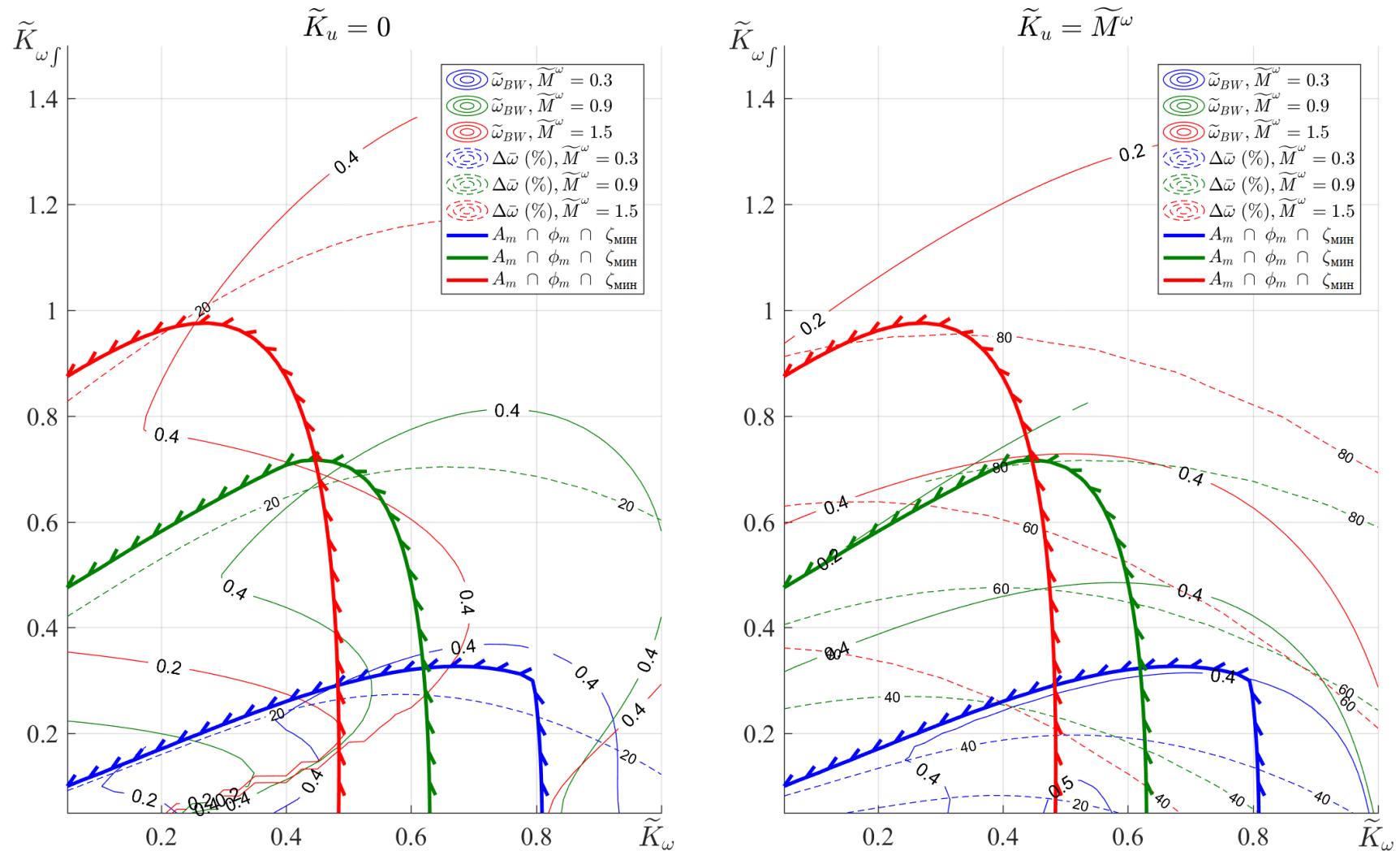


Рисунок 2.20 — Основные характеристики внутреннего контура при  $\tilde{K}_u = 0$  и  $\tilde{K}_u = \tilde{M}^{(0)}$  ( $RC$ )

Во **втором контуре**, в отличие от внутреннего, при  $\tilde{M}^{\omega} = 0.9—1.5$  кардинальных изменений не происходит (рисунок 2.21). Выбором  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  и  $\tilde{K}_{\omega}$  всё так же можно добиться приемлемых значений  $\omega_{BW}$  и  $\omega_{DRB}$ . Единственное отличие состоит в том, что при отсутствии аperiодического фильтра сигнала обратной связи по углу  $W_{9(\gamma)}(s)$  область  $\Delta\omega_{BW} > 0$  значительно сужается и начиная с  $\tilde{M}^{\omega} \approx 0.9$  практически полностью пропадает. Это вынуждает использовать аperiодический фильтр с  $\tilde{T}_{9(\gamma)} \approx 1$  в обратной связи по углу безотносительно к характеристикам внутреннего контура (рисунок 2.22). При этом допустимые значения  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  по-прежнему ограничиваются сверху минимальной величиной запаса по фазе  $\phi_m = 45^\circ$ .

Отдельно стоит остановиться на анализе требования *ADS-33* к максимально разрешённой величине пика АЧХ по возмущению ( $DRP = 5$  дБ). Как видно из рисунков 2.16а и 2.22а, ограничение  $DRP = 5$  дБ почти во всех случаях является более жёстким не только, чем  $\zeta_{\min} = 0.35$ , но и чем  $\phi_m = 45^\circ$ . Если учитывать его при выборе параметров ЭДСУ рассматриваемой структуры, реализуемые значения полосы подавления возмущений  $\tilde{\omega}_{DRB}$  существенно снижаются. В то же время, как показано в Главе 1, само значение  $DRP = 5$  дБ, в отличие от  $\zeta_{\min} = 0.35$ , выбрано достаточно произвольно, а влияние его превышения на Уровень пилотажных характеристик не определено. По этой причине требование  $DRP = 5$  дБ не учитывалось при построении границы области разрешённых  $\tilde{K}_{\omega}$  и  $\tilde{k}_{9(\gamma,\psi)}$  и при определении рациональных значений этих параметров (рисунки 2.16б и 2.22б).

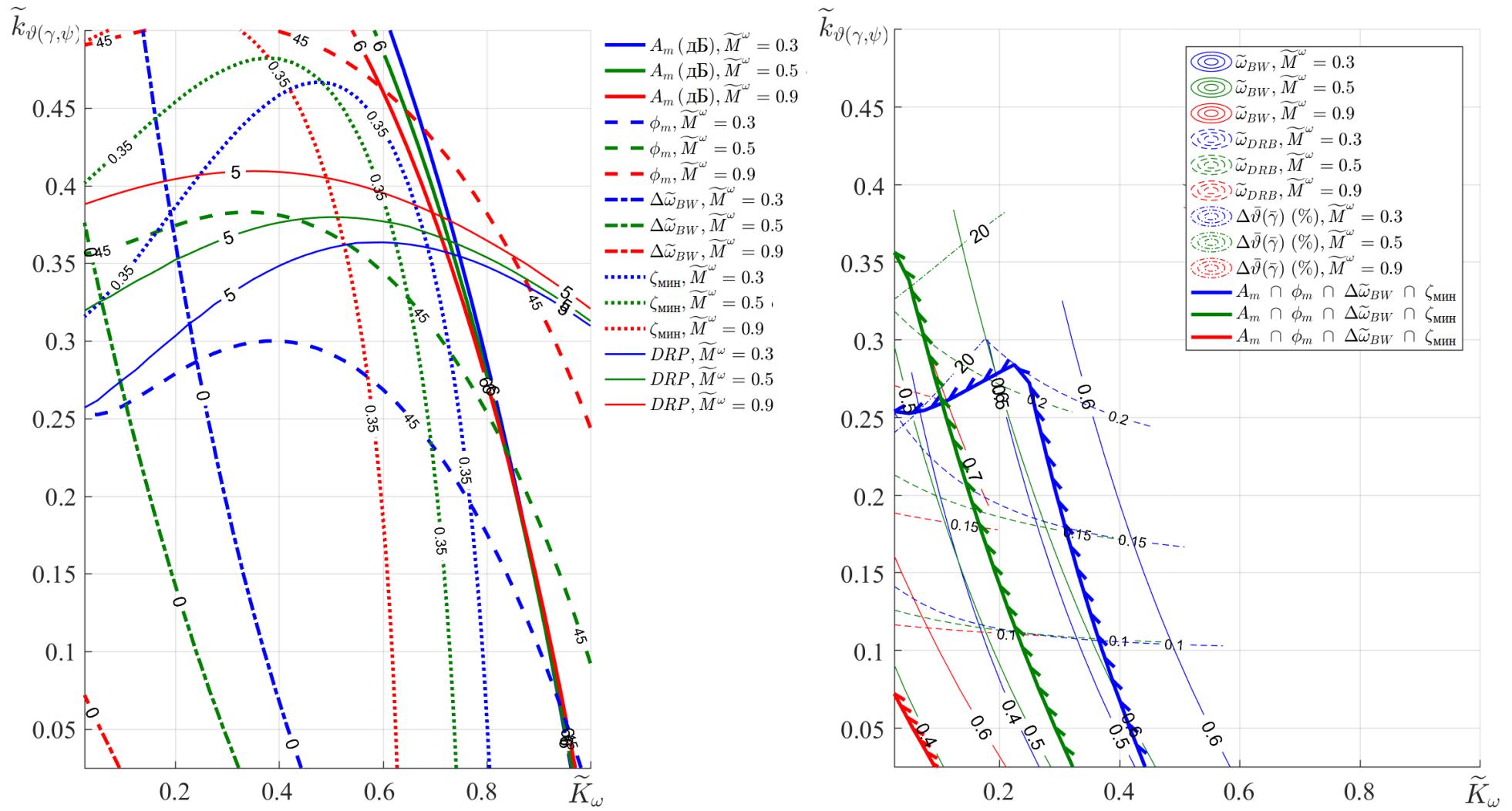


Рисунок 2.21 — Основные характеристики второго контура (ACAH; без  $W_{9(\gamma)}(s)$ )

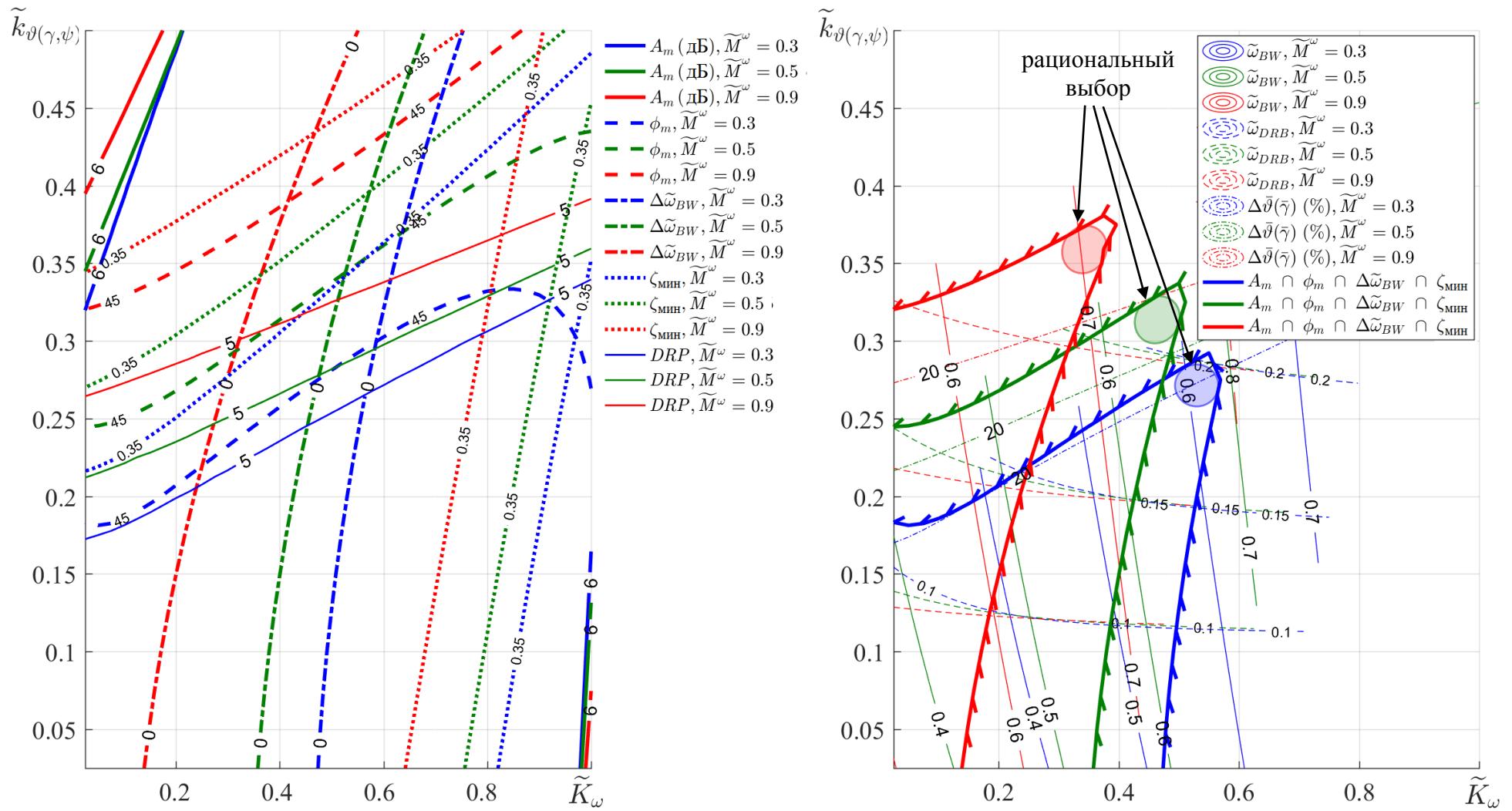


Рисунок 2.22 — Основные характеристики второго контура (ACAH; с  $W_{\vartheta(\gamma)}(s)$ )

Характеристики устойчивости и управляемости при замыкании **третьего контура**, также не претерпевают существенных изменений при больших  $\tilde{M}^\omega$  (рисунок 2.23). Коэффициент обратной связи по скорости полёта  $\tilde{k}_V = 0.005—0.008$ , по прежнему, обеспечивает переходный процесс без перерегулирования с безразмерным временем срабатывания  $\tilde{t}_{63.2} = 15—20$ , при котором  $t_{63.2}$  находится в заданных требованиями *ADS-33* границах.

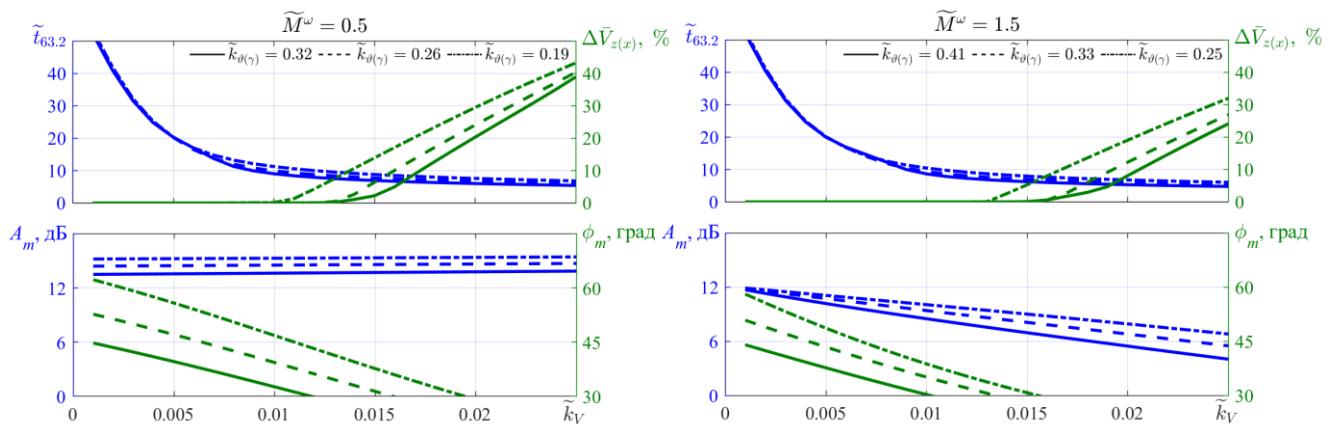


Рисунок 2.23 — Основные характеристики третьего контура (*TRC*)

Запас по фазе замкнутой системы при этом несколько меньше принятых требований и составляет 35—40 град. В полной модели динамики вертолёта, где учитываются силы, создаваемые при изменении циклического шага несущего винта, и обратная связь третьего контура по перегрузке, запасы устойчивости получаются существенно больше, чем при оценке с использованием эквивалентной модели. Благодаря этому в реальной ЭДСУ  $\tilde{k}_V$  может быть выбрано только из соображений качества переходного процесса, а настройки второго контура — едиными для типов реакции *ACAH* и *TRC*.

## 2.4 Сравнение с результатами других исследований

Результаты, относящиеся к характеристикам устойчивости вертолёта с ЭДСУ (т.е.,  $\phi_m$ ,  $A_m$ ,  $\zeta$ ,  $\omega_{DRB}$ ), полученные в данной главе, в полной мере применимы и к алгоритмам других типов (например, *EMF*), при условии, что в них используется аналогичная структура обратных связей. Это позволяет сравнить оценки

характеристик замкнутого контура, полученные по разработанной в данной работе методике, со сделанными в [23].

В [23] рассматривается алгоритм продольного канала ЭДСУ вертолёта со статическими обратными связями по скорости и углу тангажа вида:

$$\sigma_{o.c} = K_{\omega_z} (k_9 \vartheta + \omega_z).$$

Упрощённая модель динамики движения вертолёта по скорости тангажа принята в виде:

$$W_{\omega_z}(\tilde{s}) = \frac{e^{-\tilde{s}}}{\tilde{s}},$$

т.е. соответствует Модели II с  $\tilde{M}^{\omega} = 0$  и  $k_{\tau o.c} = 0$ . В то же время, точное значение безразмерного коэффициента демпфирования рассматриваемого вертолёта составляет  $\tilde{M}^{\omega} = 0.09$ . Пренебрежение ненулевой величиной  $\tilde{M}^{\omega}$  обосновано в [23] тем, что при сравнительно большой полосе пропускания замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ», обеспечиваемой ЭДСУ, динамика неавтоматизированного вертолёта на низких и средних частотах практически не влияет на пилотажные характеристики.

С использованием инженерной методики в [23] выбраны передаточные числа алгоритма управления  $\tilde{K}_{\omega_z} = 0.34$ ,  $\tilde{k}_9 = 0.16$  (Вариант 1 на рисунке 2.24), с которыми получены следующие результаты: запасы устойчивости —  $A_m = 12$  дБ и  $\varphi_m = 45^\circ$ , безразмерная частота среза разомкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» —  $\tilde{\omega}_c = 0.37$ . Поскольку использованный в [23] подход к синтезу алгоритмов ЭДСУ предполагает, что частота среза эталонной модели  $W_{EMF}(s)$   $\tilde{\omega}_{EMF}$  должна быть связана с  $\tilde{\omega}_c$  соотношением  $\tilde{\omega}_c / \tilde{\omega}_{EMF} \geq 2—3$ , то полоса пропускания вертолёта с ЭДСУ  $\tilde{\omega}_{BW} = f(\tilde{\omega}_{EMF})$  оказывается напрямую зависящей от  $\tilde{\omega}_c$ . Таким образом, точность оценки величины  $\tilde{\omega}_c$  и потребных для этого  $\tilde{K}_{\omega_z}$  и  $\tilde{k}_9$  при заданных ограничениях на минимально допустимые запасы устойчивости — 45 град. и 6 дБ — играет в выбранном в [23] подходе важнейшую роль.

Расчёты, выполненные по методике, предложенной в данной работе, с

использованием Модели II с  $\tilde{M}^\omega = 0.09$ , показывают, что для рассматриваемого вертолёта граница  $\phi_m = 45^\circ$  в действительности располагается в плоскости  $\tilde{K}_\omega_z - \tilde{k}_\vartheta$  гораздо выше, чем получено в [23]. Как следствие, оставаясь в рамках тех же ограничений по запасам устойчивости, можно выбрать большие значения передаточных коэффициентов (например,  $\tilde{K}_\omega_z = 0.43$ ,  $\tilde{k}_\vartheta = 0.26$ , как в Варианте 2 на рисунке 2.24), что позволяет увеличить частоту среза разомкнутой системы с  $\tilde{\omega}_c = 0.36$  до  $\tilde{\omega}_c = 0.48$ , полосу подавления возмущений  $\tilde{\omega}_{DRB}$  — с 0.1 до 0.16, и более чем в 1.5 раза снизить время затухания колебаний после импульсного возмущения по приводу. Сравнение результатов расчётов при  $\tilde{M}^\omega = 0$  и  $\tilde{M}^\omega = 0.09$  приведены на рисунке 2.24.

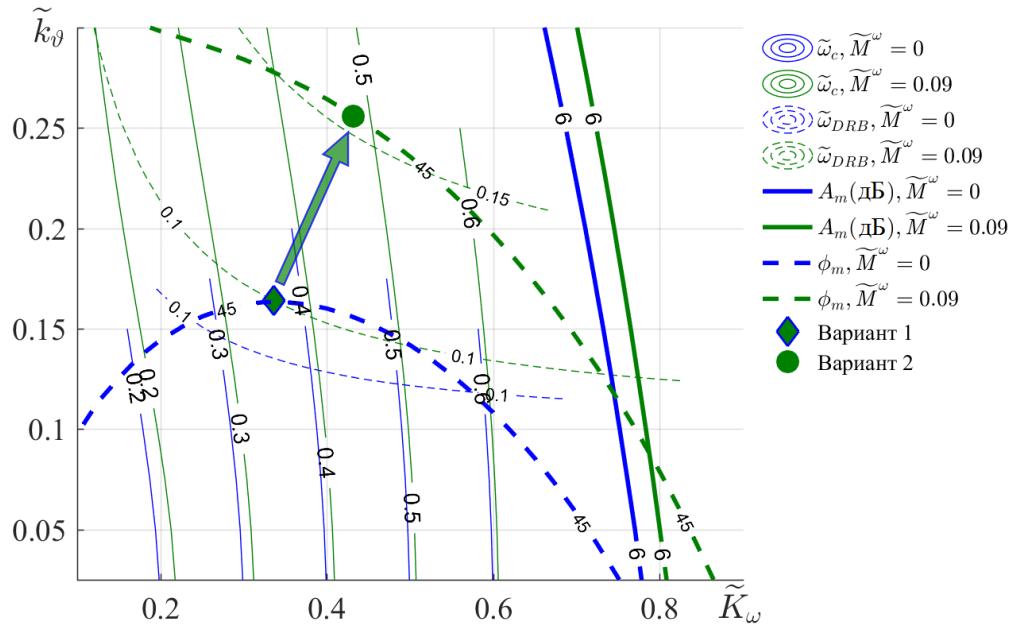


Рисунок 2.24 — Влияние учёта  $\tilde{M}^\omega$  на характеристики замкнутой системы

Для канала крена, в котором у данного вертолёта  $\tilde{M}^\omega \approx 0.55$ , оценка характеристик замкнутой системы по принятой в [23] методике, как это следует из приведенных в этой главе результатов расчётов, была бы ещё менее точна. Это связано ещё и с тем, что в канале крена рассматриваемого вертолёта  $k_{\tau_{HB}} \tilde{M}^\omega = 0.22 > 0.15$ , так что вместо Модели II в расчётах следовало бы

использовать Модель I.

Выполненное сравнение результатов показывает, что методика оценки динамических характеристик вертолёта с ЭДСУ с использованием эквивалентных моделей, предложенная в данной работе, позволяет получать более точные результаты, чем использованные в других исследованиях. Это достигается благодаря тому, что в эквивалентной модели учитывается собственное демпфирование неавтоматизированного вертолёта  $\tilde{M}^{\omega}$  (Модели I и II) и взаимодействие движения вертолёта как твёрдого тела с низкочастотной формой движения лопастей несущего винта в плоскости взмаха (Модель I).

## 2.5 Выводы к главе 2

Таким образом, в Главе 2:

- разработана методика анализа характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с ЭДСУ с использованием эквивалентной модели его динамики и безразмерных переменных;
- предложена структура реконфигурируемого многоконтурного алгоритма ЭДСУ для каналов тангажа, крена и рыскания, с помощью которого могут быть реализованы все типы реакции, обозначенные в требованиях *ADS-33: RC(AH), RC(DH), ACAN, TRC*;
- проведен анализ характеристик устойчивости и управляемости вертолёта, обеспечиваемых разработанным алгоритмом, с точки зрения требований на основе *ADS-33*;
- определен рациональный подход к выбору передаточных чисел и параметров фильтров, входящих в алгоритм;
- обозначены границы применимости разработанного алгоритма в зависимости от собственных динамических характеристик вертолёта: в каналах крена и тангажа внутренний контур обеспечивает характеристики устойчивости и управляемости, соответствующие заданным требованиям, только на вертолётах с низким собственным демпфированием углового движения.

Далее будет рассмотрена модифицированная структура интегрального алгоритма внутреннего контура, использующая эталонную модель, что позволяет снять выявленные ограничения по применимости реконфигурируемого алгоритма ЭДСУ и улучшить характеристики устойчивости и управляемости при типе реакции  $RC$ , когда работает только внутренний контур алгоритма.

### 3 Интегральные алгоритмы ЭДСУ вертолёта с эталонной моделью

#### 3.1 Общий принцип построения интегральных алгоритмов с эталонной моделью для ЭДСУ летательных аппаратов

В Главе 1 были рассмотрены основные принципы построения, достоинства и недостатки алгоритмов управления типа *EMF*, или «алгоритмов с явным образом заданной эталонной моделью», нашедших применение в ЭДСУ летательных аппаратов различных типов. В таких алгоритмах желаемая динамика управляемого движения самолёта или вертолёта описывается эталонной моделью, непосредственно входящей в структуру алгоритмов наряду с инверсной моделью динамики неавтоматизированного ЛА и обратными связями по параметрам движения.

Однако эталонная модель, представленная, например, передаточной функцией  $W_{\text{э.м}}(s)$ , может быть использована в алгоритмах ЭДСУ и иным образом, а именно, для формирования управляющего сигнала интегральной части алгоритма [97], как это показано на рисунке 3.1. При этом в качестве регулируемого параметра  $u$  в зависимости от типа летательного аппарата и канала управления может выступать нормальная или поперечная перегрузка, скорость тангажа, крена или рыскания и т.д. Алгоритмы управления, основанные на данном принципе, далее будут именоваться «интегральными алгоритмами с эталонной моделью». Их можно считать обобщением алгоритма продольного канала ЭДСУ самолёта с нерегулируемым апериодическим префильтром в интегральной части, предложенных в [38].

Интегральные алгоритмы с эталонной моделью по структуре имеют сходство с алгоритмами типа *EMF* (рисунок 1.7), но роль передаточной функции обратной связи  $W_{\text{o.с}}(s)$  в них играет интегральное звено со своим передаточным коэффициентом, а объектом управления  $W_{\text{o.б}}(s)$  вместо неавтоматизированного

летательного аппарата становится ЛА со статическими обратными связями системы управления.

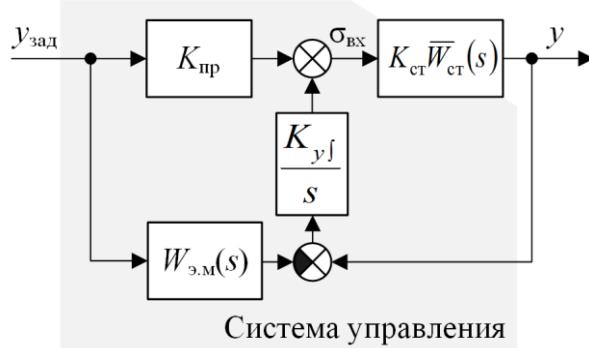


Рисунок 3.1 — Интегральный алгоритм с эталонной моделью для ЭДСУ летательных аппаратов

Заданное отклонение органа продольного управления  $\sigma$  формируются в этом случае в соответствии с выражением:

$$\sigma = \sigma_{\text{вх}} + \sigma_{\text{ст}}, \quad (3.1)$$

где  $\sigma_{\text{ст}}$  — суммарный сигнал статических обратных связей алгоритма управления. Входной сигнал  $\sigma_{\text{вх}}$  равен:

$$\sigma_{\text{вх}} = K_{\text{пр}} y_{\text{зад}} + \frac{K_y \int}{s} (y - W_{\text{о.м}}(s) y_{\text{зад}}),$$

где  $K_{\text{пр}}$  — коэффициент прямой связи

Передаточную функцию  $W_{\text{о.б}}(s)$  можно представить в виде произведения:  $W_{\text{о.б}}(s) = K_{\text{ст}} \bar{W}_{\text{ст}}(s)$ , где  $\bar{W}_{\text{ст}}(s)$  — нормированная передаточная функция, для которой  $\bar{W}_{\text{ст}}(0) = 1$ , а  $K_{\text{ст}}$  — статический коэффициент усиления:  $K_{\text{ст}} = W_{\text{о.б}}(0)$ . Величина  $K_{\text{ст}}$  зависит как от параметров статической части алгоритмов управления, так и собственных характеристик устойчивости и управляемости неавтоматизированного самолёта.

Поскольку, как было сказано выше, статический алгоритм, в принципе, обеспечивает приемлемые характеристики продольной управляемости, за эталонную модель можно принять нормированную передаточную функцию объекта управления:  $W_{\text{о.м}}(s) = \bar{W}_{\text{ст}}(s)$ . В таком случае также значительно

упрощается задача построения инверсной модели объекта управления, т.к. в отличие от алгоритмов типа *EMF*, в интегральных алгоритмах с эталонной моделью в неё входит только статическая характеристика объекта управления:  $W_{\text{э.м}}(s)W_{\text{инв}}(s) = 1/K_{\text{ст}}$ .

При такой организации алгоритма управления и выполнении равенств  $W_{\text{э.м}}(s) = \bar{W}_{\text{ст}}(s)$  и  $K_{\text{пр}} = 1/K_{\text{ст}}$  интегральная часть обеспечивает отсутствие статической ошибки по  $u$  при действии на летательный аппарат внешних возмущений и позволяет получить заданное балансировочное положение рычага управления в установившемся полёте, но не влияет (при условии, что запасы устойчивости замкнутой системы «ЛА — ЭДСУ» достаточны) на переходный процесс при управляющем воздействии  $u_{\text{зад}}$ . Благодаря этому при добавлении в алгоритм управления интегрального контура передаточные числа статических обратных связей не требуют корректировки, что упрощает обеспечение заданных запасов устойчивости замкнутой системы.

В результате использование эталонной модели позволяет совместить в одной системе достоинства интегральных и статических алгоритмов: получить заданные статические и приемлемые динамические характеристики управляемости при относительно небольших передаточных числах, характерных для статических законов управления.

При выборе структуры эталонной модели целесообразно представить фильтры сигналов обратных связей ЭДСУ  $W_{\text{ф.о.с}}(s)$  в виде  $W_{\text{ф.о.с}}(s) = W_{\text{фун}}(s)W_{\text{н.ч}}(s)$ , где  $W_{\text{фун}}(s)$  — т.н. функциональный фильтр, предназначенный для изменения динамики летательного аппарата на частотах его движения как твёрдого тела, т.е. не более  $\omega = 10—15 \text{ с}^{-1}$ ,  $W_{\text{н.ч}}(s)$  — фильтр низких частот, служащий для улучшения помехозащищенности ЭДСУ и обеспечения аэроупругой устойчивости замкнутого контура «ЛА — ЭДСУ» [96]. С точки зрения вида АФЧХ, к группе фильтров низких частот относится также силовой привод органа управления.

При этом непосредственно включать в  $W_{\text{Э.М}}(s)$  целесообразно только параметры функциональных фильтров. Для учёта фильтров второго типа достаточно добавить в  $W_{\text{Э.М}}(s)$  чистое запаздывание  $\tau_{\text{Э.М}}$ , аппроксимирующее  $W_{\text{Н.Ч}}(s)$  в области низких частот, так что  $W_{\text{Э.М}}(s)$  принимает вид:

$$W_{\text{Э.М}}(s) = \frac{b_m s^m + \dots + b_1 s + 1}{a_n s^n + \dots + a_1 s + 1} e^{-\tau_{\text{Э.М}} s}.$$

Такой подход позволяет существенно упростить  $W_{\text{Э.М}}(s)$ , уменьшив порядок  $n$  и количество входящих в неё параметров  $a_i$  и  $b_j$ , сохранив при этом достаточную для практических целей точность выполнения условия  $W_{\text{Э.М}}(s) = \bar{W}_{\text{ct}}(s)$ .

В работе [97] автором рассмотрено применение интегрального алгоритма с эталонной моделью для продольного канала ЭДСУ самолёта. Показано, что с таким алгоритмом удаётся получить динамические характеристики переходных процессов в управляемом продольном движении самолёта с ЭДСУ близкие к обеспечиваемым статическими алгоритмами управления. Данный результат достигается в том числе в ситуации, когда параметры, характеризующие динамику неавтоматизированного самолёта, известны с некоторыми достижимыми при практической реализации ЭДСУ погрешностями, а структура алгоритмов ЭДСУ учитывается в эталонной модели в упрощённом виде.

Поскольку ограничения по применимости рассмотренного в Главе 2 многоконтурного реконфигурируемого алгоритма ЭДСУ вертолёта были вызваны как раз неблагоприятным влиянием интегральной части алгоритма на характеристики управляемости, целесообразно рассмотреть модифицированный вариант алгоритма с эталонной моделью во внутреннем контуре.

### 3.2 Применение эталонной модели в реконфигурируемых алгоритмах ЭДСУ вертолёта

Структурная схема внутреннего контура многоконтурного алгоритма ЭДСУ вертолёта при введении в его состав эталонной модели, принимает вид, показанный на рисунке 3.2.

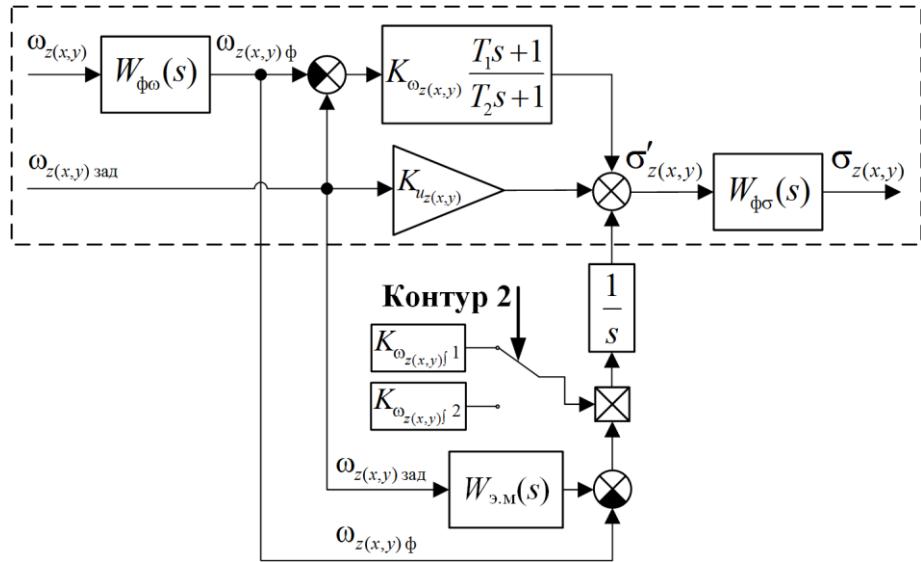


Рисунок 3.2 — Алгоритм внутреннего контура с эталонной моделью для ЭДСУ вертолёта

Согласно принципам построения интегральных алгоритмов с эталонной моделью, изложенным выше,  $W_{3,M}(s)$  должна как можно более точно описывать динамику контура «вертолёт — статическая часть алгоритма ЭДСУ», т.е. передаточную функцию  $\omega_{z(x,y)\phi}$  по  $\omega_{z(x,y)}$  зад при  $K_{\omega_{z(x,y)\phi}} = 0$ , в области средних частот. Часть алгоритма ЭДСУ, которая включается в замкнутый контур при определении  $W_{3,M}(s)$ , выделена на рисунке 3.2 штриховой линией.

При использовании эталонной модели в продольном канале ЭДСУ самолёта был выбран подход, при котором  $W_{3,M}(s)$  повторяла структуру выделенной части замкнутого контура, так что каждому из параметров эталонной модели соответствовал какой-либо параметр неавтоматизированного самолёта или фильтра ЭДСУ. Отчасти это было связано с тем, что на динамику продольного движения самолёта существенное влияние оказывает центровка, а при таком подходе к формированию  $W_{3,M}(s)$  учёт её изменения оказывается достаточно удобным для практической реализации.

Специфика характеристик устойчивости и управляемости вертолёта состоит в том, что центровка оказывает на характеристики переходных процессов управляемого движения гораздо меньшее влияние. Благодаря этому в известных

реализациях алгоритмов типа *EMF* для инверсной модели неавтоматизированного вертолёта  $W_{\text{инв}}(s)$  удаётся либо использовать неизменяемую модель, либо ограничиться программной регулировкой параметров по режимам полёта. В интегральных алгоритмах с эталонной моделью  $W_{\text{э.м}}(s)$  соответствует динамике вертолёта со статической обратной связью по угловой скорости, что уменьшает чувствительность характеристик устойчивости и управляемости вертолёта к изменению его параметров как объекта управления. В связи с этим потребная вариация динамических характеристик  $W_{\text{э.м}}(s)$  по режимам полёта будет меньше, чем для  $W_{\text{инв}}(s)$ , так что для  $W_{\text{э.м}}(s)$  также можно ограничиться программной настройкой по режимам полёта.

Что касается структуры  $W_{\text{э.м}}(s)$ , то в случае алгоритмов ЭДСУ вертолёта более рациональным представляется следующий подход. Поскольку основное требование к характеристикам управляемости для алгоритма внутреннего контура — критерий полосы пропускания — сформулировано в частотной области, то и динамика  $W_{\text{э.м}}(s)$  должна соответствовать динамике выделенной на рисунке 3.2 части замкнутого контура «вертолёт — ЭДСУ» также в частотной области. Т.к. выше было показано, что существенное улучшение характеристик управляемости при использовании эталонной модели в интегральных алгоритмах достигается и в тех случаях, когда равенство  $W_{\text{э.м}}(s) = \bar{W}_{\text{ст}}(s)$  выполняется не вполне точно, структура  $W_{\text{э.м}}(s)$ , должна обеспечивать приемлемый компромисс между сложностью (выражаемой, в первую очередь, количеством изменяемых параметров) и точностью аппроксимации  $\bar{W}_{\text{ст}}(j\omega)$ .

Исходя из сказанного выше, для выбора параметров эталонной модели можно использовать методику, известную из работы [98] и стандарта [75], заключающуюся в минимизации величины  $M$ , определяемой в соответствии с выражением:

$$M = \frac{20}{n} \sum_i (A_{\text{ст}i} - A_{\text{э.м}i})^2 + 0.02 (\phi_{\text{ст}i} - \phi_{\text{э.м}i})^2,$$

где  $A$  и  $\phi$  — соответственно, амплитудная (в дБ) и фазовая (в градусах) частотные

характеристики эталонной модели и соответствующей части замкнутого контура «вертолёт — ЭДСУ». Так как наибольший интерес представляют характеристики замкнутой системы в окрестности полосы пропускания, обычно равной  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.4—0.6$ , для суммирования целесообразно выбрать диапазон безразмерных частот от 0.2 до 2, а количество частот  $n$ , принятых для расчёта  $M$ , — равным  $n = 11$ .

Чётких общепринятых границ для значений  $M$  не существует, но совпадение моделей обычно считается достаточно точным, если  $M \leq 10$ , а при  $M \geq 100$  точность оценивается как низкая. Поскольку критерием эффективности выбранной  $W_{\text{э.м}}(s)$  является улучшение характеристик управляемости вертолёта по сравнению с исследованным ранее вариантом алгоритмов внутреннего контура ЭДСУ, а не соответствие друг другу оценок пилотажных качеств, полученных разным способом, по принадлежности  $M$  к одному из приведенных выше диапазонов невозможно в полной мере оценить качество полученной  $W_{\text{э.м}}(s)$ . Тем не менее, величина  $M$  может быть использована для сравнения различных вариантов  $W_{\text{э.м}}(s)$ , выбранных для одного и того же объекта управления при идентичных настройках статической части алгоритма ЭДСУ.

Рассмотрим два варианта структуры  $W_{\text{э.м}}(s)$ , исходя из перечисленных выше соображений. Первый имеет передаточную функцию:

$$W_{\text{э.м}}(s) = \frac{1}{vs + 1} e^{-\tau_{\text{э.м}} s}, \quad (3.5)$$

которая содержит два изменяемых параметра:  $v$  и  $\tau_{\text{э.м}}$ . Второй вариант эталонной модели имеет передаточную функцию:

$$W_{\text{э.м}}(s) = \frac{1}{\mu s^2 + \lambda s + 1} e^{-\tau_{\text{э.м}} s}, \quad (3.6)$$

с тремя изменяемыми параметрами:  $\lambda$ ,  $\mu$  и  $\tau_{\text{э.м}}$ . При переходе к безразмерным переменным параметры эталонных моделей принимают вид:  $\tilde{v} = v/\tau_{\Sigma}$ ,  $\tilde{\lambda} = \lambda/\tau_{\Sigma}$ ,  $\tilde{\mu} = \mu/\tau_{\Sigma}^2$ ,  $\tilde{\tau}_{\text{э.м}} = \tau_{\text{э.м}}/\tau_{\Sigma}$ .

Выберем параметры эталонных моделей (3.5) и (3.6) по принятой методике — минимизируя  $M$  — для тех же величин собственного демпфирования

вертолёта, что были рассмотрены в Главе 2:  $\tilde{M}^\omega = 0.1—1.5$ . Результаты расчётов для алгоритма внутреннего контура с корректирующим фильтром ( $T_1/T_2 = 1.4$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$ ) приведены на рисунках 3.3 (двуухпараметрическая модель) и 3.4 (трёхпараметрическая модель).

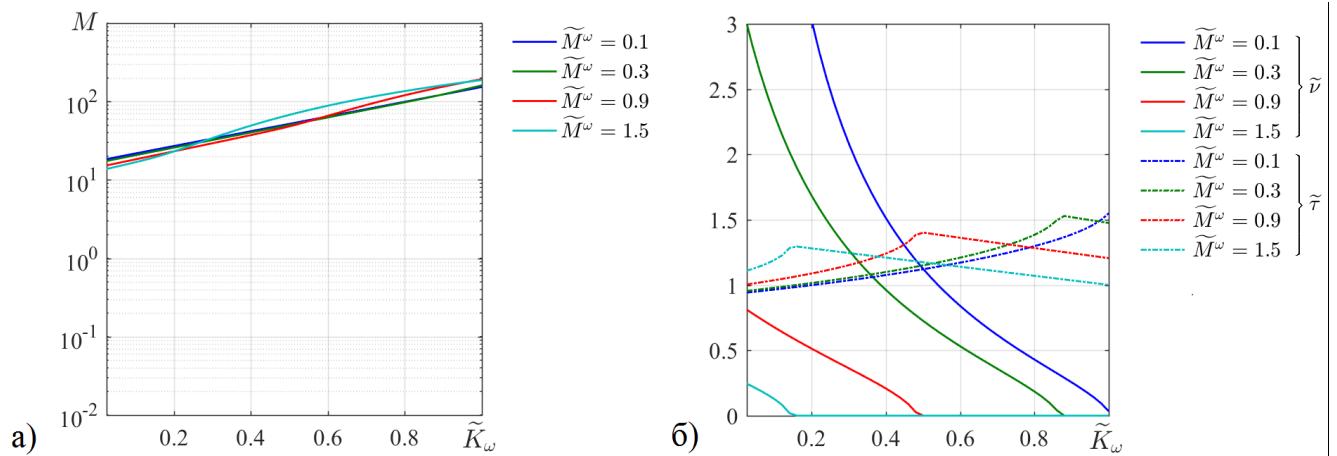


Рисунок 3.3 — Двуухпараметрическая эталонная модель (а —  $M$ , б —  $W_{3,M}(s)$ )

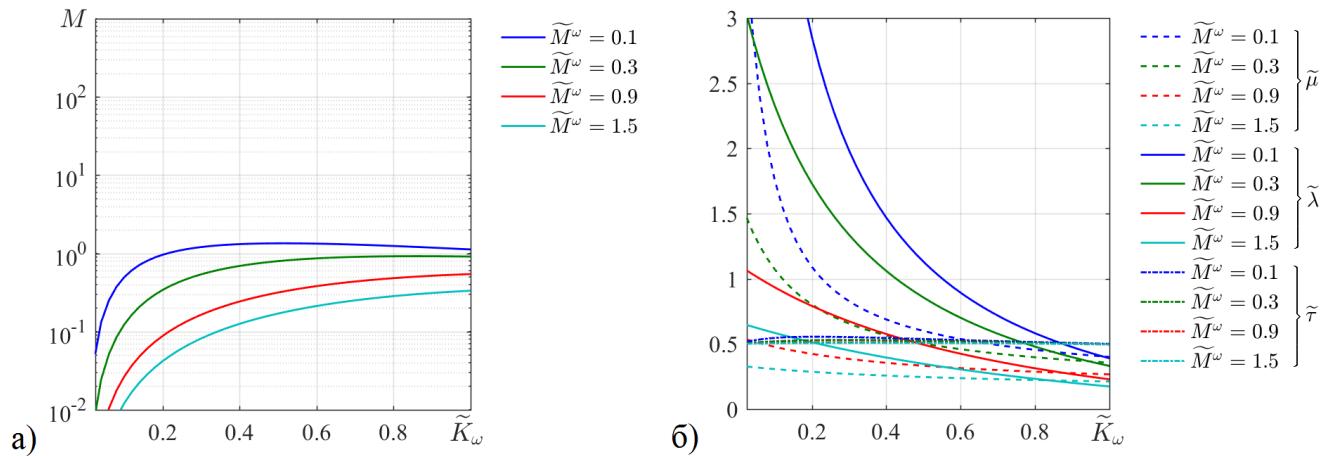


Рисунок 3.4 — Трёхпараметрическая эталонная модель (а —  $M$ , б —  $W_{3,M}(s)$ )

Из представленных результатов видно, что с использованием трёхпараметрической модели удаётся добиться значительно более высокой точности аппроксимации динамики объекта управления (т.е. меньших величин  $M$ ), чем для двухпараметрической.

Рассмотрим, как изменяются динамические характеристики вертолёта с многоконтурными реконфигурируемыми алгоритмами ЭДСУ при переходе **внутреннем контуре** к интегральному алгоритму с эталонной моделью. Как и в

Главе 2, рассмотрим полный диапазон изменения  $\tilde{M}^\omega = 0—1.5$ , а для собственной динамики вертолёта воспользуемся Моделью I с  $k_{\tau_{HB}} = 0.5$  (рисунок 3.5).

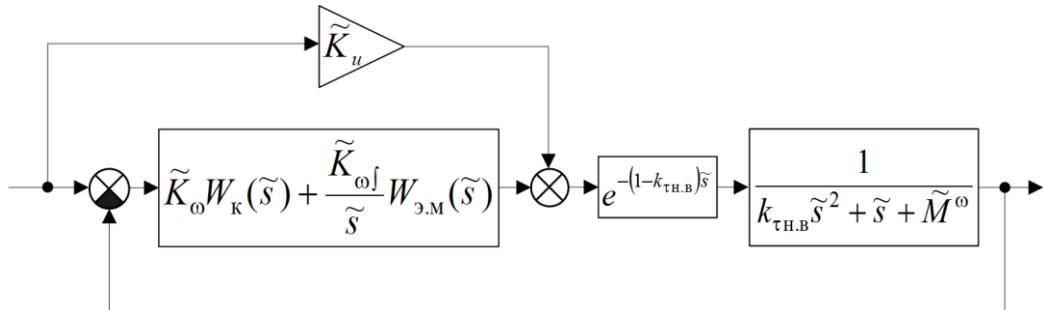


Рисунок 3.5 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» (внутренний контур)

Сначала сравним характеристики управляемости, обеспечиваемые двумя вариантами эталонной модели при  $W_k(\tilde{s})=1$  (рисунок 3.6). В обоих случаях  $\tilde{K}_u = \tilde{M}^\omega$ , а значения параметров  $W_{3..M}(s)$  выбраны по изложенной выше методике.

При использовании двухпараметрической эталонной модели (рисунок 3.6а) зависимость полосы пропускания  $\omega_{BW}$  от передаточного коэффициента интегральной части алгоритма  $\tilde{K}_{\omega\int}$  значительно снижается, а высокие значения  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.4—0.5$  достигаются при малом перерегулировании по угловой скорости (менее 10 %). Тем не менее, при  $\tilde{M}^\omega = 0.9—1.5$  выбор  $\tilde{K}_{\omega\int}$  вблизи границы по минимально допустимым запасам устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» всё же приводит к уменьшению  $\tilde{\omega}_{BW}$  на 10—20 % по сравнению с неавтоматизированным вертолётом.

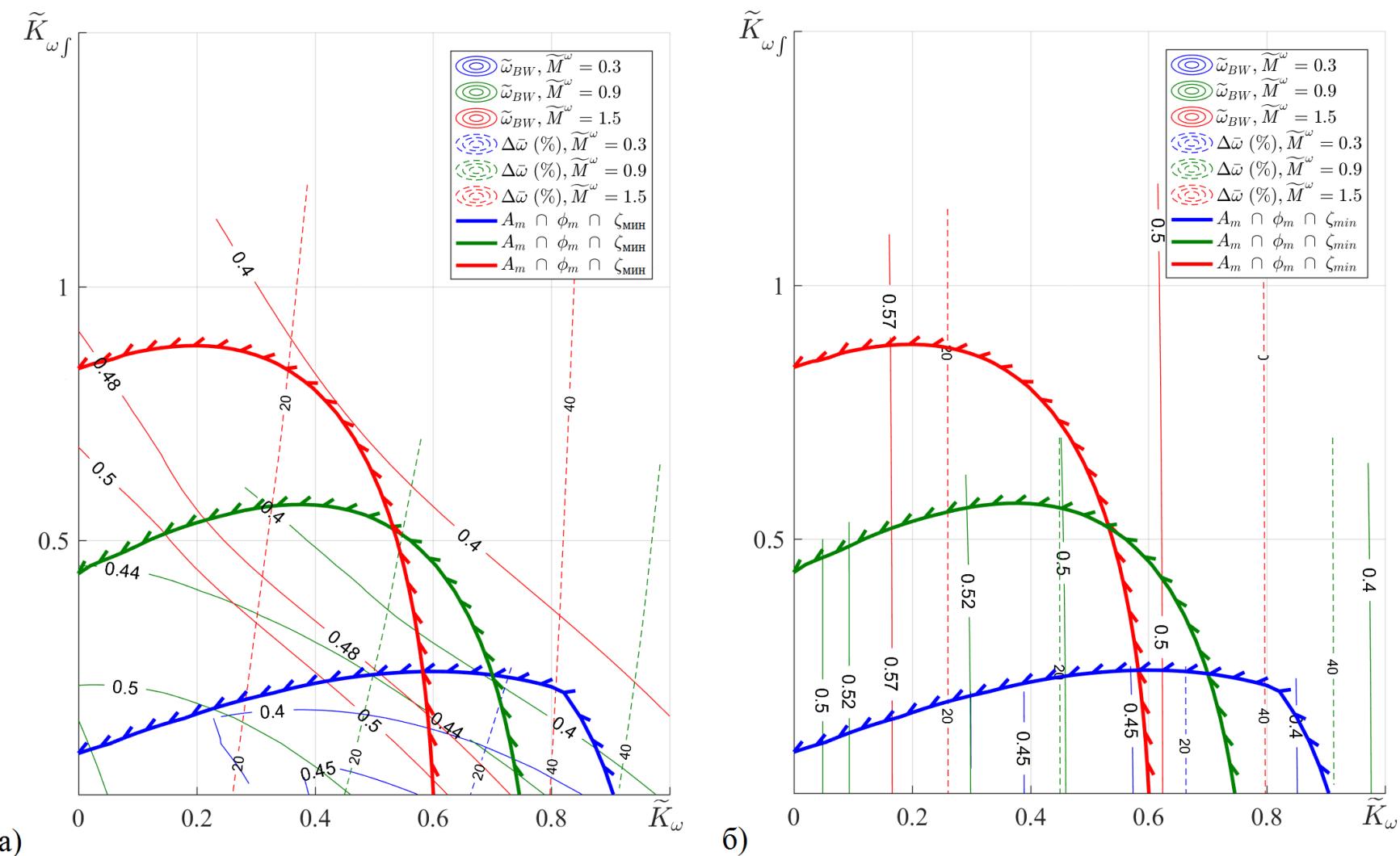


Рисунок 3.6 — Основные параметры внутреннего контура с двух- (а) и трехпараметрической (б) эталонной моделью  $(RC, \text{без } W_k(s))$

Трёхпараметрическая эталонная модель (рисунок 3.6б) позволяет сделать линии уровня характеристики управляемости вертолёта с ЭДСУ в плоскости  $\tilde{K}_\omega$  —  $\tilde{K}_{\omega\downarrow}$  почти вертикальными. В результате  $\tilde{\omega}_{BW}$  и перерегулирование по угловой скорости зависят практически только от  $\tilde{K}_\omega$ , а  $\tilde{K}_{\omega\downarrow}$  может быть выбрано исключительно из соображений, связанных с запасами устойчивости замкнутой системы и характером переходных процессов в длиннопериодическом движении. При  $\tilde{M}^\omega \leq 0.3$  максимально достижимые вблизи границы по запасу по фазе  $\tilde{\omega}_{BW}$  несколько увеличиваются по сравнению как с двухпараметрической эталонной моделью, так и традиционным интегральным алгоритмом и составляют  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.43—0.45$  вместо  $\tilde{\omega}_{BW} = 0.35—0.4$ . При больших  $\tilde{M}^\omega = 0.9—1.5$  выбрав  $\tilde{K}_\omega > 0$  можно несколько повысить  $\tilde{\omega}_{BW}$  по сравнению с неавтоматизированным вертолётом, чего с алгоритмами внутреннего контура традиционной структуры, рассмотренными в Главе 2, не удавалось достичь ни при каких передаточных числах. Перерегулирование по угловой скорости при рациональном выборе  $\tilde{K}_\omega$  и  $\tilde{K}_{\omega\downarrow}$ , как и с двухпараметрической эталонной моделью, не превышает 10 %.

Качественный характер зависимости основных параметров управляемости от  $\tilde{K}_\omega$  и  $\tilde{K}_{\omega\downarrow}$  при использовании трехпараметрической эталонной модели сохраняется и при наличии корректирующего фильтра  $W_k(s)$  во внутреннем контуре. Результаты расчётов для фильтра с параметрами  $T_1/T_2 = 1.4$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$  приведены на рисунке 3.7.

Степень влияния  $\tilde{K}_{\omega\downarrow}$  на  $\tilde{\omega}_{BW}$  при малых  $\tilde{M}^\omega \leq 0.3$  несколько возрастает, но с практической точки зрения остаётся незначительной. При больших значениях  $\tilde{M}^\omega = 0.9—1.5$ , где это влияние препятствовало использованию традиционного алгоритма, оно практически отсутствует. Перерегулирование в переходном процессе по угловой скорости почти не зависит от  $\tilde{K}_{\omega\downarrow}$  во всём исследованном диапазоне значений  $\tilde{M}^\omega$ , и при рациональном выборе  $\tilde{K}_\omega$  составляет не более 10—15 %.

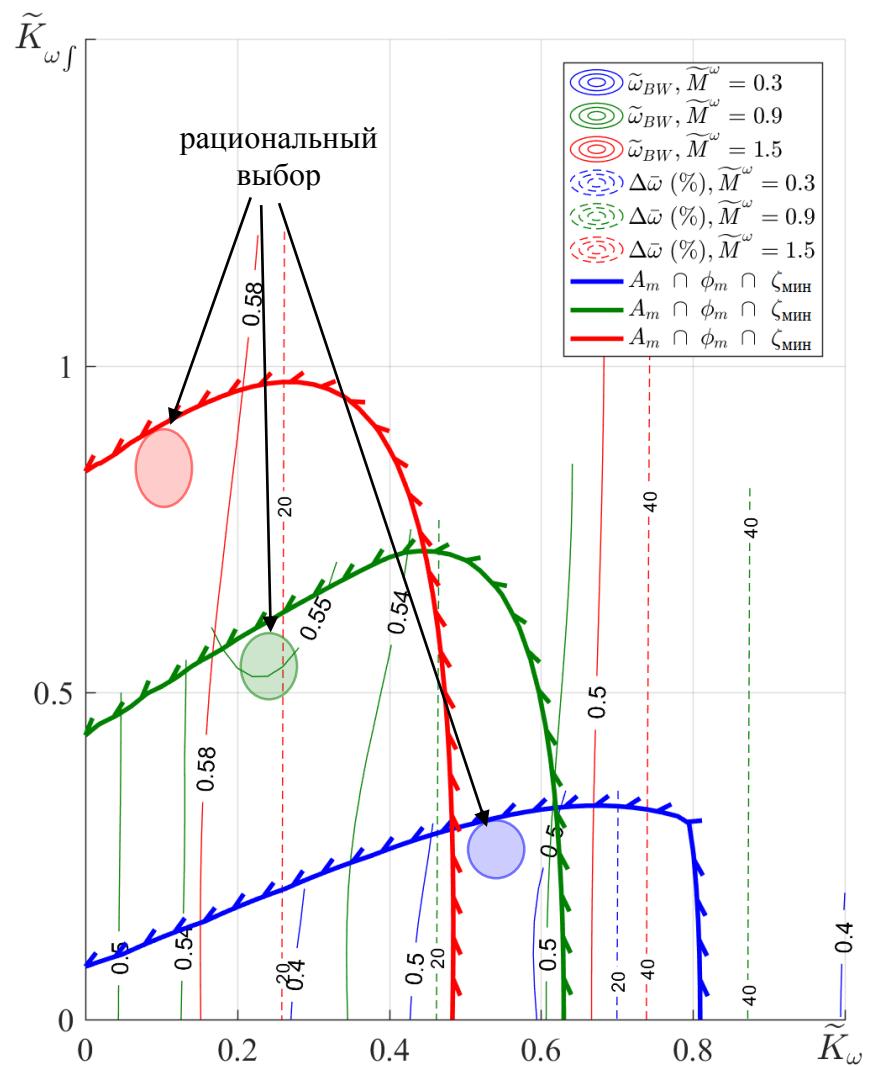
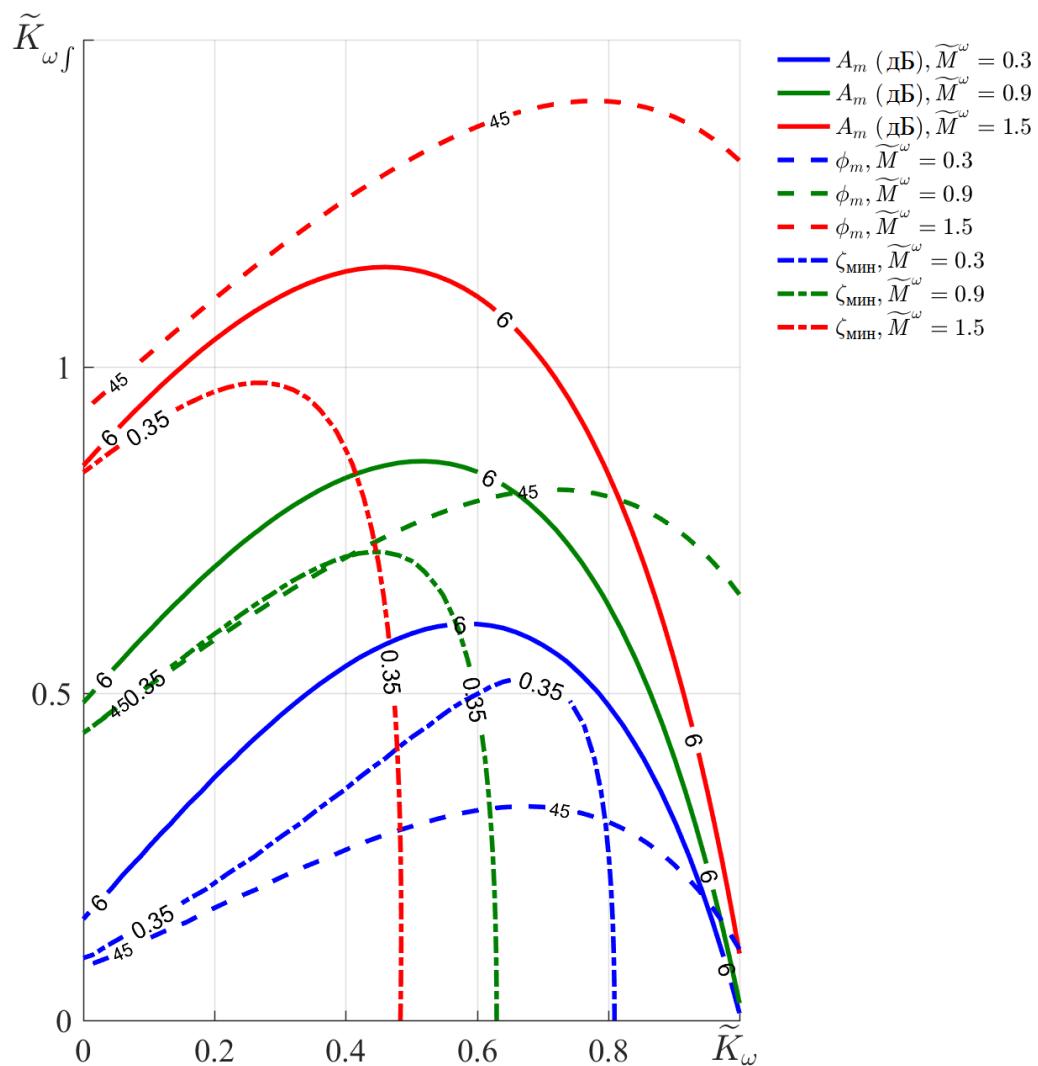


Рисунок 3.7 — Основные параметры внутреннего контура с эталонной моделью ( $RC$ , с  $W_k(s)$ )

Что касается характерных диапазонов величины невязки  $M$  при выборе параметров эталонной модели, то полученные результаты позволяют сделать следующие выводы. При  $M < 5$  эталонная модель аппроксимирует объект управления достаточно точно для того, чтобы теоретические достоинства интегральных алгоритмов с эталонной моделью — независимость динамики управляемого движения от коэффициента усиления интегральной части — реализовались в достаточной для практических целей степени. При  $M = 20—50$  (как это получается для двухпараметрической модели) влияние  $\tilde{K}_{\omega_f}$  на управляемость также снижается по сравнению с традиционным интегральным алгоритмом, но в ряде случаев — при больших  $\tilde{M}^{\omega}$  — недостаточно. Таким образом, в качестве верхней границы  $M$  при синтезе алгоритмов ЭДСУ вертолёта следует выбирать значение в диапазоне  $M = 10—15$ .

Характерные значения показателей устойчивости и управляемости для каналов тангажа и крена лёгкого, среднего и тяжелого вертолётов (таблица 2.2) при выборе  $\tilde{K}_{\omega}$  и  $\tilde{K}_{\omega_f}$  вблизи ограничений, показанных на рисунке 3.7, и корректирующем фильтре в цепи сигнала угловой скорости с параметрами  $T_1/T_2 = 1.4$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$  приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 — Характеристики вертолёта с ЭДСУ (тип реакции  $RC$ )

| Класс вертолёта | Тип несущего винта | тангаж                          |              |                            | крен                            |              |                            |
|-----------------|--------------------|---------------------------------|--------------|----------------------------|---------------------------------|--------------|----------------------------|
|                 |                    | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\Delta\bar{\omega}_z$ , % | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\Delta\bar{\omega}_x$ , % |
| легкий          | бесшарнирный       | 3.51                            | 0.12         | 10                         | 3.86                            | 0.11         | 15                         |
|                 | шарнирный          | 3.41                            | 0.12         | 8                          | 3.59                            | 0.12         | 12                         |
| средний         |                    | 2.52                            | 0.16         | 7                          | 2.69                            | 0.16         | 12                         |
| тяжелый         |                    | 1.98                            | 0.21         | 6                          | 2.1                             | 0.2          | 10                         |

Полоса пропускания и фазовое запаздывание для тяжелого вертолёта находится на границе Уровней 1 и 2, а для остальных — в области, соответствующей Уровню 1. Относительное перерегулирование по угловой

скорости при ступенчатом входном воздействии

$$\Delta \bar{\omega}_{x(z)} = (\omega_{x(z) \text{ макс}} - \omega_{x(z) \text{ уст}}) / \omega_{x(z) \text{ уст}}$$

во всех случаях не превышает 15 %.

Увеличение  $\omega_{BW}$  тяжёлого вертолёта до требований Уровня 1 может быть достигнуто увеличением коэффициента усиления корректирующего фильтра  $T_1/T_2$ , иным выбором  $\tilde{\omega}_{T12}$ , а также снижением эквивалентного запаздывания  $\tau_\Sigma$  в контуре управления.

Примеры переходных процессов по угловой скорости в каналах тангажа и крена при ступенчатом управляющем воздействии для некоторых конфигураций из таблицы 3.1 показаны на рисунке 3.8.

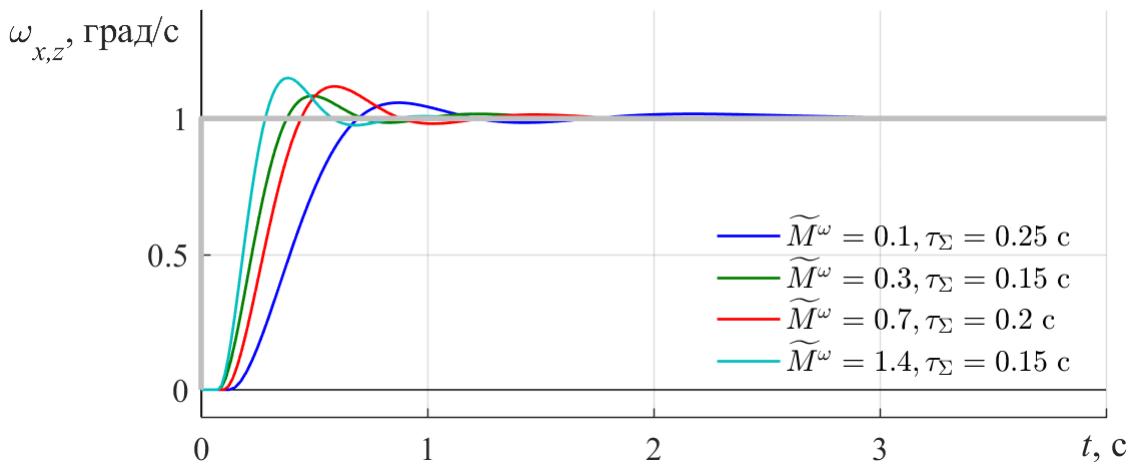


Рисунок 3.8 — Переходные процессы при ступенчатом входном воздействии (тип реакции *RC*)

Введение эталонной модели во внутренний контур алгоритмов при типе реакции *RC* влияет только на характеристики управляемости вертолёта с ЭДСУ. Характеристики устойчивости (в частности, запасы устойчивости по амплитуде и фазе) остаются при этом такими же, как у интегральных алгоритмов традиционной структуры. При подключении второго контура алгоритмов (типы реакции *RCAH* (*RCDH*) и *ACAH*) ситуация иная: эталонная модель в этом случае присутствует не только в цепи управляющего сигнала, но и в интегральной обратной связи по угловому положению, что не может не сказаться и на характеристиках устойчивости.

Результаты расчёта основных характеристик устойчивости и управляемости, обеспечиваемых **вторым контуром алгоритмов** (рисунок 3.9) для типа реакции *ACAH* при наличии эталонной модели во внутреннем контуре приведены на рисунке 3.10. Рассмотрены значения  $\tilde{M}^\omega = 0—1.5$ ; использована Модель I с  $k_{\tau_{\text{HB}}} = 0.5$ ; корректирующий фильтр во внутреннем контуре имеет параметры  $T_1/T_2 = 1.4$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$ ; характеристики трёхпараметрической эталонной модели — такие же, как для типа реакции *RC*.

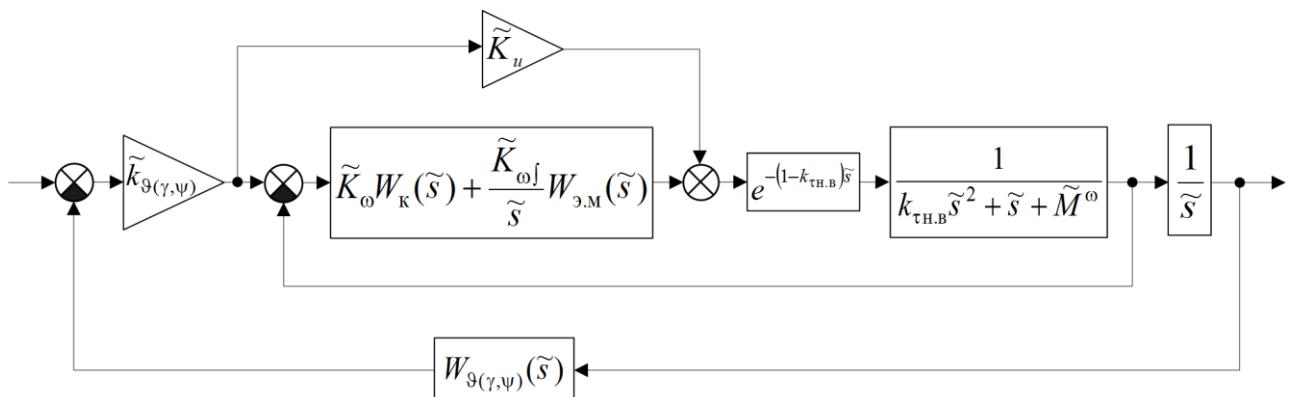


Рисунок 3.9 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» (второй контур)

Как видно из результатов расчёта, зависимости основных параметров замкнутого контура «вертолёт — ЭДСУ» от передаточных коэффициентов  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  и  $\tilde{K}_\omega$  остаются такими же, какими были при внутреннем контуре традиционной структуры (рисунок 2.22). Количественная разница также невелика: максимально достижимые величины  $\omega_{BW}$  и  $\omega_{DRB}$  вблизи пересечения границ по  $\Delta\omega_{BW}$  и минимально допустимому запасу по фазе практически не изменяются по сравнению с алгоритмами, рассмотренными в Главе 2.

Таким образом, использование интегральных алгоритмов с эталонной моделью во внутреннем контуре снимает ограничения по применимости разработанного многоконтурного реконфигурируемого алгоритма свойственные ему, когда внутренний контур имеет традиционную структуру.

Характерные значения показателей устойчивости и управляемости для каналов тангажа и крена лёгкого, среднего и тяжелого вертолётов (таблица 2.2)

приведены в таблице 3.2. Параметры алгоритма управления при этом выбраны следующим образом. Передаточное число  $\tilde{K}_\omega$  оставлено таким же, каким оно было при типе реакции  $RC$ , когда работает только внутренний контур. Коэффициент обратной связи  $\tilde{k}_{9(\gamma)}$  взят для выбранного  $\tilde{K}_\omega$  вблизи ограничения, показанного на рисунке 3.10б, что обеспечивает близкие к максимально возможным в данных условиях значения  $\omega_{BW}$  и  $\omega_{DRB}$ . Остальные параметры алгоритмов следующие:  $\tilde{k}_\omega = 0.1$ ;  $W_k(\tilde{s})$  во внутреннем контуре с  $T_1/T_2 = 1.4$  и  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$ ;  $W_{9(\gamma)}(s)$  во втором контуре с  $\tilde{T}_{9(\gamma)} = 1$ .

Таблица 3.2 — Характеристики вертолёта с ЭДСУ (тип реакции  $ACAH$ )

| Класс вертолёта | Тип несущего винта | тангаж                          |              |                                  |                          | крен                            |              |                                  |                          |
|-----------------|--------------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|--------------------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|--------------------------|
|                 |                    | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\Delta\bar{\theta}$ , % | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\Delta\bar{\gamma}$ , % |
| легкий          | бесшарнирный       | 4.28                            | 0.12         | 1.41                             | 28                       | 4.96                            | 0.11         | 1.61                             | 30                       |
|                 |                    | 4.07                            | 0.12         | 1.28                             | 22                       | 4.48                            | 0.11         | 1.48                             | 30                       |
| средний         | шарнирный          | 2.94                            | 0.16         | 0.88                             | 17                       | 3.36                            | 0.15         | 1.11                             | 30                       |
| тяжелый         |                    | 2.27                            | 0.2          | 0.62                             | 11                       | 2.57                            | 0.19         | 0.85                             | 28                       |

Полоса подавления возмущений для тяжелого вертолёта находится на границе Уровней 1 и 2, а в остальных случаях все нормируемые в *ADS-33* параметры соответствуют Уровню 1 характеристик. Перерегулирование по углу при ступенчатом входном воздействии составляет 10—30 %.

Как было сказано выше, влияние перерегулирования по углу более 25 % при типе реакции *ACAH* на оценку лётчика систематически не исследовалось в стеновых и лётных экспериментах. В связи с этим желательно уменьшить его предельное значение с 30 % до 20—25 %.

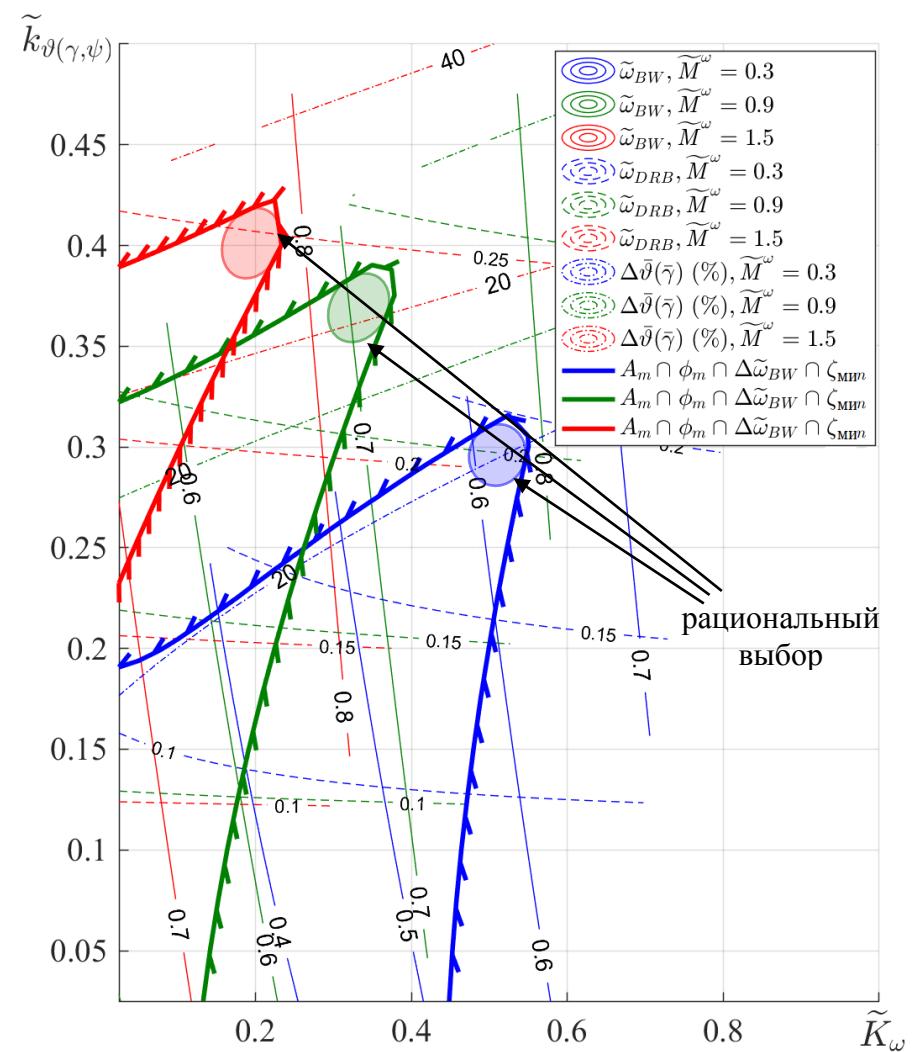
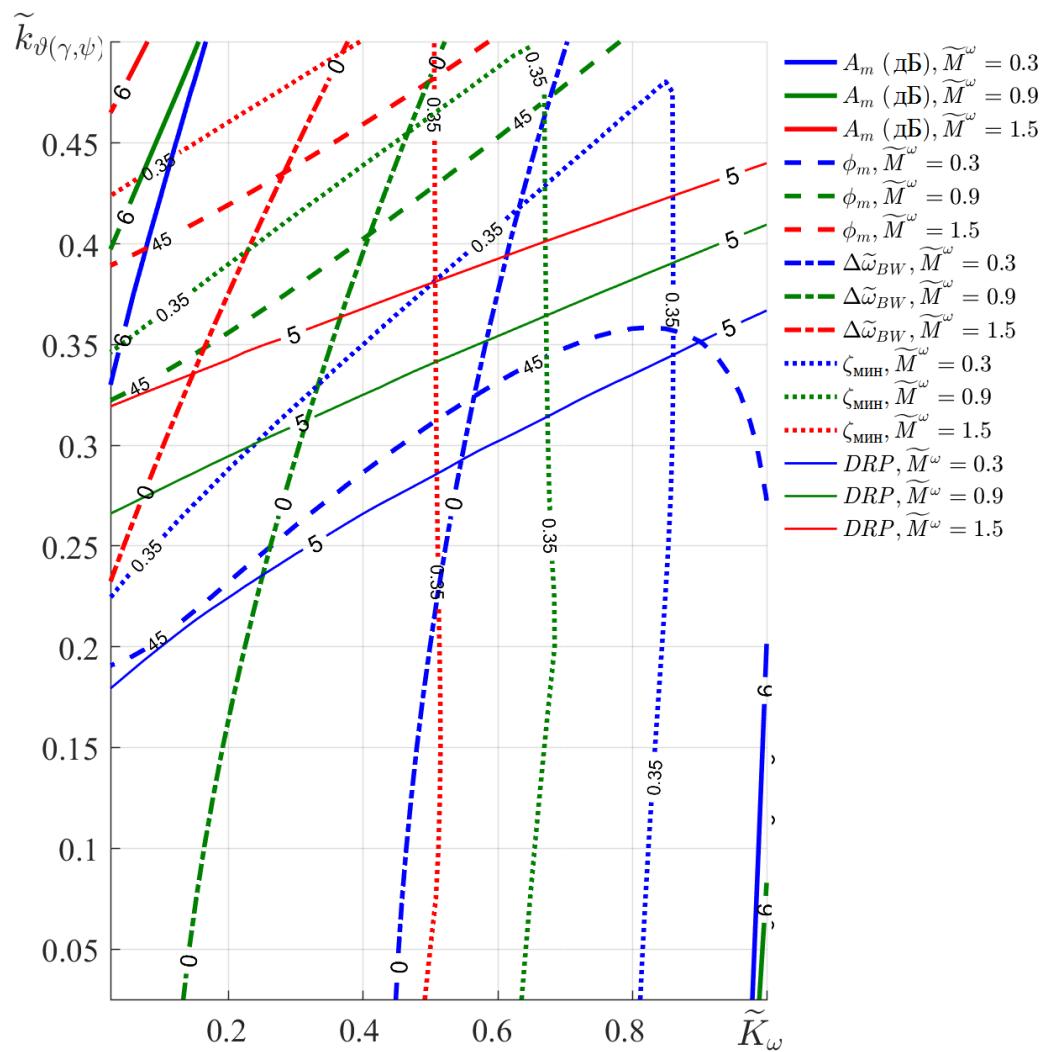


Рисунок 3.10 — Основные характеристики второго контура ( $ACAH$ ,  $\tilde{k}_{\omega_f} = 0.1$ , с  $W_{9(\gamma)}(s)$ )

Повышенные величины перерегулирования отчасти вызваны апериодическим фильтром  $W_{9(\gamma)}(s)$  в обратной связи по углу, назначение которого — изменить АФЧХ замкнутой системы при частотах  $\omega \approx \omega_{BW}$  так, чтобы обеспечить  $\Delta\omega_{BW} > 0$ . В то же время, для снижения перерегулирования амплитуду АЧХ необходимо уменьшить при частотах в несколько раз ниже, чем  $\omega_{BW}$ . Исходя из этих соображений, структура  $W_{9(\gamma)}(s)$  может быть изменена следующим образом:

$$W_{9(\gamma)}(s) = \frac{1}{T_{9(\gamma)}s + 1} \frac{T_3s + 1}{T_4s + 1},$$

где  $\tilde{\omega}_{T34} = 1/\sqrt{\tilde{T}_3\tilde{T}_4} = 0.2—0.4$ ,  $\tilde{T}_3/\tilde{T}_4 = 1.1—1.3$ ,  $\tilde{T}_{9(\gamma)} \approx 1$ . Такой изменённый фильтр  $W_{9(\gamma)}(s)$  по-прежнему будет увеличивать  $\Delta\omega_{BW}$ , но его влияние на перерегулирование уменьшится по сравнению с простым апериодическим.

Результаты расчёта характеристик устойчивости и управляемости вертолёта для типа реакции *ACAH* с таким фильтром ( $\tilde{\omega}_{T34} = 0.3$ ,  $\tilde{T}_3/\tilde{T}_4 = 1.2$ ,  $\tilde{T}_{9(\gamma)} = 1$ ) приведены на рисунке 3.11. Во всём исследованном диапазоне значений  $\tilde{M}^\omega = 0.1—1.5$  на границе допустимых передаточных чисел достигаются такие же или несколько большие  $\omega_{BW}$  и  $\omega_{DRB}$ , как с апериодическим фильтром, но перерегулирование  $\Delta\bar{\theta}(\bar{\gamma})$  при этом уменьшается с 20—30 % до 10—20 %. Сама допустимая область, где, в числе прочего, обеспечивается  $\Delta\omega_{BW} > 0$ , остаётся практически без изменений.

Характерные значения показателей устойчивости и управляемости для лёгкого, среднего и тяжелого вертолётов с изменённым фильтром приведены в таблице 3.3.

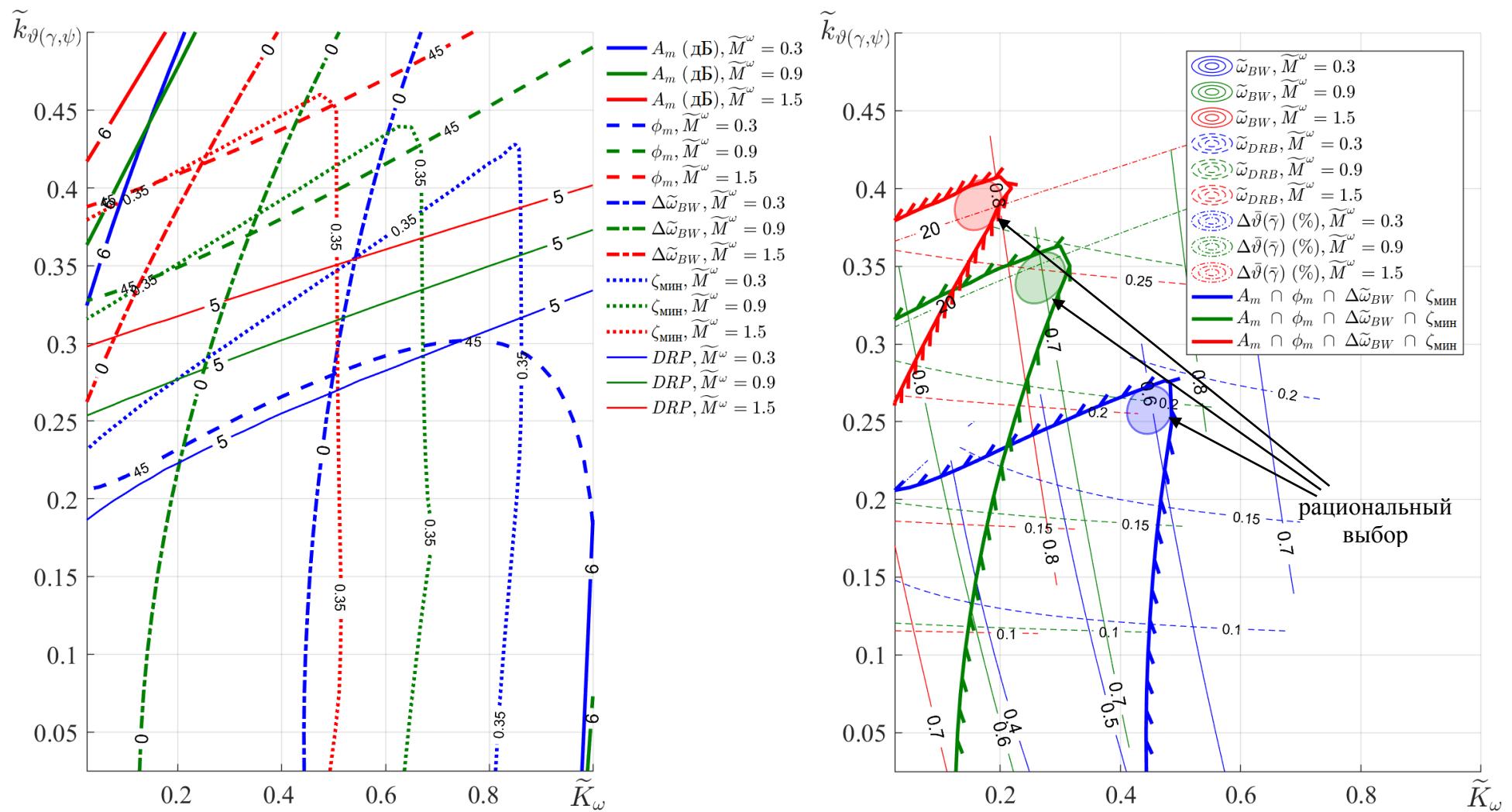


Рисунок 3.11 — Основные характеристики второго контура ( $ACAH$ ,  $\tilde{k}_{\omega_1} = 0.1$ , с изменённым  $W_{\theta(\gamma)}(s)$ )

Таблица 3.3 — Характеристики вертолёта с ЭДСУ (тип реакции *ACAH*; изменённый  $W_{9(\gamma)}(s)$ )

| Класс вертолёта | Тип несущего винта | тангаж                          |              |                                  |                             | крен                            |              |                                  |                          |
|-----------------|--------------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|-----------------------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|--------------------------|
|                 |                    | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\Delta\bar{\vartheta}$ , % | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\Delta\bar{\gamma}$ , % |
| легкий          | бесшарнирный       | 4.41                            | 0.12         | 1.47                             | 15                          | 5.11                            | 0.10         | 1.75                             | 21                       |
|                 |                    | 4.2                             | 0.12         | 1.33                             | 10                          | 4.62                            | 0.11         | 1.57                             | 18                       |
| средний         | шарнирный          | 3.01                            | 0.16         | 0.88                             | 4                           | 3.46                            | 0.15         | 1.18                             | 18                       |
| тяжёлый         |                    | 2.31                            | 0.20         | 0.61                             | 0                           | 2.65                            | 0.19         | 0.88                             | 15                       |

Как следует из приведенных в таблице данных, благодаря изменённой структуре фильтра  $W_{9(\gamma)}(s)$  удаётся существенно снизить перерегулирование по углу в переходных процессах при ступенчатом управляющем воздействии, в то время как остальные нормируемые параметры практически не изменяются.

Примеры переходных процессов по углам тангажа и крена при ступенчатом управляющем воздействии для некоторых конфигураций из таблицы 3.3 показаны на рисунке 3.12.

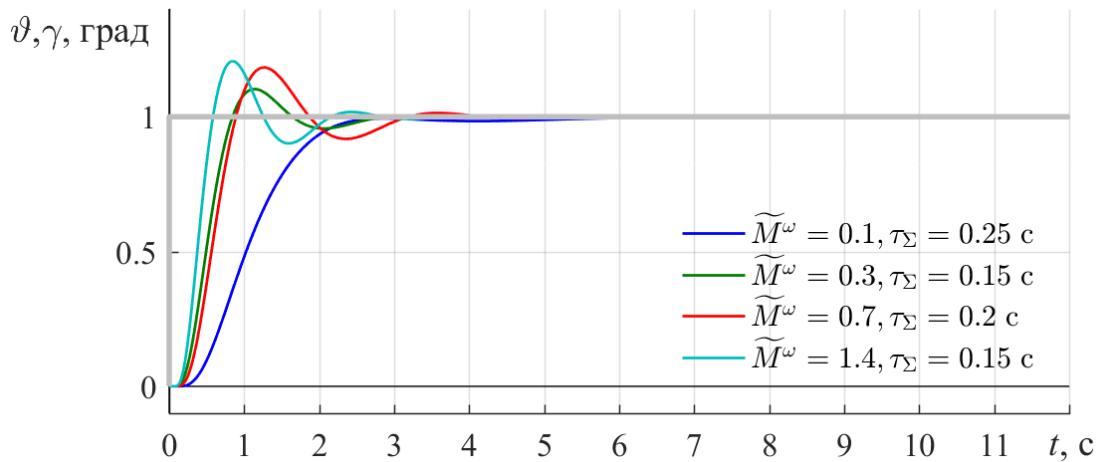


Рисунок 3.12 — Переходные процессы при ступенчатом входном воздействии (тип реакции *ACAH*; изменённый  $W_{9(\gamma)}(s)$ )

Характерные значения показателей устойчивости и управляемости для канала рыскания вертолётов всех классов при эквивалентном запаздывании в

контуре управления  $\tau_\Sigma = 0.15$  с и типе реакции *RCDH* приведены в Таблице 3.4. При этом при управляющих воздействиях лётчика внутренний контур алгоритмов обеспечивает тип реакции *RC*, а при нейтральном положении рычага управления подключается второй контур и реализуется стабилизация угла рыскания (*DH*).

Параметры алгоритмов ЭДСУ выбраны таким же образом, как для каналов тангажа и крена. Передаточное число  $\tilde{K}_\omega$  и корректирующий фильтр в цепи сигнала угловой скорости с параметрами  $T_1/T_2 = 1.4$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$  также не изменяется при подключении второго контура. В отличие от каналов тангажа и крена, апериодический фильтр в цепи сигнала обратной связи по углу отсутствует, т.к. второй контур используется только для стабилизации и знак параметра  $\Delta\omega_{BW}$  не играет роли.

Таблица 3.4 — Характеристики вертолёта с ЭДСУ (канал рыскания)

| $\tilde{M}^\omega$ | Режим работы ЭДСУ               |              |                            |                  |                                  |                      |                  |
|--------------------|---------------------------------|--------------|----------------------------|------------------|----------------------------------|----------------------|------------------|
|                    | управление ( <i>RC</i> )        |              |                            |                  | стабилизация ( <i>DH</i> )       |                      |                  |
|                    | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\Delta\bar{\omega}_y$ , % | $\phi_m$ , град. | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $t_{\text{зат}}$ , с | $\phi_m$ , град. |
| 0                  | 2.16                            | 0.11         | 1                          | 45               | 0.72                             | 4.6                  | 45               |
| 0.15               | 2.68                            | 0.12         | 1                          | 47               | 1.18                             | 3.5                  | 46               |
| 0.25               | 2.97                            | 0.12         | 2                          | 47               | 1.40                             | 3.0                  | 46               |

На рисунке 3.13 приведены переходные процессы по скорости рыскания при ступенчатом управляющем воздействии для конфигураций из таблицы 3.4.

Как видно из приведенных результатов, во всём диапазоне  $\tilde{M}^\omega$ , характерных для канала рыскания, обеспечиваются характеристики, для большинства условий полёта соответствующие Уровню 1 требований *ADS-33*. Благодаря наличию эталонной модели во внутреннем контуре перерегулирование по угловой скорости  $\Delta\bar{\omega}_y$  при ступенчатых управляющих воздействиях практически отсутствует.

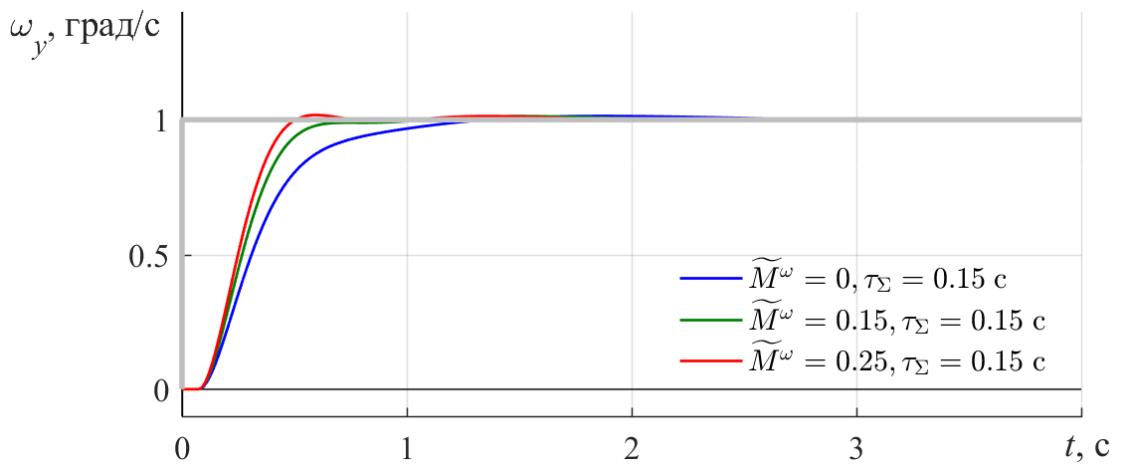


Рисунок 3.13 — Переходные процессы при ступенчатом входном воздействии (тип реакции  $RC$ , канал рыскания)

Характеристики устойчивости и управляемости вертолёта при замыкании **третьего контура** алгоритмов ЭДСУ (рисунок 3.14) практически такие же, как при традиционной структуре внутреннего контура (рисунки 2.19 и 2.23).

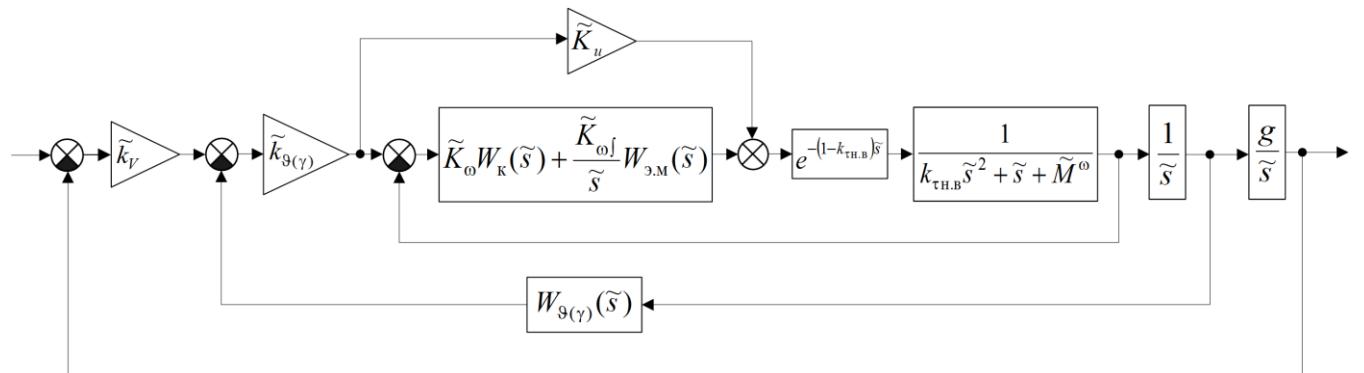


Рисунок 3.14 — Эквивалентная система «вертолёт — ЭДСУ» (третий контур)

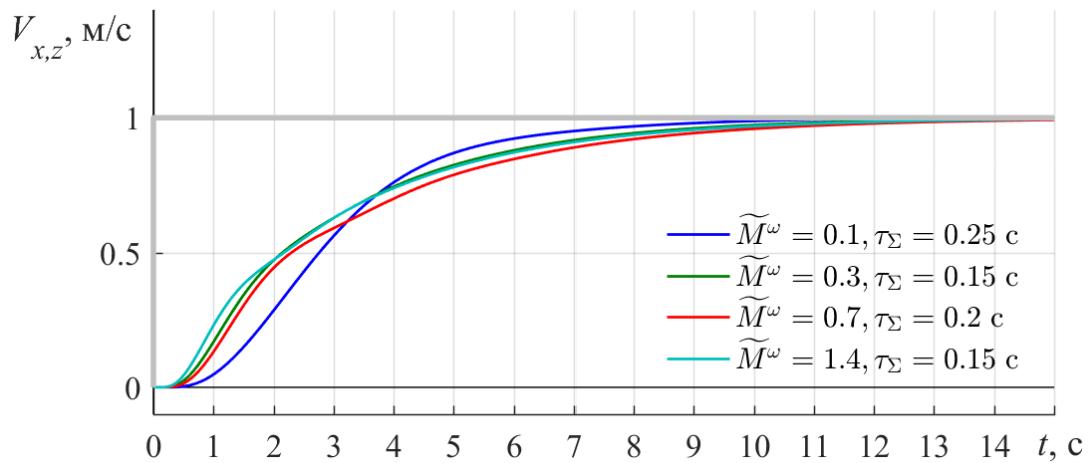
Характерные значения нормируемых показателей при типе реакции  $TRC$  в каналах тангажа и крена лёгкого, среднего и тяжелого вертолётов приведены в таблице 3.5. Настройки внутреннего и второго контуров алгоритмов при этом такие же, как для типа реакции  $ACAH$ .

Примеры переходных процессов по продольной и поперечной проекциям скорости при ступенчатом управляющем воздействии для некоторых конфигураций из таблицы 3.5 показаны на рисунке 3.15.

Таблица 3.5 — Характеристики вертолёта с ЭДСУ (тип реакции *TRC*)

| Класс вертолёта | Тип несущего винта | тангаж         |                        |                 |                   | крен           |                        |                 |                   |
|-----------------|--------------------|----------------|------------------------|-----------------|-------------------|----------------|------------------------|-----------------|-------------------|
|                 |                    | $t_{63.2}$ , с | $\Delta \bar{V}_x$ , % | $\phi_m$ , град | $\tilde{k}_{V_x}$ | $t_{63.2}$ , с | $\Delta \bar{V}_z$ , % | $\phi_m$ , град | $\tilde{k}_{V_z}$ |
| легкий          | бесшарнирный       | 3.0            | 0                      | 39              | 0.005             | 3.0            | 0                      | 38              | 0.005             |
|                 | шарнирный          | 3.0            | 0                      | 42              | 0.005             | 3.0            | 0                      | 38              | 0.005             |
| средний         |                    | 3.2            | 0                      | 43              | 0.006             | 3.4            | 0                      | 37              | 0.006             |
| тяжелый         |                    | 3.1            | 0                      | 43              | 0.008             | 2.8            | 0                      | 35              | 0.008             |

Во всех случаях обеспечиваются заданные в *ADS-33* требования, однако запасы по фазе при этом пониженные и составляют 35—43 град, что связано с тем, что в эквивалентной модели не учитываются силы, создаваемые при изменении циклического шага несущего винта, и обратная связь третьего контура по перегрузке. Как будет показано далее в Главе 4, при расчёте по полной математической модели вертолёта запасы устойчивости при замыкании третьего контура ЭДСУ не снижаются, так что  $\tilde{k}_v$  может быть выбрано только из соображений качества переходного процесса, а настройки второго контура — едиными для типов реакции *ACAH* и *TRC*.

Рисунок 3.15 — Переходные процессы при ступенчатом входном воздействии (тип реакции *TRC*)

Все приведенные в Главах 2 и 3 результаты 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  $\tilde{M}^\omega$ , выходящими за рамки рассмотренных диапазонов. Исходя из этих соображений, полученные результаты справедливы также для:

- продольного и поперечного движения соосных вертолётов;
- поперечного движения вертолётов продольной схемы;
- продольного движения вертолётов поперечной схемы.

При этом как разработанные многоконтурные реконфигурируемые алгоритмы ЭДСУ, так и методика исследования характеристик устойчивости и управляемости с применением эквивалентных моделей являются универсальными. Оценки для других случаев могут быть получены соответствующим изменением структуры эквивалентных моделей и выбором характерных диапазонов их параметров.

### 3.3 Выводы к главе 3

Таким образом, в Главе 3:

- предложен интегральный алгоритм с эталонной моделью для ЭДСУ летательных аппаратов;
- обоснована структура и методика выбора параметров эталонной модели для ЭДСУ вертолётов;
- предложена модифицированная структура реконфигурируемого многоконтурного алгоритма ЭДСУ вертолётов с эталонной моделью во внутреннем контуре для каналов тангажа, крена и рыскания, реализующего типы реакции  $RC(AH)$ ,  $RC(DH)$ ,  $ACAH$ ,  $TRC$ ;
- проведен анализ обеспечиваемых им характеристик устойчивости и управляемости вертолёта с точки зрения требований на основе *ADS-33*;
- определен рациональный подход к выбору передаточных чисел и параметров фильтров, входящих в алгоритм;

- доказана применимость многоконтурного алгоритма с эталонной моделью в широком диапазоне собственных динамических характеристик вертолёта, что является его преимуществом перед алгоритмами традиционной структуры, рассмотренными в Главе 2.

При этом для всех типов реакции обеспечивается выполнение принятых требований к характеристикам устойчивости и управляемости вертолёта.

## 4 Синтез алгоритмов ЭДСУ для вертолётов различного класса

При получении эквивалентных моделей динамики вертолёта, с помощью которых в Главах 2 и 3 была проведена оценка характеристик устойчивости и управляемости с разработанным многоконтурным реконфигурируемым алгоритмом ЭДСУ, был сделан ряд допущений, а именно:

- задача рассматривается в линейной постановке;
- продольное, поперечное и путевое движение вертолёта считаются изолированными;
- из аэродинамических сил и моментов, действующих на вертолёт, учитывается только демпфирование, что ограничивает диапазон применимости эквивалентной модели частотами  $\omega \geq 1 \text{ c}^{-1}$ ;
- динамика несущего винта и ЭДСУ в области высоких частот аппроксимируется, соответственно, апериодическим звеном и чистым запаздыванием, что ограничивает диапазон применимости эквивалентной модели частотами  $\omega \leq 15 \text{ c}^{-1}$ ;
- считается, что аэродинамические моменты тангажа и крена создаются только несущим винтом, а моменты рыскания — только рулевым винтом;
- скорость вращения несущего винта считается постоянной.

Кроме того, выбранная структура эквивалентной модели в наибольшей степени соответствует режиму висения и полёту с малыми скоростями, в то время как при больших скоростях полёта её точность снижается и в диапазоне частот  $\omega = 1—15 \text{ c}^{-1}$  вследствие увеличения взаимосвязи поперечного и путевого движения и роста абсолютной величины динамической производной  $M_z^\alpha$ , приводящей, в зависимости от знака, к появлению статической устойчивости или неустойчивости продольного движения.

Влияние части этих факторов на динамику вертолёта с реконфигурируемыми

алгоритмами ЭДСУ разработанной структуры, в принципе, может быть учтено и с помощью эквивалентной модели путём соответствующих изменений её структуры. Однако такой путь представляется нецелесообразным, т.к. существенно усложняет анализ результатов, получаемых с помощью такой модели, что противоречит основным предпосылкам, приведшим к разработке эквивалентной модели.

Так, доминирующее влияние на динамику вертолёта с ЭДСУ при  $\omega < 1 \text{ с}^{-1}$  оказывают аэродинамические производные  $\bar{M}_z^{V_x}$  (в канале тангажа) и  $\bar{M}_x^{V_z}$  (в канале крена), которые в безразмерном виде  $\tilde{M}^V = -\tau_\Sigma \bar{M}_{z(x)}^{V_{x(z)}}$  без труда могут включены в эквивалентную Модель I, что расширило бы область её применимости в сторону низких частот. Однако характер зависимости  $\tilde{M}^V$  и  $\tilde{M}^\omega$  от основных аэродинамических, геометрических и конструктивных параметров вертолёта различен, так что отношение  $\tilde{M}^V / \tilde{M}^\omega$  изменяется в широких пределах даже для вертолётов одного класса. Из-за этого при анализе результатов пришлось бы учитывать дополнительный параметр  $\tilde{M}^V$ , что не позволило бы представить их в виде единой диаграммы в координатах  $\tilde{K}_\omega - \tilde{K}_{\omega \int}$  или  $\tilde{K}_\omega - \tilde{k}_{\theta(\gamma, \psi)}$ . К аналогичным последствиям привело бы включение в эквивалентную модель любой другой аэродинамической производной помимо  $\tilde{M}^\omega$ .

Более продуктивным представляется исследование влияния принятых в Главах 2 и 3 допущений при синтезе алгоритмов ЭДСУ на примере конкретных линейных и нелинейных моделей полного пространственного движения вертолётов, как это сделано далее в подразделах 4.1—4.3.

#### 4.1 Тяжелый вертолёт (линейная модель продольного движения)

Особенности динамики вертолёта с разработанными реконфигурируемыми алгоритмами ЭДСУ в области низких частот с учётом реальной структуры фильтров прямых и обратных связей рассмотрим на примере изолированного продольного движения на режиме висения тяжелого одновинтового вертолёта с  $m_{\text{взл макс}} \approx 19 \text{ т}$ . Данные по линейной математической модели движения

неавтоматизированного вертолёта с квазистатическим представлением несущего винта взяты из [44], а низкочастотная аппроксимация динамики несущего винта добавлена в модель в соответствии с методикой, изложенной в [13].

Для синтеза алгоритмов ЭДСУ в модель были включены передаточные функции, описывающие динамику силовых приводов, вида:

$$W_{\text{пр}}(s) = \frac{25}{0.0067s^2 + s + 25},$$

и фильтры обратных связей: по угловой скорости и углу тангажа — вида:

$$W_{\phi 1}(s) = \frac{1}{(0.04)^2 s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot 0.04 s + 1},$$

и по поступательной скорости — вида:

$$W_{\phi 3}(s) = \frac{1}{0.2s + 1}.$$

Кроме того, в цепь выходного сигнала внутреннего контура включен режекторный фильтр («фильтр-пробка») вида:

$$W_{\phi 2}(s) = \frac{s^2 + 2 \cdot 0.07 \cdot 19.4s + 19.4^2}{s^2 + 2 \cdot 0.42 \cdot 19.4s + 19.4^2},$$

предназначенный для увеличения устойчивости низкочастотной составляющей качания лопастей несущего винта. Структура и параметры фильтров сигналов прямых и обратных связей ЭДСУ, приведенные выше, аналогичны использованным на экспериментальном вертолёте с ЭДСУ *ADOCS*, где они выбраны с учётом реальных характеристик высокочастотных форм движения шарнирного несущего винта вертолёта [23].

Для управляющих сигналов лётчика используется апериодический префильтр с  $T_{\text{прф}} = 0.04$  с. Дополнительное запаздывание, вызванное цифровой реализацией ЭДСУ, принято равным  $\tau_{\text{ц.р}} = 0.015$  с.

В результате эффективное запаздывание в тракте управления с учётом несущего винта составляет  $\tau_{\Sigma} \approx 0.23$  с при  $k_{\tau_{\text{нв}}} \approx 0.4$ ,  $k_{\tau_{\text{o.c}}} \approx 0$  и  $\tilde{M}^{\omega} \approx 0.11$ , что близко к типичным характеристикам тяжелого вертолёта, приведенным в Главах 2 и 3.

С точки зрения требований *ADS-33*, в канале тангажа на режиме висения, в зависимости от условий визуального ориентирования, могут потребоваться все три основных типа реакции — *RC*, *ACAH* и *TRC*, — и поэтому разработанные многоконтурные реконфигурируемые алгоритмы далее будут рассмотрены в полном виде — с тремя контурами. С помощью внутреннего контура реализуется тип реакции *RC*, с помощью второго — *RCAH* (если он замыкается только при нейтральном положении рычага управления) и *ACAH* (если он замкнут постоянно), с помощью третьего — *TRC*.

Алгоритмы ЭДСУ соответствуют структурным схемам на рисунках 2.3 и 3.2.

Во внутреннем контуре  $W_{\phi\omega}(s) = W_{\phi 1}(s)$ ,  $W_{\phi\sigma}(s) = W_{\phi 2}(s)$ .

В соответствии с изложенной выше методикой, были следующие параметры контуров алгоритмов ЭДСУ (в скобках указаны значения параметров в безразмерном виде). Во **внутреннем контуре**:  $K_{u_z} = 0.16$  с ( $\tilde{K}_{u_z} = 0.17$ );  $K_{\omega_z} = 0.58$  с ( $\tilde{K}_{\omega_z} = 0.62$ );  $K_{\omega_z \int 1} = 0.98$  ( $\tilde{K}_{\omega_z \int} = 0.24$ ); корректирующий фильтр внутреннего контура с  $T_1 = 0.23$  с и  $T_2 = 0.14$  с ( $\tilde{T}_1 / \tilde{T}_2 = 1.6$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1.3$ ); эталонная модель вида:

$$W_{\text{Э.М}}(s) = \frac{e^{-0.13s}}{0.025s^2 + 0.18s + 1}.$$

Сравнение АФЧХ вертолёта со статической частью алгоритма внутреннего контура и эталонной модели приведено на рисунке 4.1. Видно, что частотные характеристики в заданном диапазоне  $\omega = 1—10$  с<sup>-1</sup> практически совпадают (при этом  $M \approx 8.4$ ). Во **втором контуре**:  $k_9 = 0.72$  1/с ( $\tilde{k}_9 = 0.17$ ); параметры фильтра  $W_9(s)$ :  $T_9 = 0.2$  с ( $\tilde{T}_9 = 0.9$ ),  $T_3 = 0.84$  с,  $T_4 = 0.70$  с ( $\tilde{T}_3 / \tilde{T}_4 = 1.2$ ,  $\tilde{\omega}_{T34} = 0.3$ ).

Интегральный коэффициент усиления при подключении второго контура снижается до  $K_{\omega_z \int 2} = 0.51$  (что соответствует  $\tilde{k}_{\omega_z \int} = 0.21$ ). В **третьем контуре**:  $k_{V_{xg}} = 1.9$  град/(м/с) ( $\tilde{k}_{V_{xg}} = 0.0076$ ).

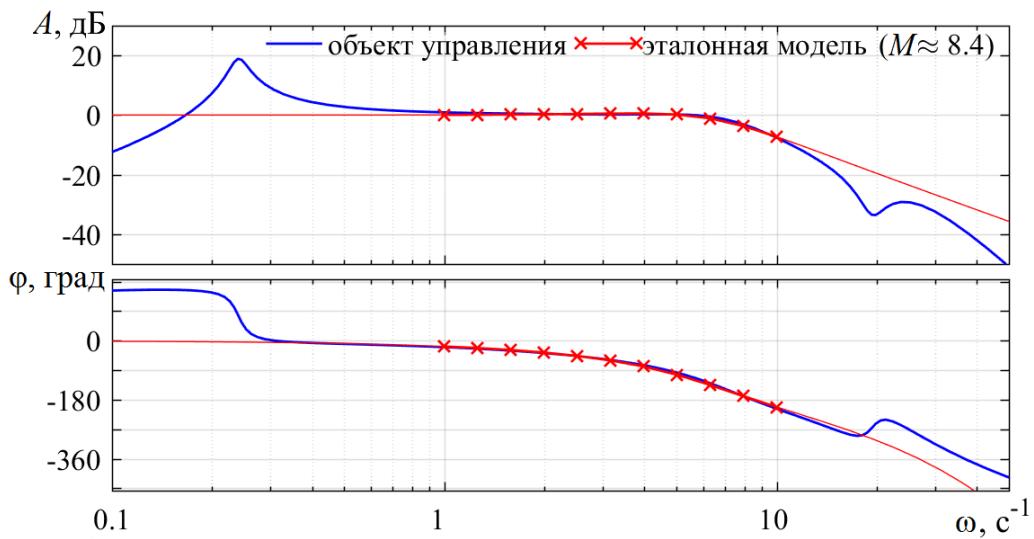


Рисунок 4.1 — АФЧХ вертолёта со статической частью алгоритма ЭДСУ и эталонной модели

Значения основных показателей устойчивости и управляемости, нормируемых *ADS-33* при типах реакции *RC* и *ACAH*, приведены в таблице 4.1 в размерном и безразмерном виде. Там же указаны запасы устойчивости по фазе  $\phi_m$ ; запасы по амплитуде не приводятся, т.к. они значительно превышают заданный минимум  $A_m = 6$  дБ.

Таблица 4.1 — Основные характеристики вертолёта с ЭДСУ (полная модель)

| Тип реакции | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tilde{\omega}_{BW}$ | $\Delta\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\Delta\tilde{\omega}_{BW}$ | $\tau_p$ , с | $\tilde{\tau}_p$ | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tilde{\omega}_{DRB}$ | $\phi_m$ , град. |
|-------------|---------------------------------|-----------------------|---------------------------------------|-----------------------------|--------------|------------------|----------------------------------|------------------------|------------------|
| <i>RC</i>   | 2.37                            | 0.55                  | 0.08                                  | 0.02                        | 0.20         | 0.84             | —                                | —                      | 45               |
| <i>ACAH</i> | 2.71                            | 0.63                  | 0.04                                  | 0.01                        | 0.19         | 0.82             | 0.69                             | 0.16                   | 45               |

Значения  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$ , как это показано на рисунке 4.2, соответствуют Уровню 1 для наиболее сложных условий полёта для рассматриваемого тяжёлого транспортного вертолёта — управлению с разделением внимания или при ухудшенных условиях визуального ориентирования ( $UCE > 1$ ). Для сравнения в таблице 4.2 даны значения этих же параметров, рассчитанных с помощью эквивалентной Модели I динамики вертолёта при таких же настройках алгоритмов ЭДСУ. Видно, что отличия между значениями параметров в худшем случае не

превышает 10 %, а по ряду показателей составляет лишь несколько процентов, причём почти во всех случаях расчёт по эквивалентной модели занижает характеристики замкнутой системы.

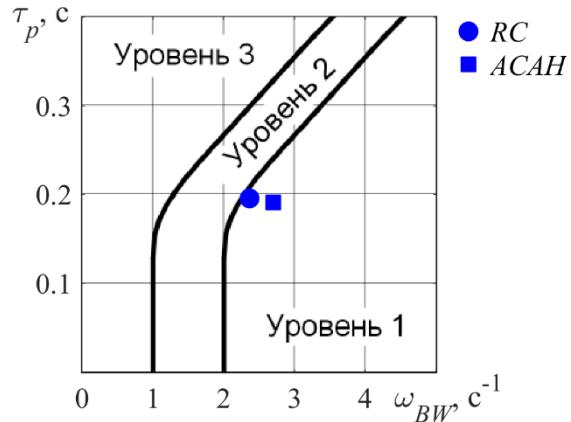


Рисунок 4.2 — Соответствие  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$  требованиям при разделении внимания или  $UCE > 1$

Анализ полученных результатов показывает, что указанные отличия связаны, в основном, с тем, что в эквивалентной модели некоторые динамические звенья ЭДСУ (фильтры, приводы и т.д.) заменены запаздыванием  $\tau_\Sigma$ , из-за чего их АЧХ становится единичной. Вследствие этого АЧХ эквивалентной модели отличается от точной больше, чем ФЧХ, что приводит к занижению оценок таких параметров, как  $\omega_{BWg}$ ,  $\Delta\omega_{BW}$  и  $A_m$ .

Таблица 4.2 — Основные характеристики вертолёта с ЭДСУ (эквивалентная модель)

| Тип реакции | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tilde{\omega}_{BW}$ | $\Delta\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\Delta\tilde{\omega}_{BW}$ | $\tau_p$ , с | $\tilde{\tau}_p$ | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tilde{\omega}_{DRB}$ | $\Phi_m$ , град. |
|-------------|---------------------------------|-----------------------|---------------------------------------|-----------------------------|--------------|------------------|----------------------------------|------------------------|------------------|
| $RC$        | 2.24                            | 0.52                  | -0.18                                 | -0.04                       | 0.21         | 0.90             | —                                | —                      | 43               |
| $ACAN$      | 2.72                            | 0.63                  | -0.13                                 | -0.03                       | 0.20         | 0.88             | 0.63                             | 0.15                   | 43               |

Интересно отметить, что оценка полосы подавления возмущений  $\omega_{DRB}$  имеет незначительную погрешность (менее 10%), хотя относится к довольно низким частотам, где точность аппроксимации полной модели эквивалентной снижается.

Это связано с тем, что благодаря обратным связям ЭДСУ, в особенности, интегральной по углу тангажа, разомкнутая система «вертолёт — ЭДСУ» имеет при  $\omega \approx \omega_{DRB}$  большой коэффициент усиления, что существенно снижает влияние неточности модели неавтоматизированного вертолёта на оценку  $\omega_{DRB}$ .

Переходные процессы при единичном ступенчатом управляемом воздействии для типов реакции *RC*, *ACAH* и *TRC* приведены на рисунке 4.3 (заданные значения параметров показаны штриховыми линиями).

Влияние низкочастотной динамики неавтоматизированного вертолёта, которое не учитывалось в эквивалентной модели, проявляется следующим образом. При типе реакции *RC* наличие моментной устойчивости по скорости  $\bar{M}_z^{V_x} > 0$  приводит к медленному уменьшению («списыванию») скорости тангажа после первоначального выхода её на заданное значение, равное на рисунке 4.3 1 град/с. Такой характер переходного процесса при работе только внутреннего контура алгоритмов и типе реакции *RC* приводит к ненулевому балансировочному положению рычага управления в прямолинейном полёте с постоянным углом тангажа и переменной скоростью полёта. При действовании второго контура и реализации типа реакции *RCAH* нейтральное балансировочное положение рычага управления обеспечивается при любых маневрах, в т.ч. с разгоном и торможением.

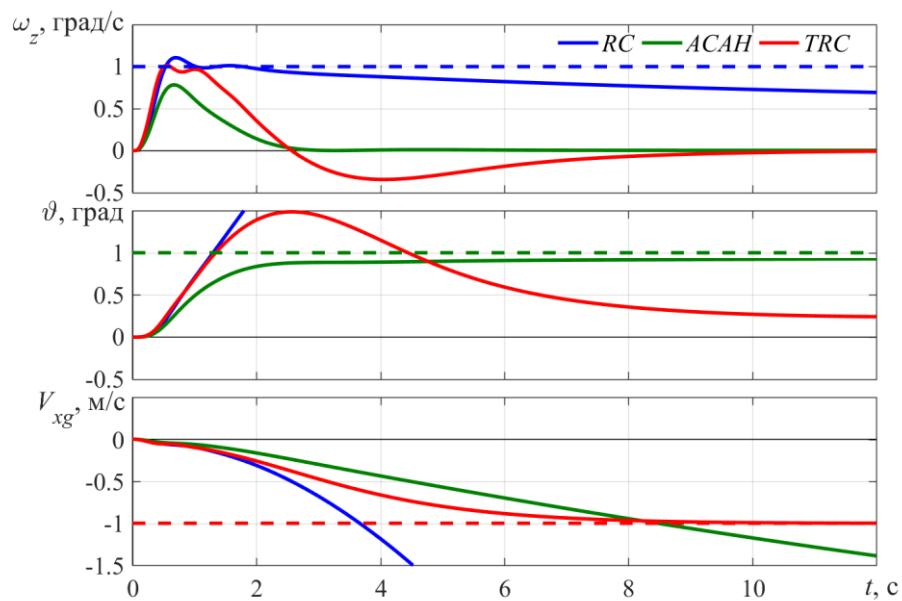


Рисунок 4.3 — Переходные процессы при ступенчатом управляемом воздействии

Уменьшению «списывания» скорости тангажа способствует увеличение интегрального коэффициента усиления  $K_{\omega_z \int}$ . Кроме того, как было отмечено в Главе 2, это способствует повышению демпфирования низкочастотных колебаний при управляющих воздействиях, что необходимо для удовлетворения требований *ADS-33* к этому показателю для управления с разделением внимания. Для иллюстрации этих закономерностей на рисунке 4.4 приведено сравнение переходных процессов по скорости тангажа при ступенчатом и импульсном управляющих воздействиях при номинальном значении  $K_{\omega_z \int} = 1.0$  и при  $K_{\omega_z \int} = 0.2$  и  $0.05$ . Легко видеть, что при уменьшении  $K_{\omega_z \int}$  эффект «списывания»  $\omega_z$  быстро усиливается, а демпфирование колебаний снижается с  $\zeta \approx 1.0$  при  $K_{\omega_z \int} = 1.0$  до  $\zeta \approx 0.6$  при  $K_{\omega_z \int} = 0.2$  и  $\zeta \approx 0.2$  при  $K_{\omega_z \int} = 0.05$ . Последнее значение уже существенно меньше  $\zeta = 0.35$ , необходимого для соответствия Уровню 1 согласно *ADS-33* при управлении с разделением внимания.

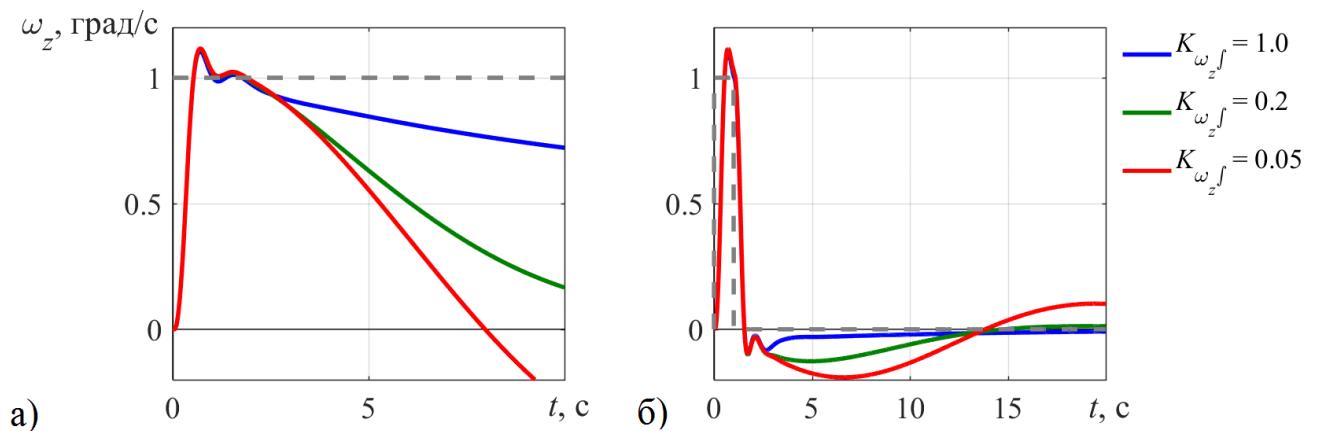


Рисунок 4.4 — Переходные процессы при ступенчатых (а) и импульсных (б) управляющих воздействиях (тип реакции *RC*)

Таким образом, для снижения влияния собственной динамики вертолёта на характер переходных процессов в длиннопериодическом движении интегральный коэффициент усиления во внутреннем контуре алгоритмов ЭДСУ следует выбирать настолько большим, насколько позволяют требования к запасам устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ». При этом благодаря

наличию эталонной модели вариация  $K_{\omega_z \int}$  в широких пределах практически не оказывает влияния на начальный участок переходных процессов продолжительностью около трёх секунд, а также полосу пропускания и фазовое запаздывание. Стоит также отметить, что динамическая производная  $\bar{M}_z^{V_x}$ , как правило, принимает максимальное значение на режиме висения, а с ростом скорости полёта довольно быстро уменьшается. В связи с этим, при анализе переходных процессов с использованием нелинейной модели динамики вертолёта, 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, подобных рассматриваемому, а у средних и лёгких он проявляется в меньшей степени.

При работе второго контура и типе реакции *ACAH* влияние собственной динамики вертолёта в области низких частот приводит к появлению в статической ошибке по углу тангажа, которая через 6—12 с после ступенчатого управляющего воздействия составляет 6—8 %, что эквивалентно уменьшению статического показателя управляемости на такую же величину. Как и в случае внутреннего контура, статическая ошибка снижается с ростом  $K_{\omega_z \int}$ . Поскольку изменение  $k_{\omega_z \int}$  и  $k_9$  оказывает примерно одинаковое влияние на запас устойчивости замкнутой системы по фазе, а увеличение  $k_9$  приводит к росту нормируемой в *ADS-33* полосы подавления возмущений  $\omega_{DRB}$ , при выборе этих передаточных чисел можно придерживаться следующей последовательности: сначала при  $K_{\omega_z \int} = 0$  выбрать  $k_9$  таким, чтобы обеспечивалась желаемая  $\omega_{DRB}$ , а затем увеличивать  $K_{\omega_z \int}$ , пока запас устойчивости по фазе не снизится до минимально допустимой величины. В рассматриваемых условиях это обеспечит наименьшую статическую ошибку по углу тангажа.

Как и для внутреннего контура, эффект от влияния собственной низкочастотной динамики вертолёта будет снижаться с ростом скорости полёта, и в целом меньше проявится на средних и лёгких вертолётах.

Динамика управляемого движения при замыкании третьего контура алгоритмов ЭДСУ и типе реакции *TRC* характеризуется переходным процессом практически без перерегулирования со временем срабатывания по уровню 63.2 % от установившейся скорости полёта  $t_{63.2} \approx 3.8$  с, т.е. удовлетворяет требованиям *ADS-33*:  $2.5 \text{ с} \leq t_{63.2} \leq 5$  с. Статическая ошибка по скорости отсутствует, а влияние низкочастотной динамики собственного движения вертолёта для третьего контура сводится к несколько большей величине  $t_{63.2}$ , чем это следует из результатов анализа с помощью эквивалентной модели (3.6 с).

Что касается запаса устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» по фазе, то он, благодаря использованию дополнительной обратной связи по продольной перегрузке  $n_x$  в третьем контуре, существенно больше, чем при замыкании только второго контура (в рассматриваемом примере —  $\phi_m = 76^\circ$  вместо  $\phi_m = 43^\circ$ ). Этот эффект вызван тем, что несущий винт при изменении циклического шага помимо момента тангажа создаёт также продольную силу, что значительно снижает фазовое запаздывание разомкнутой системы в районе частоты среза и приводит к увеличению запаса по фазе. В канале управления по крену поперечная сила, создаваемая несущим винтом вместе с моментом крена, аналогично приводит к повышению запасов устойчивости.

При исключении обратной связи по  $n_x$  из третьего контура в переходном процессе возникает статическая ошибка, а запас устойчивости по фазе уменьшается до 47 град., что соответствует сделанной ранее оценке по эквивалентной модели.

Переходный процесс для типа реакции *ACAH* при возмущающем воздействии, подаваемом непосредственно на вход приводов циклического шага в продольном канале управления, показан на рисунке 4.5. Время затухания переходного процесса по углу тангажа до 10 % от максимального значения составляет менее 5 с, что существенно меньше 10 с, требуемых стандартом *ADS-33* для типов реакции со стабилизацией углового положения в наиболее жёстких условиях — при ухудшенных условиях визуального ориентирования ( $UCE > 1$ ).

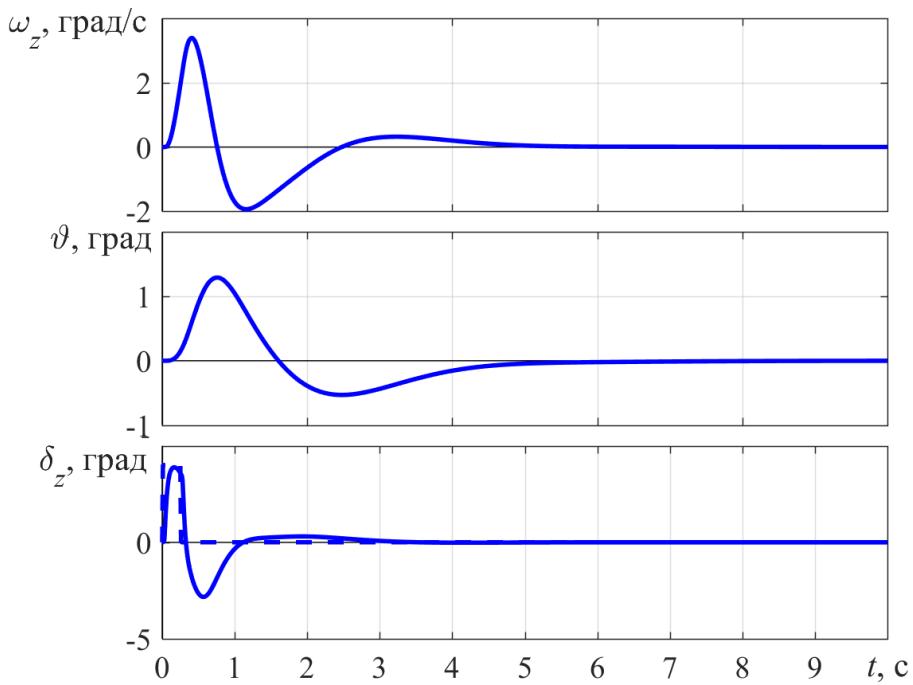


Рисунок 4.5 — Переходные процессы при импульсном возмущении на входе в силовые приводы (тип реакции *ACAH*)

Таким образом, количественные оценки, сделанные с использованием эквивалентных моделей, с достаточной высокой точностью соответствуют результатам, полученным на линейной модели изолированного продольного движения тяжёлого транспортного вертолёта, включающей низкочастотную аппроксимацию динамики несущего винта как органа управления. При этом для всех трёх типов реакции, реализуемых многоконтурным алгоритмом ЭДСУ: *RC*, *ACAH* и *TRC*, — характеристики устойчивости и управляемости вертолёта соответствуют Уровню 1 в соответствии с положениями стандарта *ADS-33* при одновременном выполнении принятых требований к запасам устойчивости. При этом динамика вертолёта имеет следующие особенности, неучтённые эквивалентной моделью:

- собственная моментная устойчивость по скорости  $M_z^{V_x}$  приводит к медленному «списыванию» угловой скорости при типе реакции *RC* и некоторой статической ошибке по углу при типе реакции *ACAH*, не влияющих на оценку вертолёта лётчиком;
- обратная связь по перегрузке в третьем контуре алгоритмов в сочетании с

силой, создаваемой несущим винтом как органом управления, решает проблему с уменьшением запаса устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» по фазе при замыкании третьего контура.

#### 4.2 Средний вертолёт (нелинейная модель пространственного движения)

Динамику вертолёта с разработанными реконфигурируемыми алгоритмами ЭДСУ на режиме висения и при малых скоростях полёта в нелинейной постановке рассмотрим на примере полного пространственного движения среднего транспортного вертолёта с шарнирным несущим винтом и полётной массой  $m_b \approx 11$  т.

Нелинейная модель собственного движения вертолёта, разработанная в НИО-5 ЦАГИ, имеет в своей основе теорию эквивалентного винта, учитывает низкочастотную составляющую махового движения лопастей несущего винта и верифицирована с использованием результатов испытаний в аэродинамических трубах ЦАГИ и лётных экспериментов [41, 42]. Помимо собственно вертолёта, данная модель также описывает динамику его силовой установки, что позволяет учитывать влияние изменения оборотов несущего винта при управляющих и возмущающих воздействиях.

В модель ЭДСУ включены типовые нелинейности её силовой части: ограничения по скорости и перемещению выходных звеньев приводов. В линейной области динамика приводов общего и циклического шага несущего винта и общего шага рулевого винта описывается передаточной функцией вида:

$$W_{\text{пр}}(s) = \frac{30}{0.0067s^2 + s + 30}.$$

Ограничения по ходу приводов соответствуют полным диапазонам перемещения соответствующих органов управления, а по максимальной скорости являются типовыми для современных ЭДСУ и соответствуют перемещению выходного звена привода от одного крайнего положения до другого за 1 с.

Разработанная модель позволяет в полной мере исследовать влияние на

динамику нелинейностей как аэродинамических характеристик самого вертолёта, так и ЭДСУ. Это, в частности, делает возможной оценку соответствия вертолёта с разработанными алгоритмами ЭДСУ нормам *ADS-33*, предполагающим отклонения рычагов управления средней и большой амплитуды, а не только малой, как ранее.

Для синтеза алгоритмов ЭДСУ в модель были включены фильтры обратных связей в виде передаточных функций:

$$W_{\phi 1}(s) = \frac{1}{(0.035)^2 s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot 0.035 s + 1}$$

для сигналов по угловым скоростям и углам тангажа, крена и рыскания;

$$W_{\phi 4}(s) = \frac{1}{0.1s + 1}$$

для сигналов продольной и поперечной перегрузки;

$$W_{\phi 3}(s) = \frac{1}{0.2s + 1}$$

для сигналов продольной и поперечной составляющей земной скорости вертолёта. Кроме того, цепь выходных сигналов на приводы циклического шага несущего винта включены режекторные фильтры вида:

$$W_{\phi 2}(s) = \frac{s^2 + 2 \cdot 0.07 \cdot 20.1s + 20.1^2}{s^2 + 2 \cdot 0.42 \cdot 20.1s + 20.1^2},$$

предназначенные для увеличения устойчивости низкочастотной составляющей качания лопастей несущего винта. Как и в случае рассмотренного выше тяжелого вертолёта, структура и параметры фильтров, аналогичны использованным на экспериментальном вертолёте с ЭДСУ *ADOCs*, где они выбраны с учётом реальных характеристик высокочастотных форм движения шарнирного несущего винта вертолёта [23].

Для сигналов отклонения рычагов управления используются нелинейные апериодические префильтры (рисунок 4.6) с параметрами: в канале тангажа —  $T_{\text{прф}} = 0.035$  с,  $s_{\text{макс}} = 12$  град/с; в канале крена —  $T_{\text{прф}} = 0.035$  с,  $s_{\text{макс}} = 15$  град/с; в канале рыскания —  $T_{\text{прф}} = 0.05$  с,  $s_{\text{макс}} = 15$  град/с.

Дополнительное запаздывание, вызванное цифровой реализацией ЭДСУ, принято равным  $\tau_{ц.р} = 0.015$  с.

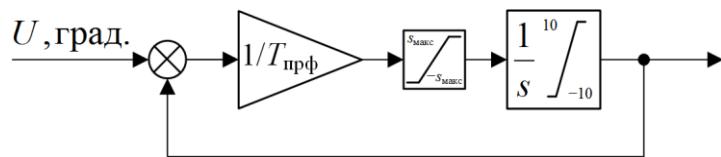


Рисунок 4.6 — Структурная схема нелинейного префильтра

Согласно требованиям *ADS-33*, в канале на режиме висения и при малых скоростях полёта, в зависимости от условий визуального ориентирования, в каналах тангажа и крена могут потребоваться все три основных типа реакции — *RC*, *ACAH* и *TRC*, — поэтому в этих каналах управления разработанные многоконтурные реконфигурируемые алгоритмы используются в полном виде — с тремя контурами. С помощью внутреннего контура реализуется тип реакции *RC*, с помощью второго — *RCAH* (если он замыкается при нейтральном положении рычага управления) и *ACAH* (если он замкнут постоянно), с помощью третьего — *TRC*. В канале рыскания реализуется тип реакции *RCDH*, что требует наличия двух контуров управления.

Для уменьшения перекрёстного взаимодействия движений тангажа и крена алгоритмы изолированных каналов управления были дополнены блоком компенсации перекрёстного взаимодействия, так что общая структура алгоритмов ЭДСУ приняла вид, показанный на рисунке 4.7. Диапазон изменения входных сигналов во всех каналах управления —  $\pm 10$  град.

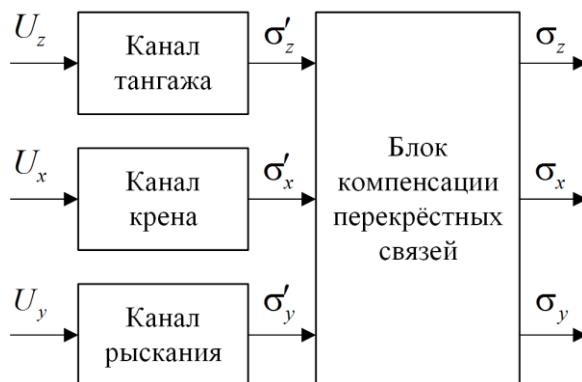


Рисунок 4.7 — Структурная схема алгоритмов ЭДСУ

Синтез алгоритмов управления был проведен для линеаризованной модели вертолёта, а моделирование движения и проверка соответствия заданным требованиям — для полной нелинейной модели.

Структура алгоритмов каналов тангажа, крена и рыскания приведена на рисунках 4.8 и 4.9. Алгоритмы внутреннего контура соответствуют блок-схеме на рисунке 3.2 ( $W_{\phi\omega}(s) = W_{\phi 1}(s)$ ), с той лишь разницей, что фильтр  $W_{\phi\sigma}(s)$  перенесён в блок компенсации перекрёстных связей.

В соответствии с изложенной выше методикой, были следующие параметры контуров **продольного канала** алгоритмов ЭДСУ (в скобках указаны значения параметров в безразмерном виде). Во внутреннем контуре:  $K_{u_z} = 0.07$  с ( $\tilde{K}_{u_z} = 0.14$ ),  $K_{\omega_z} = 0.31$  с ( $\tilde{K}_{\omega_z} = 0.61$ ),  $K_{\omega_z \downarrow 1} = 0.53$  ( $\tilde{K}_{\omega_z \downarrow 1} = 0.23$ ), параметры корректирующего фильтра сигнала скорости тангажа:  $T_1 = 0.29$  с и  $T_2 = 0.17$  с ( $\tilde{T}_1 / \tilde{T}_2 = 1.7$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1$ ), эталонная модель вида:

$$W_{\omega, M}(s) = \frac{e^{-0.12s}}{0.02s^2 + 0.17s + 1}.$$

Во втором контуре:  $k_9 = 0.82$  1/с ( $\tilde{k}_9 = 0.18$ ), фильтр  $W_9(s)$  с  $T_9 = 0.21$  с ( $\tilde{T}_9 = 0.95$ ),  $T_3 = 0.77$  с и  $T_4 = 0.70$  с ( $\tilde{T}_3 / \tilde{T}_4 = 1.1$ ,  $\tilde{\omega}_{T34} = 0.3$ ). Интегральный коэффициент усиления при подключении второго контура снижается до  $K_{\omega_z \downarrow 2} = 0.26$  (что соответствует  $\tilde{k}_{\omega_z \downarrow 2} = 0.18$ ). В третьем контуре:  $k_{V_{xg}} = 1.7$  град/(м/с) ( $\tilde{k}_{V_{xg}} = 0.0065$ ).

Коэффициент усиления входного сигнала  $K_{1z} = 2.1$ .

Для **поперечного канала** алгоритмов ЭДСУ выбраны следующие настройки. Во внутреннем контуре:  $K_{u_x} = 0.033$  с ( $\tilde{K}_{u_x} = 0.30$ ),  $K_{\omega_x} = 0.055$  с ( $\tilde{K}_{\omega_x} = 0.50$ ),  $K_{\omega_x \downarrow 1} = 0.155$  ( $\tilde{K}_{\omega_x \downarrow 1} = 0.31$ ), корректирующий фильтр сигнала скорости крена и эталонная модель — как в продольном канале.

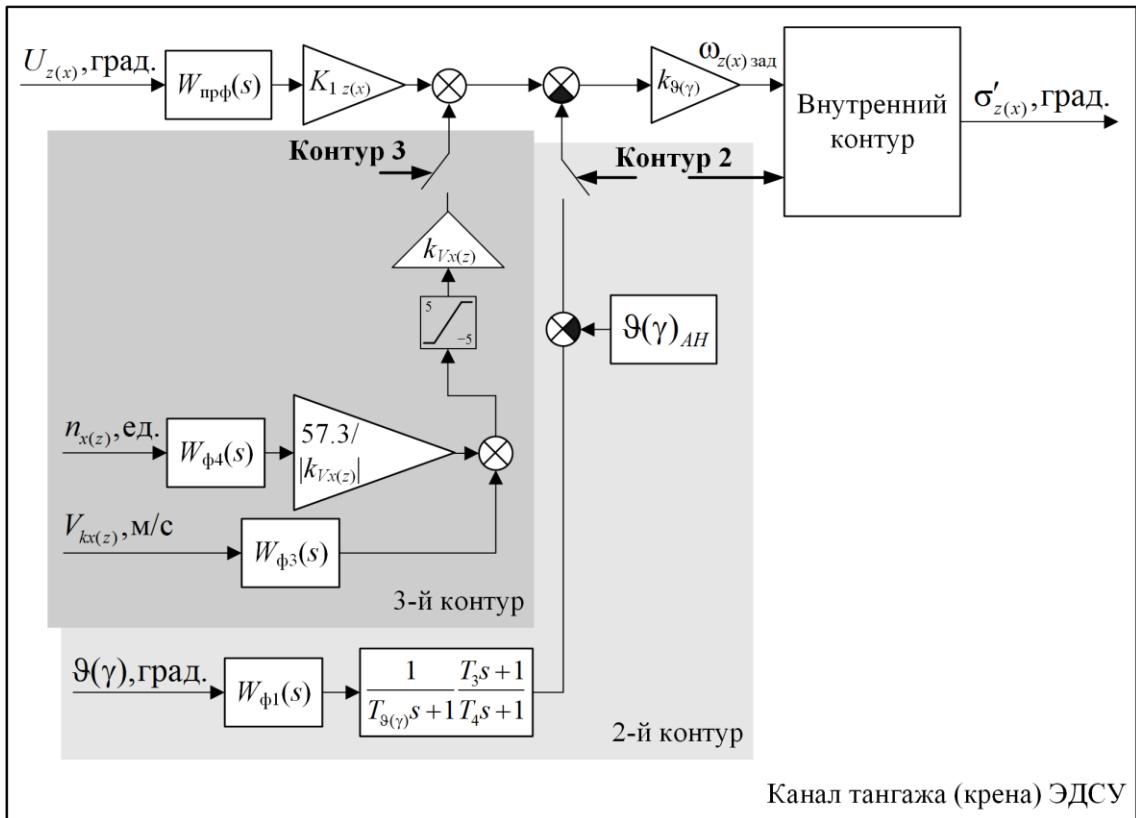


Рисунок 4.8 — Алгоритмы каналов тангажа и крена (второй и третий контуры)

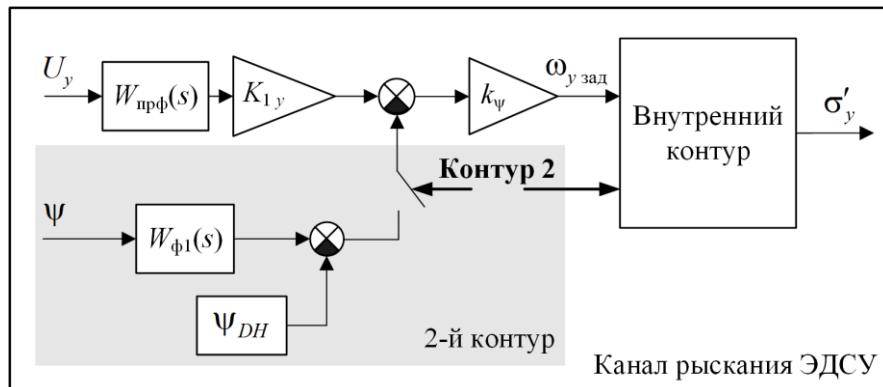


Рисунок 4.9 — Алгоритм канала рыскания (второй контур)

Во втором контуре:  $k_y = 1.26 \text{ 1/c}$  ( $\tilde{k}_y = 0.28$ ), фильтра  $W_y(s)$  с  $T_y = 0.20 \text{ с}$  ( $\tilde{T}_y = 0.9$ ),  $T_3 = 0.80 \text{ с}$  и  $T_4 = 0.66 \text{ с}$  ( $\tilde{T}_3 / \tilde{T}_4 = 1.2$ ,  $\tilde{\omega}_{T34} = 0.3$ ). Интегральный коэффициент усиления при подключении второго контура снижается до  $K_{\omega_x \int 2} = 0.033$  (что соответствует  $\tilde{k}_{\omega_x \int} = 0.14$ ). В третьем контуре:  $k_{V_{zg}} = 1.9 \text{ град/(м/с)}$  ( $\tilde{k}_{V_{zg}} = 0.0073$ ).

Коэффициент усиления входного сигнала  $K_{1x} = 4.2$ .

Поскольку тип реакции *TRC* требуется только при малых скоростях полета, в алгоритмы третьего контура каналов тангажа и крена введено ограничение сигнала обратной связи по продольной и поперечной составляющим скорости полета величиной  $\pm 5$  м/с. При выходе скорости за пределы данного диапазона сигнал обратной связи по  $V_{xg}$  или  $V_{zg}$  перестаёт влиять на динамику движения вертолёта, что приводит к автоматическому переходу типа реакции от *TRC* к *ACAH*.

Параметры **путевого канала** алгоритмов ЭДСУ выбраны следующими. Во внутреннем контуре:  $K_{u_y} = 0.012$  с ( $\tilde{K}_{u_y} = 0.01$ ),  $K_{\omega_y} = 0.65$  с ( $\tilde{K}_{\omega_y} = 0.36$ ),  $K_{\omega_y \downarrow 1} = 1.2$  ( $\tilde{K}_{\omega_y \downarrow 1} = 0.06$ ), корректирующий фильтр сигнала скорости рыскания — с постоянными временем  $T_1 = 0.09$  с,  $T_2 = 0.06$  с ( $\tilde{T}_1 / \tilde{T}_2 = 1.5$ ,  $\tilde{\omega}_{T12} = 1.2$ ), эталонная модель вида:

$$W_{3.M}(s) = \frac{e^{-0.04s}}{0.25s + 1}.$$

В данном случае более простая двухпараметрическая  $W_{3.M}(s)$  обеспечила точность аппроксимации динамики вертолёта со статической частью закона управления, достаточную для реализации основных преимуществ алгоритмов ЭДСУ с эталонной моделью.

Во втором контуре  $k_{\psi} = 1.2$  1/с ( $\tilde{k}_{\psi} = 0.11$ ), а интегральный коэффициент усиления при подключении второго контура снижается до  $K_{\omega_y \downarrow 2} = 0.6$  (что соответствует  $\tilde{k}_{\omega_y \downarrow} = 0.08$ ).

Коэффициент усиления входного сигнала  $K_{1.y} = 2.3$ .

Неблагоприятное взаимодействие каналов управления вертолёта, главным образом, вызвано наличием «перекрёстных» производных демпфирования  $\bar{M}_z^{\omega_x}$ ,  $\bar{M}_x^{\omega_z}$  и коэффициентов эффективности  $\bar{M}_z^{\delta_x}$ ,  $\bar{M}_x^{\delta_z}$  [99]. Для уменьшения этого взаимодействия в состав алгоритмов ЭДСУ включён блок компенсации перекрёстного взаимодействия (рисунок 4.10).

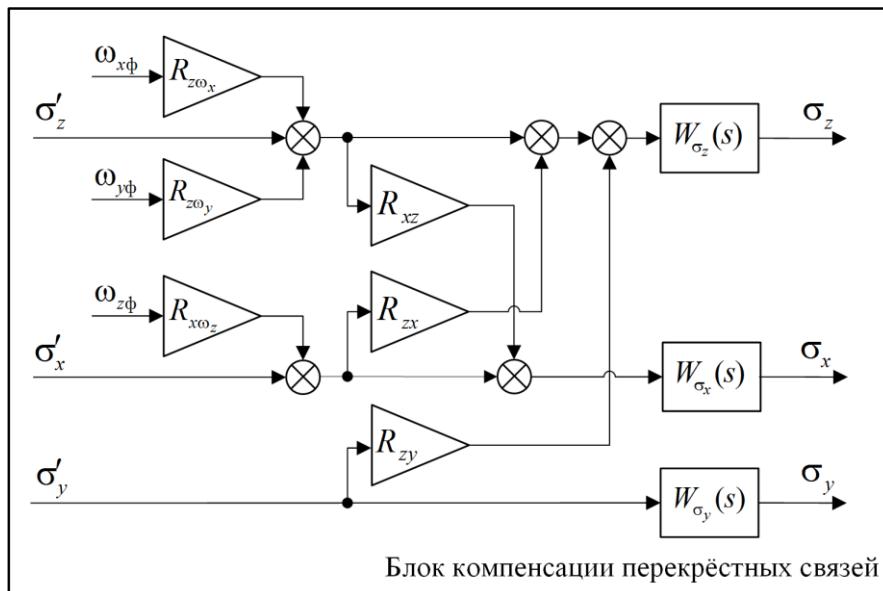


Рисунок 4.10 — Алгоритм блока компенсации перекрёстных связей

Коэффициенты перекрёстных связей выбраны следующими:

$R_{z\omega_x} = 0.005$  град/(град/с),  $R_{x\omega_z} = 0.02$  с,  $R_{z\omega_y} = R_{y\omega_z} = 0$ ; фильтры имеют передаточные функции:  $W_{\sigma_z}(s) = W_{\sigma_x}(s) = W_{\phi_2}(s)$ ,  $W_{\sigma_y}(s) = 1$ .

Поскольку ряд ключевых требований *ADS-33* сформулирован в частотном виде, необходимо выбрать способ получения необходимых для этого частотных характеристик полной нелинейной модели вертолёта с ЭДСУ. С этой целью использован подход, с конца 1980-х гг. получивший широкое распространение в практике лётных испытаний самолётов и вертолётов, суть которого состоит в следующем. На соответствующий вход объекта исследования (в рассматриваемом случае — нелинейной модели) подаётся модулированный возмущающий гармонический сигнал, частота которого изменяется по времени в желаемом диапазоне. При обработке результатов входной  $x$  и выходной  $y$  сигналы исследуемой части замкнутой системы «летательный аппарат — ЭДСУ» разбиваются на несколько перекрывающихся отрезков, на каждом из которых с помощью быстрого преобразования Фурье определяются оценки собственной и взаимной спектральной плотности этих сигналов  $g_{xx}(j\omega)$ ,  $g_{xy}(j\omega)$  и  $g_{xy}(j\omega)$ . Для уменьшения влияния шумов результаты по отрезкам усредняются, и далее вычисляется оценка АФЧХ исследуемой системы, равная:

$$W_{y-x}(j\omega) = \frac{\hat{g}_{xy}(j\omega)}{\hat{g}_{xx}(j\omega)},$$

где знаком  $\hat{\cdot}$  обозначены усреднённые оценки спектральных плотностей.

Для оценки точности полученной АФЧХ  $W_{y-x}(j\omega)$  служит функция когерентности  $\hat{\gamma}_{xy}^2$ , равная:

$$\hat{\gamma}_{xy}^2(\omega) = \frac{|\hat{g}_{xy}(j\omega)|^2}{|\hat{g}_{xx}(j\omega)| |\hat{g}_{yy}(j\omega)|}$$

и принимающая значения от 0 до 1. Принято считать, что достаточная для практических целей точность достигается на частотах, где  $\hat{\gamma}_{xy}^2(\omega) > 0.6$ .

Связанные с такими расчётами параметры сигналов и математические операции достаточно подробно описаны в литературе (см., например, [100]). В частности, рекомендуется использовать возмущающий сигнал:

$$u(t) = A \sin \theta(t),$$

где  $\theta(t) = \int_0^t \omega(t) dt$ ,  $\omega(t) = \omega_{\min} + K(t)(\omega_{\max} - \omega_{\min})$ ,  $K(t) = C_2 \left( e^{C_1 \frac{t}{T}} - 1 \right)$ ,  $C_1 = 4.0$ ,

$C_2 = 0.0187$ ,  $T$  — длительность возмущающего сигнала,  $\omega_{\min}$  и  $\omega_{\max}$  — границы исследуемого диапазона частот.

В данной работе для получения АФЧХ, предназначенных для определения полосы пропускания и запасов устойчивости принято  $\omega_{\min} = 0.2 \text{ с}^{-1}$  и  $\omega_{\max} = 20 \text{ с}^{-1}$ , а для определения полосы подавления возмущений — 0.1 и  $10 \text{ с}^{-1}$ , соответственно. Длительность возмущающего сигнала во всех случаях составляла  $T = 120 \text{ с}$ . Примеры АФЧХ полной нелинейной модели вертолёта, полученных таким способом, и их сравнение с АФЧХ линеаризованной модели приведены на рисунке 4.11.

Из рисунка видно, что АФЧХ нелинейной и линеаризованной моделей при частотах от  $\omega = 0.3 - 0.7 \text{ с}^{-1}$  до  $\omega = 10 - 20 \text{ с}^{-1}$  практически совпадают (коэффициент когерентности при этом  $\hat{\gamma}_{xy}^2 > 0.6$ ), так что нормируемые в *ADS-33* параметры, определяемые по этим АФЧХ, отличаются весьма незначительно.

Аналогичные результаты получены и для остальных АФЧХ, определённых в ходе исследования.

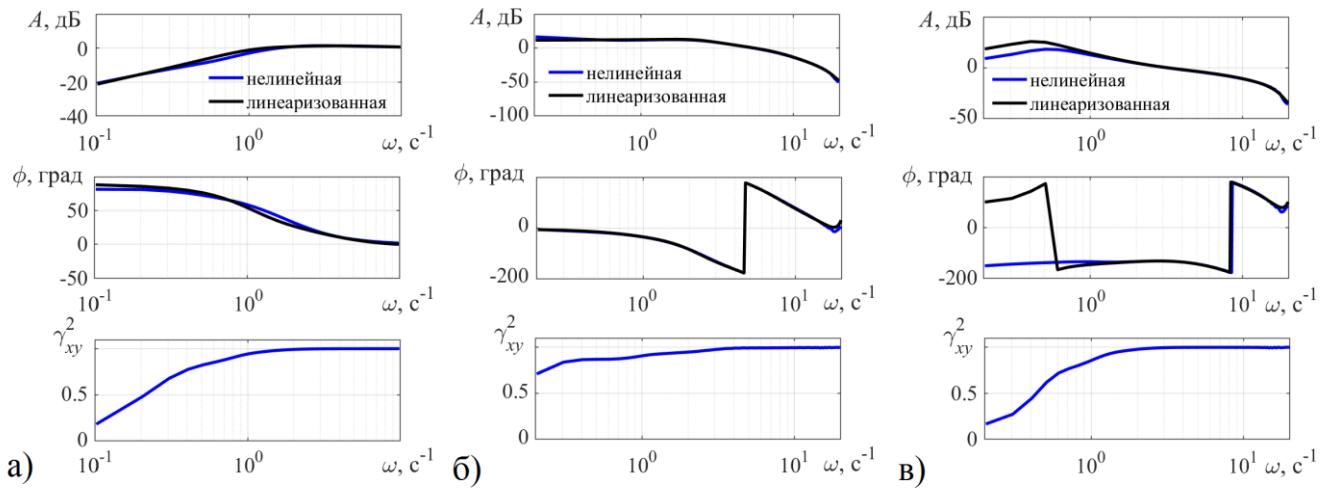


Рисунок 4.11 — АФЧХ для определения: а) полосы подавления возмущений (путевой канал,  $RCDH$ ); б) полосы пропускания (поперечный канал,  $ACAH$ ); в) запасов устойчивости (продольный канал,  $RC$ )

Основные характеристики устойчивости и управляемости вертолёта, заданные в частотном виде, в каналах крена, тангажа и рыскания приведены в Таблице 4.3. Для типа реакции  $ACAH$  в каналах крена и тангажа выполняется условие  $\Delta\omega_{BW} > 0$ . В этой таблице же для сравнения даны характеристики, определенные по линеаризованной и эквивалентной моделям.

Как видно из приведенных данных, для каналов тангажа и крена нормируемые параметры нелинейной, линейной и эквивалентной моделей отличаются не более, чем на 10%. При этом, как и в случае рассмотренного выше тяжелого вертолёта, эквивалентная модель даёт несколько заниженные величины. В случае канала рыскания количественные отличия между моделями несколько больше (особенно по  $\omega_{DRB}$ , где они достигают 20 %), но качественно нормируемые параметры зависят от настроек ЭДСУ одинаково.

Значения  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$  для нелинейной модели, как показано на рисунке 4.12, соответствуют Уровню 1 в наиболее сложных условиях полёта для рассматриваемого среднего транспортного вертолёта — при управлении с

разделением внимания или при ухудшенных условиях визуального ориентирования ( $UCE > 1$ ).

Таблица 4.3 — Основные характеристики вертолёта с ЭДСУ

| Тангаж        |                                 |              |                                  |                 |                                 |              |                                  |                 |                                 |              |                                  |                 |
|---------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|-----------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|-----------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|-----------------|
| Тип реакции   | нелинейная                      |              |                                  |                 | линеаризованная                 |              |                                  |                 | эквивалентная                   |              |                                  |                 |
|               | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\phi_m$ , град | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\phi_m$ , град | $\omega_{BW}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{с}^{-1}$ | $\phi_m$ , град |
| <i>RC</i>     | 2.46                            | 0.18         | —                                | 46              | 2.46                            | 0.19         | —                                | 46              | 2.31                            | 0.20         | —                                | 44              |
| <i>ACAH</i>   | 2.80                            | 0.18         | 0.75                             | 46              | 2.79                            | 0.18         | 0.73                             | 46              | 2.82                            | 0.20         | 0.69                             | 45              |
| Крен          |                                 |              |                                  |                 |                                 |              |                                  |                 |                                 |              |                                  |                 |
| <i>RC</i>     | 2.48                            | 0.18         | —                                | 49              | 2.46                            | 0.19         | —                                | 48              | 2.38                            | 0.19         | —                                | 47              |
| <i>ACAH</i>   | 3.06                            | 0.18         | 1.04                             | 47              | 3.01                            | 0.18         | 0.97                             | 47              | 2.97                            | 0.18         | 0.93                             | 45              |
| Рыскание      |                                 |              |                                  |                 |                                 |              |                                  |                 |                                 |              |                                  |                 |
| <i>RC(DH)</i> | 4.12                            | 0.05         | (1.01)                           | 63              | 3.96                            | 0.07         | (0.78)                           | 61              | 4.20                            | 0.07         | (0.81)                           | 61              |

Требования по полосе подавления возмущений и запасам устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» также выполняются во всех каналах управления.

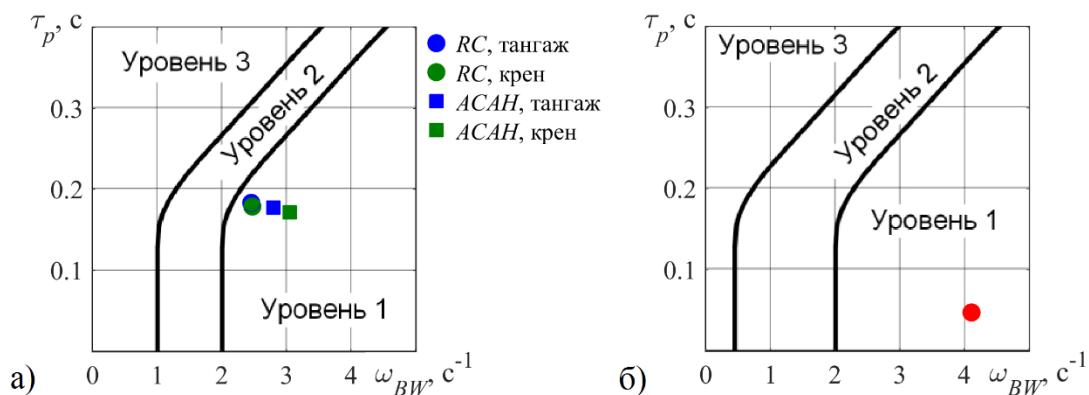


Рисунок 4.12 — Соответствие  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$  требованиям при разделении внимания или  $UCE > 1$ : а) каналы тангажа и крена; б) канал рыскания

Переходные процессы при ступенчатых управляющих воздействиях для типов реакции *RCAH* (*RCDH*) и *ACAH* приведены на рисунке 4.13. Их качество

соответствует заданному: заданные угловые скорости и углы отрабатываются с незначительными статическими ошибками, перерегулирование по угловой скорости (*RCAH*) и углу (*ACAH*) также невелико, а в путевом канале (*RCDH*) переходные процессы апериодические. Через 1 с после возвращения рычага управления в нейтральное положение при типах реакции *RCAH* и *RCDH* автоматически замыкается второй контур алгоритмов ЭДСУ и включается стабилизация углового положения в соответствующем канале управления. Как видно из переходных процессов, благодаря единым настройкам внутреннего контура (кроме интегрального коэффициента усиления) подключение стабилизации происходит безударно.

Также стоит отметить, что, как и следует из характера зависимости динамических производных  $\bar{M}_z^{V_x}$  и  $\bar{M}_x^{V_z}$  от скорости полёта, эффект «списывания» угловой скорости при ступенчатых управляющих воздействиях на полной нелинейной модели вертолёта практически не проявляется. К влиянию  $\bar{M}_x^{V_z}$  можно отнести только статическую ошибку по углу крена при типе реакции *ACAH* (рисунок 4.13г), которая не нарушает пропорциональности между установившимся углом крена и отклонением рычага управления, и следовательно, не противоречит требованиям *ADS-33*.

Переходные процессы при импульсных воздействиях на рычаги управления и непосредственно на входе силовых приводов ЭДСУ приведены на рисунке 4.14. Требования по скорости затухания возмущенного движения *ADS-33* выполняются, причём для управляющих воздействий и типе реакции *RC* они соответствуют Уровню 1 в наиболее жёстких условиях — для управления с разделением внимания или при ухудшенных условиях визуального ориентирования ( $UCE > 1$ ).

Т.к. в используемой в данном подразделе модели вертолёта учтены нелинейности как аэродинамических характеристик и уравнений движения, так и ЭДСУ, с её помощью может быть исследовано соответствие рассматриваемого среднего транспортного вертолёта требованиям *ADS-33* к быстроте изменения углового положения в управляемом движении.

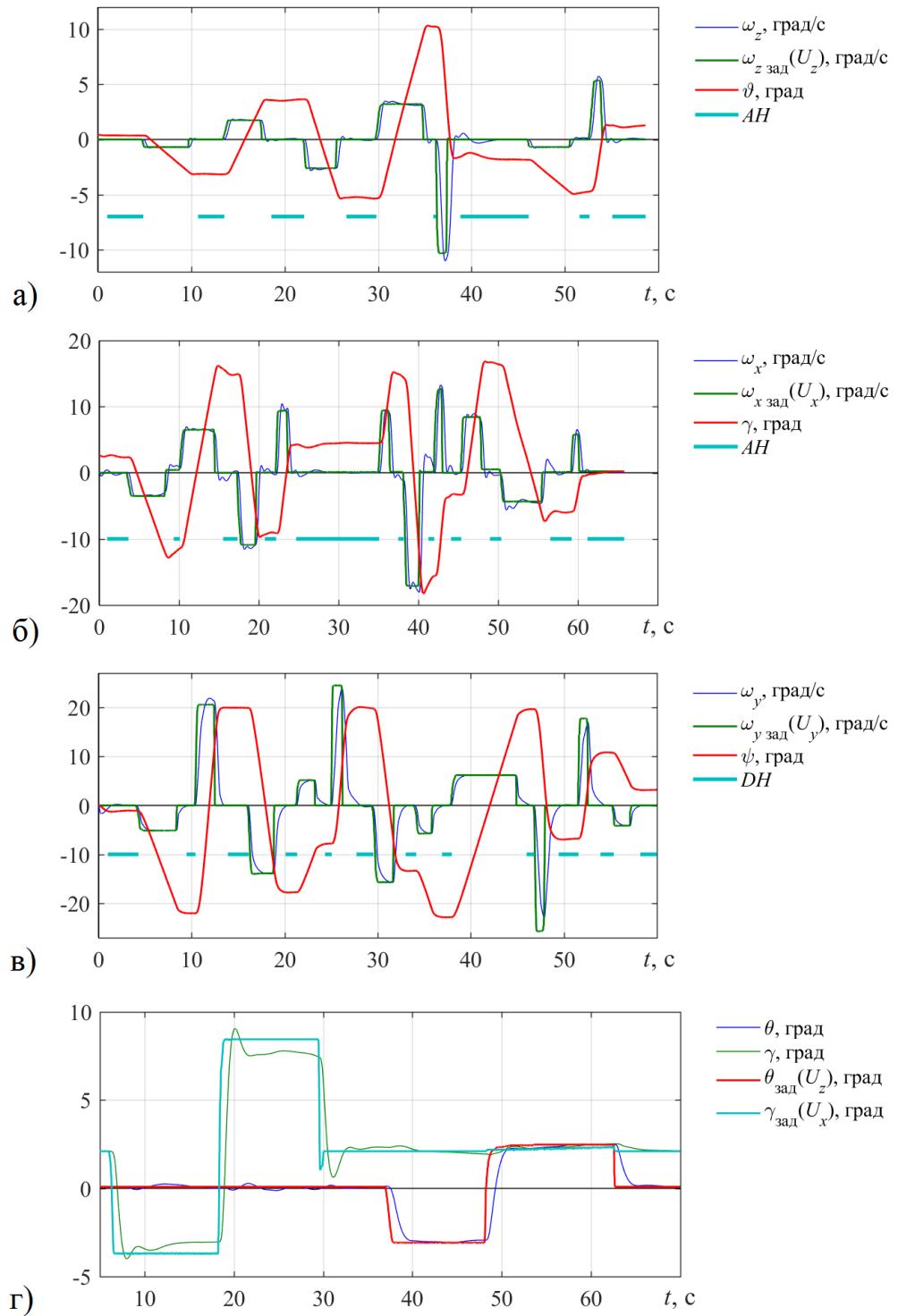


Рисунок 4.13 — Переходные процессы при управляющих воздействиях:

а) тангаж,  $RCAH$ ; б) крен,  $RCAH$ ; в) рыскание,  $RCDH$ ; г) тангаж и крен,  $ACAH$

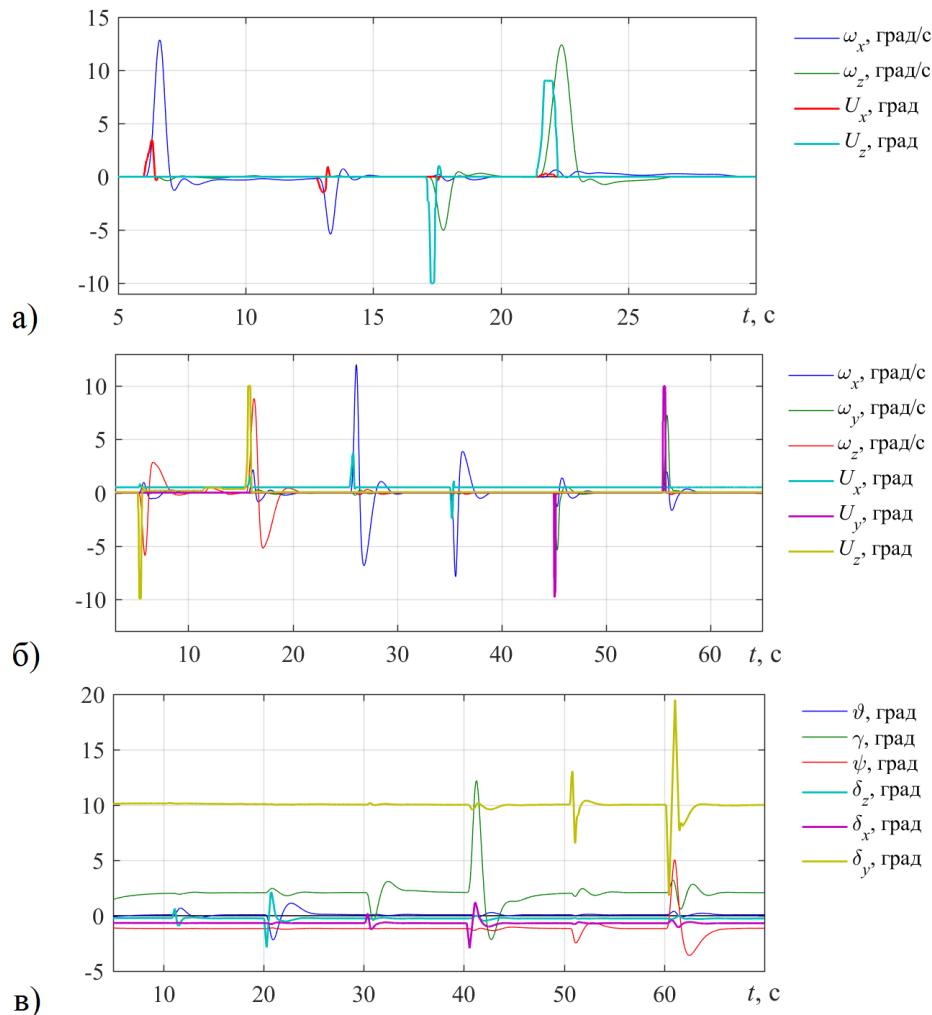


Рисунок 4.14 — Переходные процессы при импульсных возмущениях:

а) по управлению ( $RC$ ); б) по управлению ( $ACAH$ ); в) на входе приводов ( $ACAH$ )

Для этого математическая модель рассматриваемого вертолёта была реализована на пилотажном мини-стенде с визуализацией на мониторе, трёхосевым рычагом, имитирующим боковую ручку управления, и рычагом управления общим шагом несущего винта. Управляющие воздействия средней и большой амплитуды выполнялись оператором стенда. Соответствующие результаты приведены на рисунке 4.15, где закрашенным маркерам соответствует изменение углового положения в «положительную» сторону, а пустым — в «отрицательную». Переходные процессы, на основе которых получены данные рисунка 4.15, приведены на рисунке 4.16.

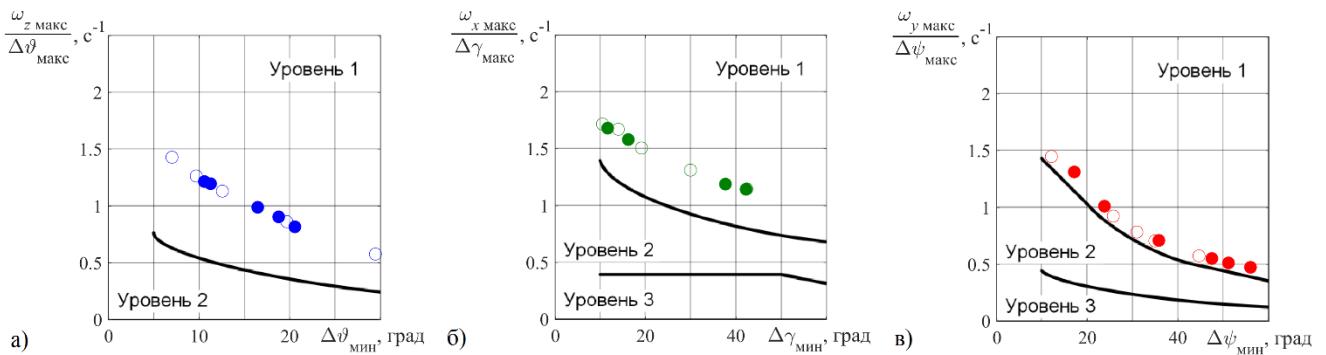


Рисунок 4.15 — Соответствие требованиям ADS-33 по быстроте изменения углового положения: а) тангаж ( $RCAH$ ); б) крен ( $RCAH$ ); в) рыскание ( $RCDH$ )

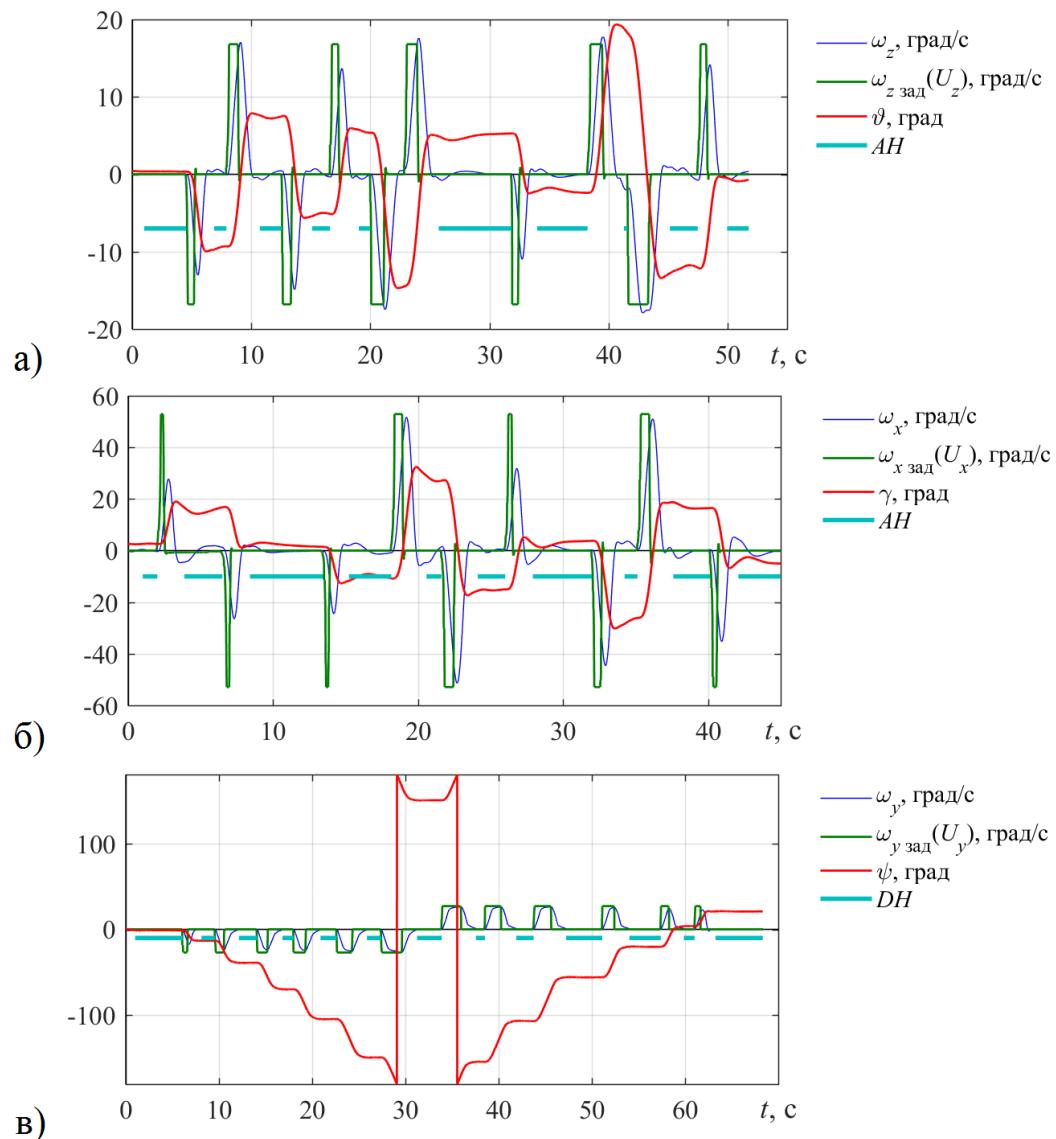


Рисунок 4.16 — Переходные процессы при исследовании быстроты изменения углового положения: а) тангаж ( $RCAH$ ); б) крен ( $RCAH$ ); в) рыскание ( $RCDH$ )

Как следует из полученных результатов, вертолёт с разработанными алгоритмами ЭДСУ соответствует Уровню 1 требований. При этом достигнутые максимальные угловые скорости тангажа крена и рыскания — 18, 51 и 27 град/с, соответственно — также превышают требования Уровня 1 для данного класса вертолётов, а именно: 13, 50 и 22 град/с.

Переходные процессы при ступенчатых управляющих воздействиях при типе реакции *TRC* в каналах тангажа и крена, обеспечиваемом замыканием третьего контура алгоритмов ЭДСУ, также полученные на пилотажном стенде, показаны на рисунке 4.17. Характер переходных процессов — апериодический, со временем срабатывания по уровню 63.2 % от установившегося значения продольной и поперечной составляющих земной скорости — 3.6 с и 3.4 с, соответственно (требование *ADS-33*:  $2.5 \leq t_{63.2} \leq 5$  с).

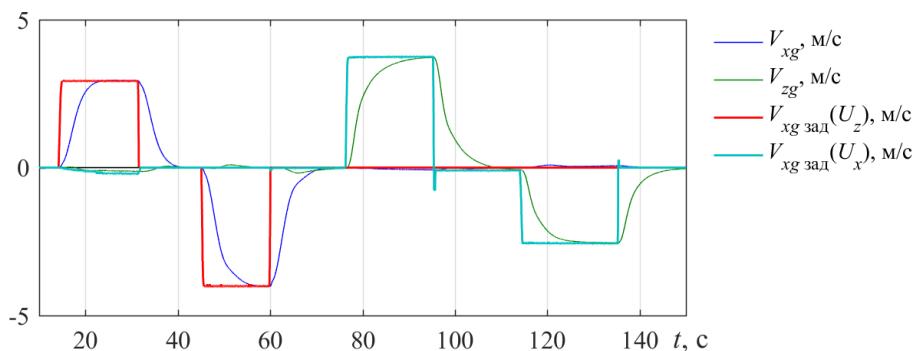


Рисунок 4.17 — Переходные процессы при управляющих воздействиях (тип реакции *TRC*)

Как и для рассмотренного выше тяжелого вертолёта, запасы замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» по фазе в обоих каналах управления оказываются больше, чем при замыкании только второго контура, а именно — не менее 50 град., — что вызвано благоприятным влиянием на этот параметр обратных связей по продольной и поперечной перегрузке. Таким образом, характеристики устойчивости и управляемости для данного типа реакции соответствуют заданным требованиям.

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

был выполнен один из специальных манёвров, входящих в состав требований ADS-33 — «Боковое перемещение» (“*Lateral reposition*”). Суть его состоит в том, что за заданное время необходимо переместиться из начальной точки висения на высоте 10 м в новую точку висения, находящуюся на расстоянии 120 м слева или справа от начальной, сохраняя в процессе перемещения с заданной точностью начальную высоту, продольную координату и угол рыскания. Примеры соответствующих переходных процессов при перемещении вправо и влево приведены на рисунке 4.18, где цветом показаны разрешённые диапазоны изменения  $\psi$ ,  $X$ ,  $H$ , а также заданная точность стабилизации новой точки висения по боковой координате  $Z$ . Как видно из представленных данных, все контролируемые параметры выдерживаются с необходимой точностью, а время выполнения маневра составляет 20—21 с, что укладывается в требования *ADS-33*: не более 22 с.

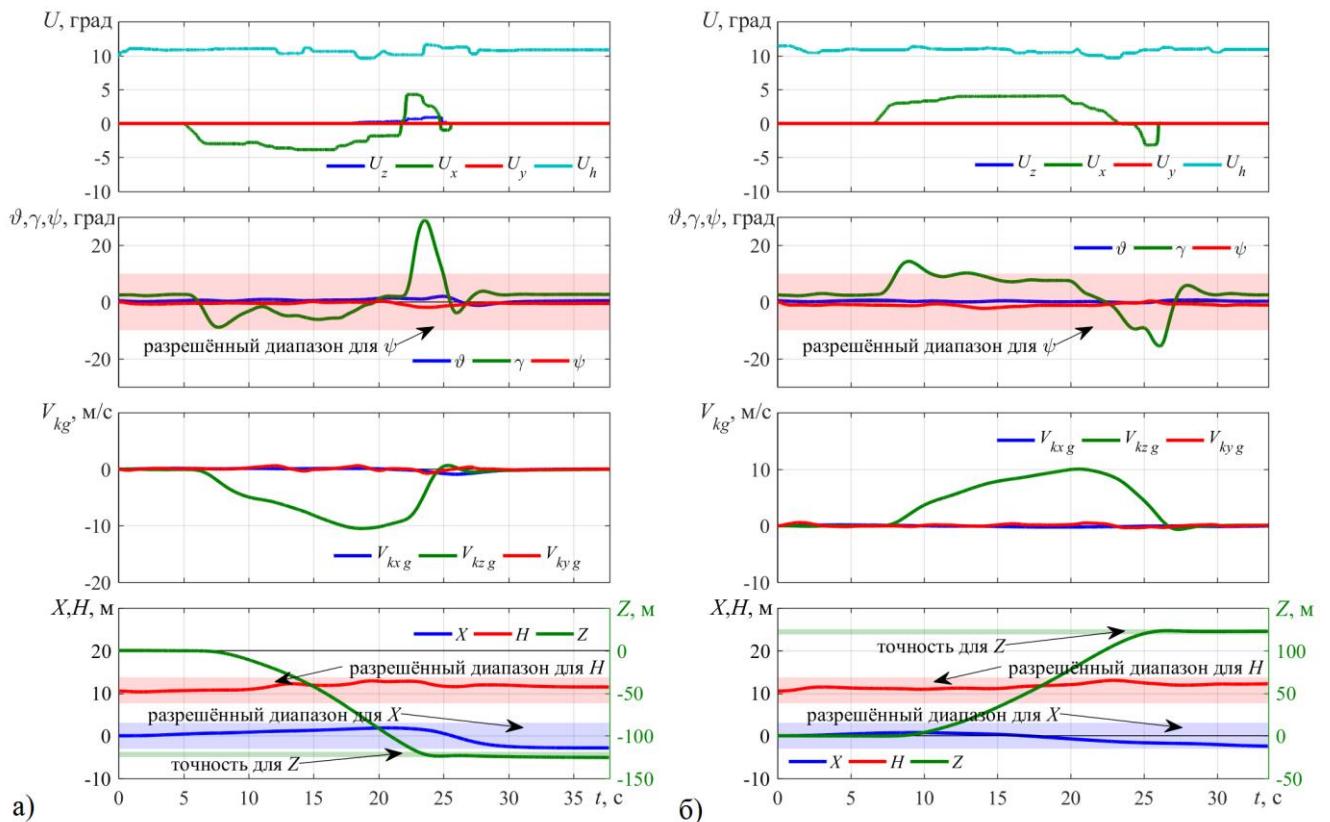


Рисунок 4.18 — Выполнение маневра «Боковое перемещение» на пилотажном стенде (тип реакции *TRC + RCDH*)

Манёвр выполнялся с типом реакции *TRC* в каналах тангажа и крена и

*RCDH* — в канале рыскания. Из графиков видно, что благодаря высокой степени автоматизации, обеспечиваемой ЭДСУ, манёвр из четырёхканального становится, по сути, двухканальным: оператор активно управляет вертолётом только в каналах крена и высоты, в то время как стабилизацию по тангажу и рысканию автоматически осуществляет ЭДСУ.

Эффективность блока компенсации перекрёстного взаимодействия продемонстрирована на рисунке 4.19а, где приведены АЧХ  $|\omega_z/\omega_x| = |W_{\omega_z - ux}(j\omega)/W_{\omega_x - ux}(j\omega)|$  и  $|\omega_x/\omega_z| = |W_{\omega_x - uz}(j\omega)/W_{\omega_z - uz}(j\omega)|$ , характеризующие взаимодействие движений тангажа и крена, при штатных алгоритмах ЭДСУ и алгоритмах с отключённым блоком компенсации.

В *ADS-33* нормируется средняя величина этих АЧХ в диапазоне частот от  $\omega_{BW}$  до  $\omega_{180}$ , т.е. для рассматриваемого случая — от  $2.8—3.0 \text{ c}^{-1}$  до  $4.6—4.7 \text{ c}^{-1}$ . Как видно из рисунка 4.19б, блок компенсации позволяет существенно снизить степень перекрёстного взаимодействия каналов управления и повысить Уровень пилотажных характеристик вертолёта по этому показателю со 2-го до 1-го. Границы диапазона осреднения АЧХ показаны на рисунке вертикальными пунктирными линиями.

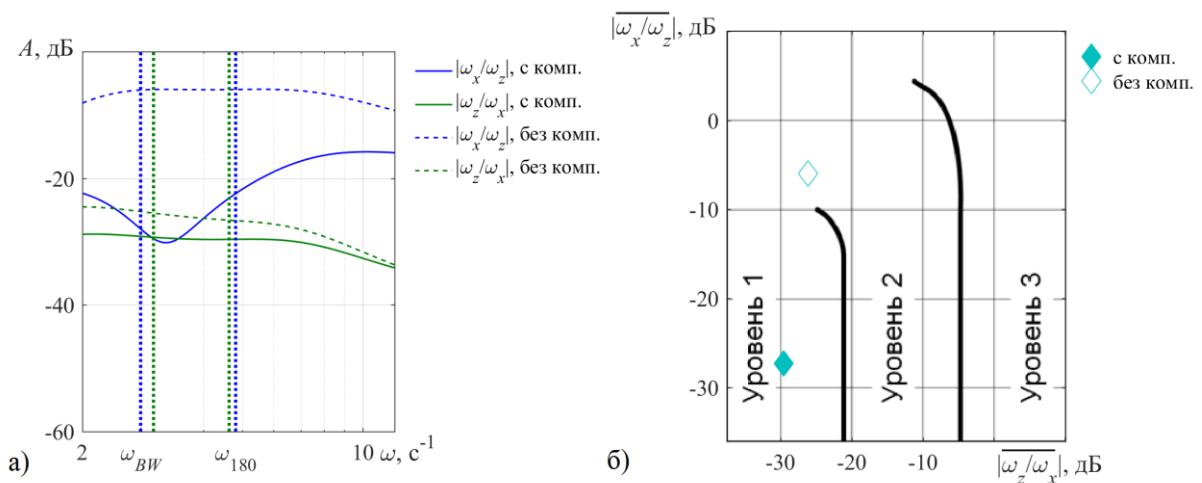


Рисунок 4.19 — Взаимодействие движения по тангажу и крену:

а) АЧХ, б) соответствие требованиям *ADS-33*

Низкая степень межканального взаимодействия видна также по переходным

процессам управляемого и возмущенного движения вертолёта с ЭДСУ, приведенным выше, в т.ч. полученным на пилотажном стенде. Помимо улучшения оценки вертолёта лётчиком, блок компенсации взаимодействия также значительно упрощает синтез алгоритмов управления для каналов крена, тангажа и рыскания ЭДСУ, поскольку делает движение вертолёта в этих каналах более близким к изолированному. Этим отчасти объясняется и достаточно точное соответствие характеристик, получаемых по нелинейной и линеаризованной моделям пространственного движения и эквивалентным моделям отдельных каналов управления (см. таблицу 4.3).

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 при типовых характеристиках силовых приводов продемонстрировано, что настройки алгоритмов ЭДСУ, выбранные исходя из требований к динамике линеаризованной модели вертолёта «в малом» (т.е. к  $\omega_{BW}$ ,  $\tau_p$ ,  $\omega_{DRB}$ ,  $\zeta$ ,  $t_{63.2}$ ,  $\phi_m$ ,  $A_m$  и т.п.), обеспечивают выполнение требований *ADS-33* при управляющих воздействиях средней и большой амплитуды на полной нелинейной модели движения вертолёта при введении в алгоритмы префильтров с ограничением скорости сигнала.

### **4.3 Лёгкий вертолёт (линейная модель пространственного движения высокого порядка)**

Как было указано в Главе 1, из всех форм движения несущего винта как динамической системы наиболее существенное влияния на характеристики

устойчивости и управляемости вертолёта оказывает низкочастотная составляющая махового движения лопастей. В связи с этим, именно данная форма движения была включена в эквивалентную модель динамики собственного движения вертолёта, с использованием которой были проведены исследования по выбору структуры и параметров реконфигурируемых алгоритмов ЭДСУ, результаты которых приведены Главах 3 и 4. Тем не менее, ЭДСУ, помимо приемлемых пилотажных характеристик, должна также обеспечивать устойчивость высокочастотных форм движения несущего винта. Хотя влияние специальных фильтров, вводимых в ЭДСУ с данной целью, на характеристики устойчивости и управляемости в области частот  $\omega < 15 \text{ с}^{-1}$  учтено в эффективном запаздывании  $\tau_\Sigma$ , сама структура этих фильтров таким способом не может быть выбрана.

В связи с этим представляет интерес применение разработанных подходов к синтезу алгоритмов ЭДСУ для вертолёта, в математической модели которого динамика винта представлена в более полном виде. Для этой цели хорошо подходит линейная модель движения лёгкого ( $m_{\text{взл. макс}} \approx 2.5 \text{ т}$ ) одновинтового вертолёта с бесшарнирным несущим винтом, данные по которой взяты из [101]. Модель, полученная путём идентификации характеристик по результатам лётного эксперимента, описывает пространственное движение вертолёта в окрестности сбалансированного состояния — прямолинейного полёта со скоростью  $V \approx 40 \text{ м/с}$  на высоте  $H \approx 1 \text{ км}$  — и учитывает шесть степеней свободы вертолёта как твёрдого тела и четыре степени свободы несущего винта: наклон его конуса в продольном и поперечном направлении, изменение угла конусности и качание лопастей в плоскости вращения. Для синтеза алгоритмов ЭДСУ она была дополнена моделями силовых приводов вида:

$$W_{\text{пр}}(s) = \frac{40}{0.0067s^2 + s + 40},$$

одинаковыми для общего и циклического шага несущего винта и общего шага рулевого винта, и моделями фильтров обратных связей с передаточными функциями вида:

$$W_{\phi 1}(s) = \frac{1}{(0.04)^2 s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot 0.04 s + 1}$$

для сигналов угловых скоростей, углов крена и тангажа и вида:

$$W_{\phi 4}(s) = \frac{1}{0.1s + 1}$$

для сигнала поперечной перегрузки. Для управляющих сигналов лётчика введены апериодические фильтры низких частот: с постоянной времени 0.04 с в каналах тангажа и крена и 0.05 с — в канале рыскания. Дополнительное запаздывание, обусловленное цифровой реализацией ЭДСУ, для всех каналов управления снова принято равным  $\tau_{ц,р} = 0.015$  с.

Параметры приводов, фильтров и величина «цифрового» запаздывания типичны для ЭДСУ современных самолётов и вертолётов.

Помимо высокого порядка модели неавтоматизированного вертолёта, задача синтеза алгоритмов ЭДСУ представляет интерес ещё по нескольким причинам:

- вертолёт обладает высоким собственным демпфированием тангажа и крена, что приводит к сильному взаимодействию динамики твёрдого тела с несущим винтом;
- модель описывает пространственное движение, и поэтому в ней учитывается межканальное взаимодействие движений тангажа, крена и рыскания;
- рассматривается режим полёта с высокой поступательной скоростью.

Ранее особенности применения разработанных реконфигурируемых многоконтурных алгоритмов ЭДСУ в таких условиях рассматривались лишь в общих чертах.

С точки зрения требований *ADS-33*, тип реакции *TRC* при больших скоростях полёта не требуется, в связи с чем в третьем контуре алгоритмов в каналах тангажа и крена нет необходимости. С помощью оставшихся двух контуров могут быть реализованы типы реакции *RC* (задействован только внутренний контур), *RCAH* (второй контур замыкается при нейтральном положении рычага управления) и *ACAH* (второй контур всё время замкнут). В канале рыскания задействуется только внутренний контур, но структура его по сравнению с полётом при малых скоростях

и висении изменяется, чтобы реализовать тип реакции *TC* (координация разворота по курсу).

Анализ уравнений движения вертолёта показывает, что его динамика имеет следующие особенности:

- продольное движение статически неустойчиво по углу атаки с  $\bar{M}_z^{V_y} \approx -0.02$ , что соответствует  $\bar{M}_z^\alpha \approx 0.9$ ;
- боковое движение разделяется на спиральное с  $\lambda_{\text{сп}} \approx -0.03$ , поперечно-путевое колебательное с  $\omega_0 \approx 2.6 \text{ с}^{-1}$  и  $\zeta_0 \approx 0.15$ , и движение крена, которое из-за высокого демпфирования  $\bar{M}_x^{\omega_x}$  образует совместную колебательную динамическую форму с низкочастотной составляющей движения несущего винта, имеющую  $\omega_0 \approx 14.7 \text{ с}^{-1}$  и  $\zeta_0 \approx 0.74$ ;
- модель описывает пространственное движение, и поэтому в ней учитывается межканальное взаимодействие движений тангажа, крена и рыскания;
- качание лопастей имеет относительно низкую частоту  $\omega_0 \approx 14.8 \text{ с}^{-1}$  и вследствие своего низкого демпфирования  $\zeta_0 \approx 0.02$  вызывает практически незатухающие колебания при управляющих воздействиях по крену;
- эквивалентное запаздывание реакции несущего винта на управление и возмущения при низких частотах — разное в каналах тангажа и крена: 0.1 с и 0.04 с, соответственно, что в обоих случаях отличается от известной оценки по формуле  $\tau_{\text{HB}} \approx \frac{8}{\gamma_{\text{л}} \Omega_{\text{HB}}} \approx 0.07 \text{ с}$ .

Все эти факторы существенно ухудшают точность аппроксимации динамики рассматриваемого вертолёта упрощёнными моделями, и как следствие, делают оценки рациональных значений параметров алгоритмов ЭДСУ и динамических характеристик вертолёта с системой управления, приведенные в Главе 3, неприменимыми. Тем не менее, качественный характер влияния параметров ЭДСУ в каналах тангажа и крена на характеристики устойчивости и управляемости замкнутой системы сохраняется, так что методика их выбора может быть в целом оставлена без изменений. В путевом канале, как было сказано ранее, могут быть

применены подходы, аналогичные используемым при синтезе алгоритмов ЭДСУ самолётов.

Структурная схема алгоритмов внутреннего контура **продольного канала управления** приведена на рисунке 4.20; второй контур соответствует рисунку 2.3. По сравнению с вариантом интегральных алгоритмов с эталонной моделью, рассмотренным в Главе 3, в него добавлена обратная связь по скорости тангажа, пропущенной через апериодический фильтр с постоянной времени  $T_\alpha = 1.25$  с  $\approx 1/\bar{Y}^\alpha = -1/\bar{Y}^{V_y}$ , в короткопериодическом движении аппроксимирующая угол атаки, с коэффициентом усиления  $K_{\omega\alpha} = 0.3$ . Необходимость в ней обусловлена продольной статической неустойчивостью вертолёта. Остальные параметры алгоритмов внутреннего и второго контуров продольного канала, в т.ч. эталонная модель, выбраны по описанной ранее методике:  $K_{u_z} = 0.74\%/\text{град.}$ ,  $K_{\omega_z} = 0.36\%/(\text{град}/\text{с})$ ,  $k_9 = 0.80\ 1/\text{с}$ ,  $K_{\omega_z^\int} = 2.7\%/\text{град}$  при работе только внутреннего контура и  $K_{\omega_z^\int} = 1.1\%/\text{град}$  — при подключении второго.

Использованы корректирующие фильтры:

- опережающе-запаздывающий для сигнала скорости тангажа с постоянными времени  $T_1 = 0.36$  с и  $T_2 = 0.25$  с;
- сочетание апериодического и опережающе-запаздывающего для сигнала угла тангажа с постоянными временем  $T_9 = 0.15$  с,  $T_3 = 0.42$  с и  $T_4 = 0.38$  с.

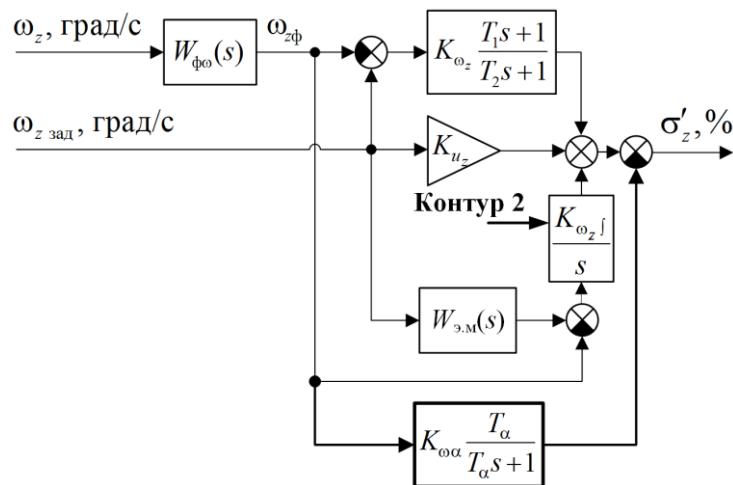


Рисунок 4.20 — Алгоритм продольного канала ЭДСУ (внутренний контур)

Эталонная модель внутреннего контура канала тангажа имеет передаточную функцию:

$$W_{\text{e.m.}}(s) = \frac{e^{-0.11s}}{0.01s^2 + 0.13s + 1}.$$

Алгоритмы **путевого канала управления** показаны на рисунке 4.21. По структуре они повторяют приведенные в Главе 3 интегральные алгоритмы с эталонной моделью для продольного канала ЭДСУ самолёта.

Обратная связь по поперечной перегрузке  $n_z$  увеличивает путевую устойчивость вертолёта с ЭДСУ, что в конечном итоге и обеспечивает тип реакции  $TC$  — координированный разворот по курсу отклонением рычага управления по крену, без необходимости корректирующих действий педалями. При этом отклонение педалей приводит к пропорциональному изменению поперечной перегрузки, которое, благодаря интегральной обратной связи по  $n_z$ , не зависит от массы и центровки вертолёта.

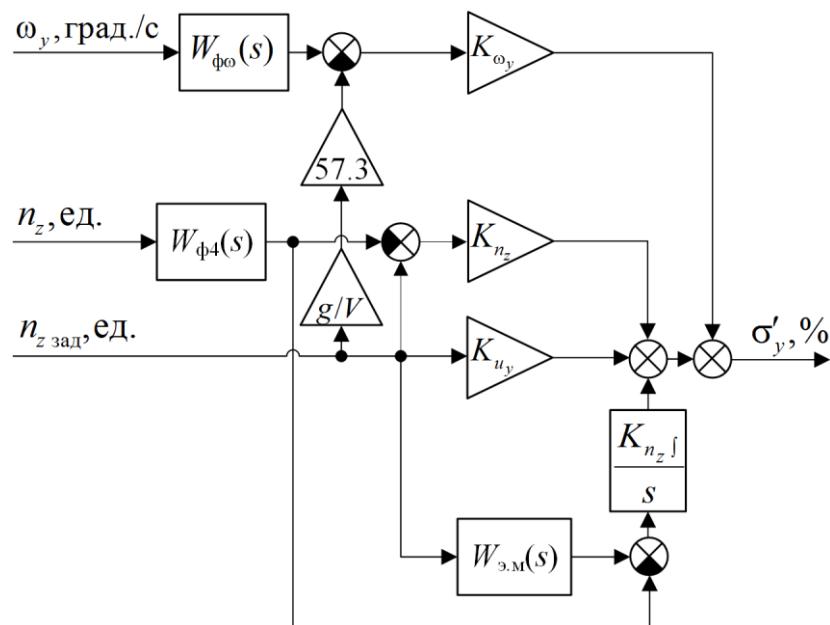


Рисунок 4.21 — Алгоритм путевого канала ЭДСУ

Параметры алгоритмов выбраны следующими:  $K_{u_y} = 392 \text{ \%}/\text{ед.}$ ,

$K_{n_z} = 49 \text{ \%}/\text{ед.}$ ,  $K_{n_z \int} = 74 \text{ (%/c)}/\text{ед.}$ ,  $K_{\omega_y} = 1 \text{ \%}/(\text{град}/\text{с})$ . Эталонная модель имеет вид:

$$W_{\vartheta_m}(s) = \frac{e^{-0.3s}}{0.12s^2 + 0.42s + 1}.$$

Структура алгоритмов путевого канала ЭДСУ в целом близка к используемой при малых скоростях и висении, что упрощает переход между ними при разгоне или торможении. Легко видеть, что предложенные алгоритмы путевого канала ЭДСУ по своей структуре значительно проще алгоритмов типа *EMF* (рисунок 1.9), что, как уже указывалось, является существенным преимуществом интегральных алгоритмов с эталонной моделью.

Структура алгоритмов **поперечного канала управления** — такая же, как при малых скоростях полёта и висении (рисунки 2.3 и 3.2), с параметрами:  $K_{u_x} = 0.87 \text{ \%}/\text{град.}$ ,  $K_{\omega_x} = 0.153 \text{ \%}/(\text{град}/\text{с})$ ,  $k_\gamma = 1.5 \text{ 1/c}$ ,  $K_{\omega_x \int} = 2.8 \text{ \%}/\text{град}$  при работе только внутреннего контура и  $K_{\omega_x \int} = 0.4 \text{ \%}/\text{град}$  — при подключении второго, и корректирующими фильтрами:

- опережающе-запаздывающий для сигнала скорости крена с постоянными времени  $T_1 = 0.4 \text{ с}$  и  $T_2 = 0.2 \text{ с}$ ;
- сочетание апериодического и опережающе-запаздывающего для сигнала угла тангажа с постоянными времени  $T_\gamma = 0.14 \text{ с}$ ,  $T_3 = 0.43 \text{ с}$  и  $T_4 = 0.38 \text{ с}$ .

Для подавления колебаний, вызванных качанием лопастей, в цепи управляющего сигнала приводов циклического шага, формируемый поперечным каналом ЭДСУ, установлен режекторный фильтр вида:

$$W_{\phi^3}(s) = 0.9 \frac{s^2 + 2 \cdot 0.05 \cdot 14.8s + 14.8^2}{s^2 + 2 \cdot 0.6 \cdot 14.8s + 14.8^2}.$$

Эталонная модель внутреннего контура канала крена представлена передаточной функцией:

$$W_{\vartheta_m}(s) = \frac{e^{-0.1s}}{0.01s^2 + 0.14s + 1}.$$

Неблагоприятное взаимодействие каналов управления вертолёта на рассматриваемом режиме полёта вызвано наличием «перекрёстных» производных демпфирования  $\bar{M}_z^{\omega_x}$ ,  $\bar{M}_z^{\omega_y}$ ,  $\bar{M}_x^{\omega_z}$  и коэффициентов эффективности  $\bar{M}_z^{\delta_x}$ ,  $\bar{M}_z^{\delta_y}$ ,

$\bar{M}_x^{\delta_z}$ . Для уменьшения этого взаимодействия алгоритмы продольного, поперечного и путевого каналов ЭДСУ дополнены блоком компенсации (рисунок 4.10) с коэффициентами перекрёстных связей  $R_{z\omega_x} = 0.15\%/\text{град/с}$ ,  $R_{x\omega_z} = -0.175\%/\text{град/с}$ ,  $R_{z\omega_z} = -0.1\%/\text{град/с}$ ,  $R_{x\omega_x} = 0.05$ ,  $R_{zy} = 0.05$ ;  $R_{z\omega_y} = -0.1\%/\text{град/с}$ ; фильтры имеют передаточные функции:  $W_{\sigma_x}(s) = W_{\phi 2}(s)$ ,  $W_{\sigma_z}(s) = W_{\sigma_y}(s) = 1$ .

Запасы устойчивости замкнутой системы «вертолёт — ЭДСУ» во всех трёх каналах управления соответствуют принятым требованиям и составляют не менее 45 град. по фазе и 6 дБ по амплитуде.

Основные характеристики устойчивости и управляемости вертолёта в каналах крена и тангажа приведены в Таблице 4.4. В канале рыскания получены следующие характеристики:  $\omega_{BW} = 3.9—4\text{ c}^{-1}$  (меньшее значение соответствует при типу реакции *ACAH* в каналах крена и тангажа, большее — *RC*),  $\tau_p = 0.07\text{ с}$ .

Таблица 4.4 — Основные характеристики вертолёта с ЭДСУ

| Тип реакции | тангаж                          |              |                                  |  | крен                            |              |                                  |   |
|-------------|---------------------------------|--------------|----------------------------------|--|---------------------------------|--------------|----------------------------------|---|
|             | $\omega_{BW}$ , $\text{c}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{c}^{-1}$ | $\Delta\bar{\omega}_z$ , %<br>( $\Delta\bar{\vartheta}$ , %) | $\omega_{BW}$ , $\text{c}^{-1}$ | $\tau_p$ , с | $\omega_{DRB}$ , $\text{c}^{-1}$ | $\Delta\bar{\omega}_x$ , %<br>( $\Delta\bar{\gamma}$ , %) |
| <i>RC</i>   | 3.30                            | 0.12         | —                                | 10   | 3.23                            | 0.14         | —                                | 13  |
| <i>ACAH</i> | 3.62                            | 0.12         | 0.76                             | (0)  | 3.83                            | 0.14         | 1.11                             | (9)   |

По полосе пропускания и фазовому запаздыванию характеристики соответствуют требованиям Уровня 1 *ADS-33* (рисунок 4.22). При этом с помощью режекторного фильтра  $W_{\phi 3}(s)$  удалось практически полностью подавить свойственные неавтоматизированному вертолёту слабозатухающие колебания по крену. Если допустить меньший декремент затухания этих колебаний, характеристики по  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$  могут быть улучшены, однако субъективная оценка вертолёта лётчиком при этом, вероятно, ухудшится.

Переходные процессы в каналах тангажа, крена и рыскания при ступенчатых и импульсных входных воздействиях приведены на рисунках 4.23 и 4.24а

(штриховыми линиями показаны заданные значения соответствующих параметров). На рисунке 4.24б показаны переходные процессы при импульсном возмущении, подаваемом непосредственно на вход приводов в каналах тангажа и крена при типе реакции со стабилизацией углового положения (*ACAH* или *RCAH*). Все характеристики устойчивости и управляемости, нормируемые *ADS-33* во временной области, в т.ч. относящиеся к взаимодействию движений крена и рыскания, соответствуют требованиям Уровня 1 для наиболее жёстких условий — высокой маневренности, полёта с разделением внимания, плохих условий визуального ориентирования.

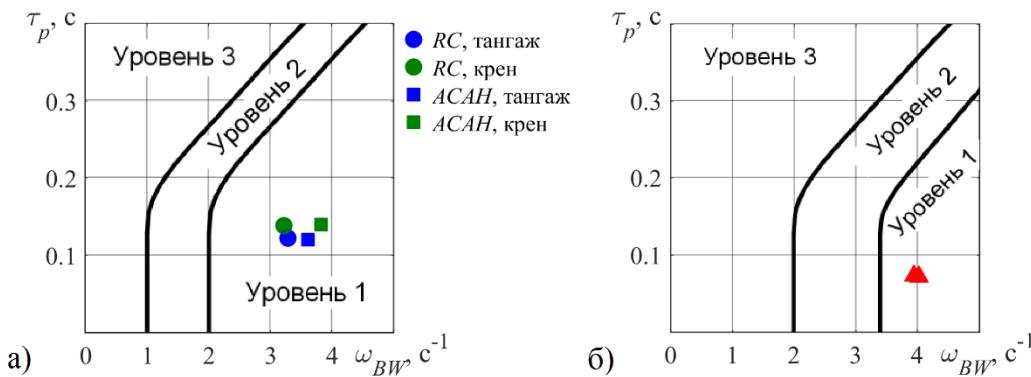


Рисунок 4.22 — Соответствие  $\omega_{BW}$  и  $\tau_p$  требованиям *ADS-33*: а) при управлении с разделением внимания или при  $UCE > 1$  (тангаж и крен); б) при точном слежении (рыскание)

Особенности продольного длиннопериодического движения — «списывание» скорости тангажа при типе реакции *RC* и статическая ошибка по углу тангажа при типе реакции *ACAH* — проявляются значительно слабее, чем для тяжелого вертолёта, рассмотренного выше. В поперечном и путевом канале статические характеристики управляемости соответствуют заданным. При этом наличие эталонной модели во внутреннем контуре алгоритмов ЭДСУ в полном соответствии с оценками, сделанными в Главе 3, позволило реализовать переходные процессы по скорости тангажа и крена при типе реакции *RC* практически без перерегулирования, несмотря на высокое собственное демпфирование вертолёта.

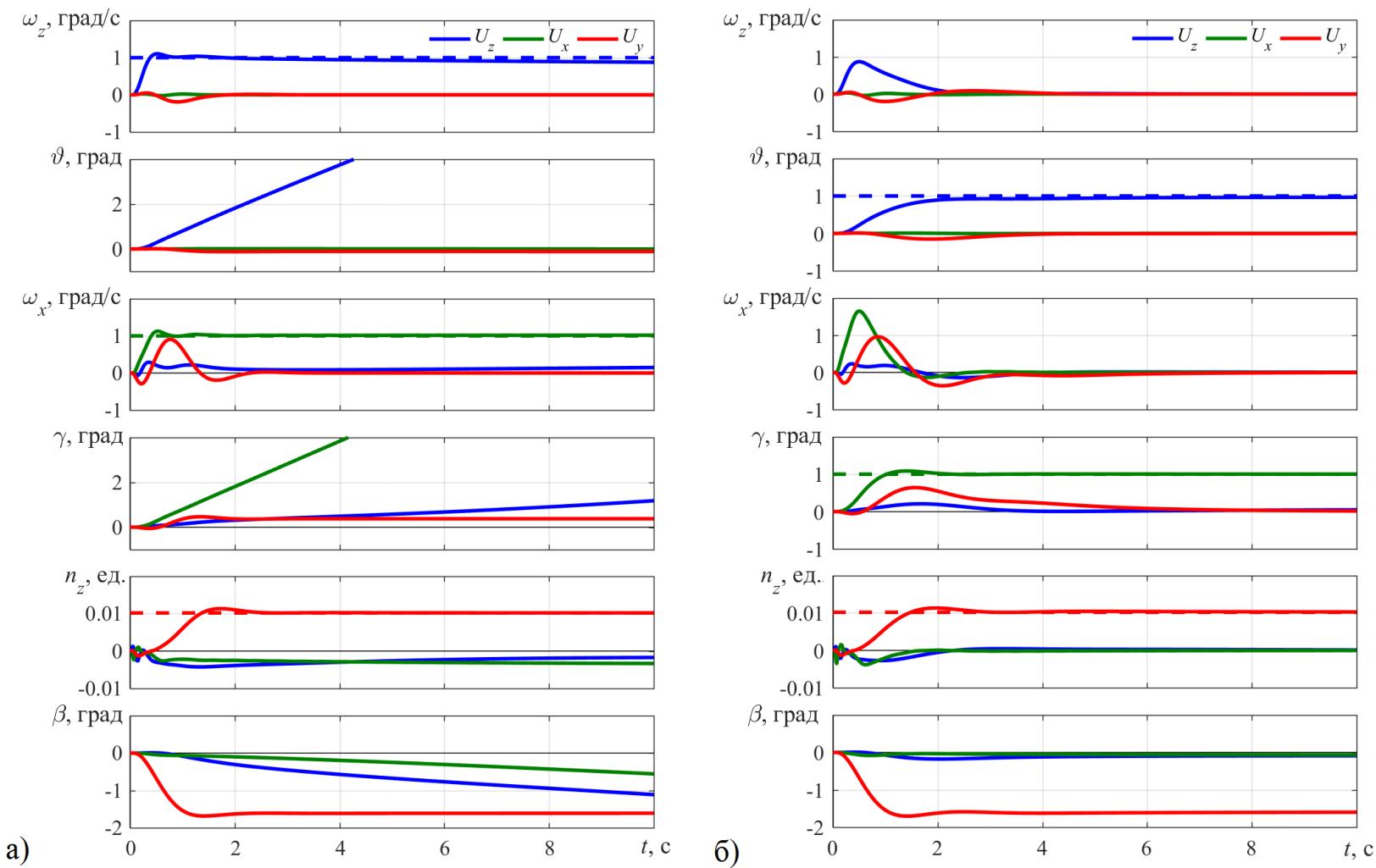


Рисунок 4.23 — Переходные процессы при ступенчатом управляющем воздействии при типе реакции по крену и тангажу: а)  $RC$ ; б)  $ACAH$

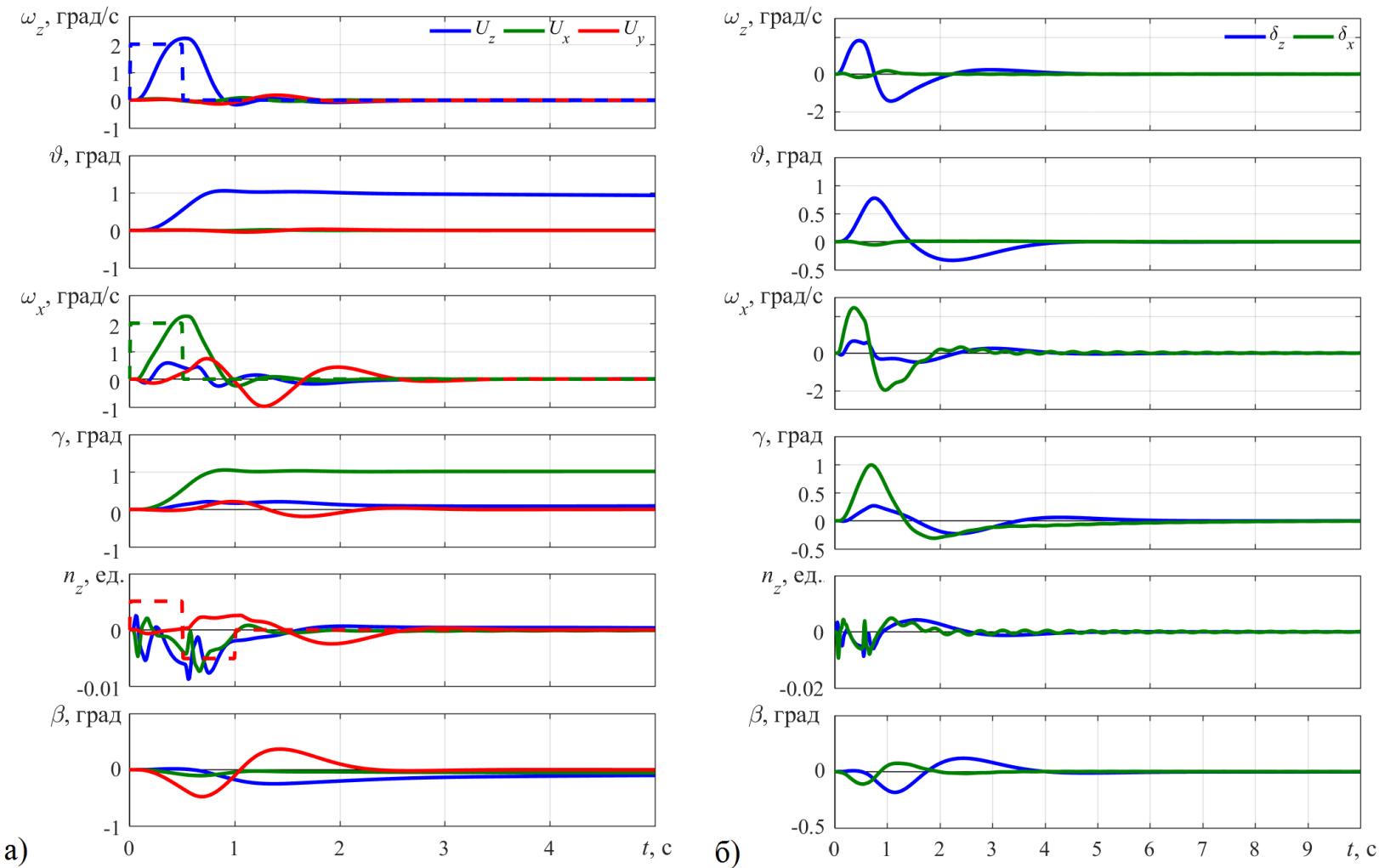


Рисунок 4.24 — Переходные процессы при импульсных воздействиях: а) управляющих (тип реакции *RC*); б) на входе в силовые приводы (тип реакции *ACAH*)

Эффективность блока компенсации перекрёстного взаимодействия продемонстрирована на рисунке 4.25, где приведены АЧХ  $|\omega_z/\omega_x|$  и  $|\omega_x/\omega_z|$  и усреднённые значения этих характеристик в диапазоне частот от  $\omega_{BW}$  до  $\omega_{180}$ , (для рассматриваемого случая — от  $3.3—3.8 \text{ c}^{-1}$  до  $5.8—6.6 \text{ c}^{-1}$ ), нормируемые в *ADS-33*. Как видно из рисунка 4.25б, как и в случае рассмотренного выше среднего транспортного вертолёта, блок компенсации позволяет существенно снизить степень перекрёстного взаимодействия каналов управления и повысить Уровень пилотажных характеристик вертолёта по этому показателю со 2-го до 1-го.

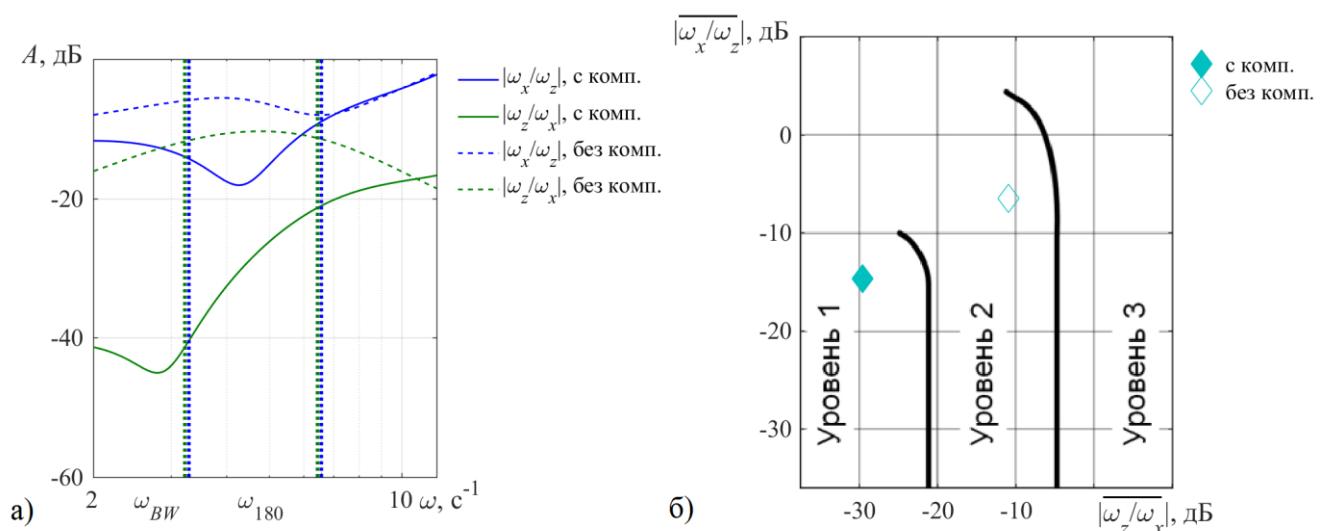


Рисунок 4.25 — Взаимодействие движения по тангажу и крену:

а) АЧХ, б) соответствие требованиям *ADS-33*

Таким образом, использование разработанных подходов к синтезу многоконтурного реконфигурируемого алгоритма позволило достичь Уровня 1 пилотажных характеристик согласно *ADS-33* для лёгкого вертолёта с бесшарнирным несущим винтом на режиме полёта с высокой поступательной скоростью.

При этом по сравнению со структурой алгоритмов на режимах висения и малых скоростях полёта, в продольном канале добавлена обратная связь по фильтрованной скорости тангажа, предназначенная для компенсации статической неустойчивости вертолёта на этом режиме полёта, а поперечный канал оставлен

без изменений. В путевом канале управления для реализации типа реакции *TC* (координация разворота) применена структура алгоритмов, близкая к использованной в продольном канале ЭДСУ самолёта. Она значительно проще точки зрения практической реализации, чем в алгоритмах типа *EMF* (рисунок 1.9), т.к. не требует тесной взаимосвязи каналов управления ЭДСУ и использует обратные связи только по угловой скорости и перегрузке.

Также очевидна необходимость в моделях неавтоматизированного вертолёта высокого порядка, учитывающих несколько степеней свободы несущего винта как динамической системы, при синтезе алгоритмов ЭДСУ. Такие модели позволяют обоснованно выбрать структуру и параметры фильтров сигналов обратных связей, что позволяет не только гарантированно обеспечить устойчивость высокочастотных форм движения несущего винта, но и насколько это возможно уменьшить эквивалентное запаздывание ЭДСУ  $\tau_\Sigma$  и, как следствие, снизить фазовое запаздывание  $\tau_p$ , увеличить полосу пропускания  $\omega_{BW}$  и запасы устойчивости. В рассмотренном примере использование такой модели, в частности, позволило обойтись без режекторного фильтра в канале тангажа.

#### 4.4 Выводы к главе 4

Полученные в Главе 4 результаты показывают, что оценки нормируемых в *ADS-33* параметров устойчивости и управляемости вертолёта с реконфигурируемым многоконтурным алгоритмом ЭДСУ, сделанные в Главах 2 и 3 с помощью эквивалентных моделей динамики, с высокой точностью выполняются на полных линейных и нелинейных моделях пространственного движения вертолётов различного класса. При этом базовая структура алгоритма внутреннего контура, разработанная для режимов висения и малых скоростей полёта, может быть адаптирована для условий полёта с большими скоростями.

Приведенные примеры синтеза алгоритмов также демонстрируют, что при типовых характеристиках силовых приводов настройки алгоритмов, выбранные исходя из требований к динамике линеаризованной модели вертолёта «в малом»

(т.е. к  $\omega_{BW}$ ,  $\tau_p$ ,  $\omega_{DRB}$  и т.п.), обеспечивают соответствие требованиям *ADS-33* как при управляющих воздействиях средней и большой амплитуды, так и при выполнении специальных маневров с оператором в контуре управления.

Разработанные алгоритмы являются универсальными не только в смысле возможности их использования в широком диапазоне полётных масс и собственных динамических характеристик вертолётов, но и в смысле их масштабируемости для различных задач: необходимый уровень информационного обеспечения ЭДСУ резервированными сигналами обратной связи увеличивается сообразно требуемой степени автоматизации управления. Так, если Уровень 1 пилотажных характеристик необходим только в хороших условиях визуального ориентирования и для управления без разделения внимания, в алгоритмах ЭДСУ может быть реализован исключительно внутренний контур с типами реакции *RC* или *TC* и обратными связями по угловой скорости и перегрузке. В этом состоит существенное отличие разработанных алгоритмов от алгоритмов типа *EMF*, где сигналы углов тангажа, крена и рыскания, резервирование которых связано с существенным усложнением и удорожанием бортового оборудования вертолёта, нужны даже для минимальной степени автоматизации ручного управления.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Диссертационная работа посвящена решению научной задачи синтеза реконфигурируемых алгоритмов электродистанционных систем управления (ЭДСУ) вертолётов. Достигнуты 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 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 перед 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: полосы пропускания  $\omega_{BW}$ , фазового запаздывания  $\tau_p$ , полосы подавления возмущений  $\omega_{DRB}$  и некоторых других, — достигаемых с использованием 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 (неупрощенными) моделями, в т.ч. линейной высокого порядка и нелинейной. Для среднего вертолёта проведены исследования на пилотажном стенде с участием оператора. 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 авторотации;
- разработка реконфигурируемых алгоритмов ЭДСУ для скоростных ВКЛА различных схем.

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

|                          |  |
|--------------------------|--|
| АФЧХ                     | амплитудно-фазовая частотная характеристика                        |
| ВКЛА                     | винтокрылый летательный аппарат                                    |
| ЛА                       | летательный аппарат  |
| НЛГ                      | нормы лётной годности  |
| ЦАГИ                     | Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского     |
| ЭДСУ                     | электродистанционная система управления                            |
| <i>ACAH</i>              | <i>Attitude Command Attitude Hold</i>                              |
| <i>DRB</i>               | <i>Disturbance Rejection Bandwidth</i>                             |
| <i>DRP</i>               | <i>Disturbance Rejection Peak</i>                                  |
| <i>EMF</i>               | <i>Explicit Model Following</i>                                    |
| <i>RC(AH)</i>            | <i>Rate Command (Attitude Hold)</i>                                |
| <i>RCDH</i>              | <i>Rate Command Direction Hold</i>                                 |
| <i>TRC</i>               | <i>Translational Rate Command</i>                                  |
| <i>UCE</i>               | <i>Usable Cue Environment</i>                                      |
| $A_m$                    | запас устойчивости по амплитуде, дБ                                |
| $m_b$                    | масса вертолёта  |
| $s$                      | переменная Лапласа   |
| $U_{x(y,z)}$             | отклонение рычага управления по крену (рысканию, тангажу)          |
| $W_{A \rightarrow B}(s)$ | передаточная функция выхода $A$ по входу $B$                       |
| $\delta_{x(y,z)}$        | отклонение органа управления по крену (рысканию, тангажу)          |
| $\gamma_l$               | массовая характеристика лопасти несущего винта                     |
| $\tau_p$                 | фазовое запаздывание, с  |
| $\tau_\Sigma$            | эквивалентное запаздывание, с                                      |
| $\Phi_m$                 | запас устойчивости по фазе, град.                                  |
| $\sigma_{x(y,z)}$        | заданное отклонение органа управления по крену (рысканию, тангажу) |
| $\omega_{BW}$            | полоса пропускания, $\text{с}^{-1}$                                |
| $\omega_{DRB}$           | полоса подавления возмущений, $\text{с}^{-1}$                      |
| $\Omega_{nv}$            | частота вращения несущего винта, $\text{с}^{-1}$                   |

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Harris, F. No Accidents — That's the Objective (The 26<sup>th</sup> A. Nikolsky Lecture) // Journal of the American Helicopter Society. — 2007, Vol. 52, No. 1, p. 3—14.
2. Hodgkinson, J. Continuous Flying Quality Improvement — the Measure and the Payoff / J. Hodgkinson, M. Page, J. Preston, D. Gilette // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. — Hilton Head, USA, August 1992.
3. Padfield, G. The Impact of Flying Qualities on Helicopter Operational Agility / G. Padfield, N. Lappos, J. Hodgkinson // Piloting Vertical Flight Aircraft: A Conference on Flying Qualities and Human Factors (NASA Conference Publication 3220). — San Francisco, USA, January 20—22, 1993, p. 157—170.
4. Padfield, G. Rotorcraft Handling Qualities Engineering: Managing the Tension between Safety and Performance (The 32<sup>nd</sup> A. Nikolsky Lecture) / G. Padfield // Journal of the American Helicopter Society. — 2013, Vol. 58, No. 1, p. 011001-1—011001-27.
5. Efremov, A. Advancements in Prediction of Flying Qualities, Pilot-Induced Oscillation Tendencies, and Flight Safety / A. Efremov, M. Tiaglik, E. Efremov // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. — 2020, Vol. 43, No. 1, p. 4—14.
6. Efremov, A. Some Results in Flying Qualities Criteria Developed at PVL (AIAA paper 2019-0564) / A. Efremov, M. Tiaglik, E. Efremov // AIAA Scitech 2019 Forum. — San Diego, USA, January 7—11, 2019.
7. “Impossible to Resist”. The Development of Rotorcraft Fly-by-Wire Technology / J. Mayo, A. Freisner, K. Landis [et al.] // AHS 60<sup>th</sup> Annual Forum. — Baltimore, USA, June 8—10, 2004.
8. Boczar, B. Key Aspects and Attributes of the RAH-66 Comanche Flight Control System / B. Boczar, D. Borgstrom, P. Everett // AHS 55<sup>th</sup> Annual Forum. — Montreal, Quebec, Canada, May 25—27, 1999.
9. Vidal, P. NH 90 Helicopter Fly-by-Wire Flight Control System / P. Vidal // AHS 53<sup>rd</sup> Annual Forum. — Virginia Beach, USA, April 29—May 1, 1997, p. 915—923.
10. Забродин, Г. Впервые для вертолёта / Г. Забродин // Вертолёт (Российский информационный технический журнал). — 2009, № 3(46), с. 50.
11. A Statistical Analysis of Commercial Aviation Accidents 1958—2024. — Airbus SAS, 2025. — 36 p.

12. Есаулов, С.Ю. Вертолет как объект управления / С.Ю. Есаулов. О.П. Бахов, И.С. Дмитриев — М.: Машиностроение, 1977. — 192 с.
13. Кожевников, В.А. Автоматическая стабилизация вертолета / В.А. Кожевников — М.: Машиностроение, 1977. — 152 с.
14. Дмитриев, И.С. Системы управления одновинтовых вертолетов / И.С. Дмитриев, С.Ю. Есаулов — М.: Машиностроение, 1969. — 220 с.
15. Браверман, А.С. Балансировка одновинтового вертолета / А.С. Браверман, Д.М. Перлштейн, С.В. Лаписова — М.: Машиностроение, 1975. — 176 с.
16. Бюшгенс, Г.С. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев — М.: Машиностроение, 1979. — 352 с.
17. Использование астатических алгоритмов для управления продольным и боковым движением маневренного самолета / Ю.Б. Дубов, Ю.Г. Живов, А.Н. Митриченко, А.М. Поединок // Ученые записки ЦАГИ. — 2013, Т. XLIV, № 2, с. 57—73.
18. Системы дистанционного управления магистральных самолётов / Б.С. Алешин, С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, Ю.Ф. Шелюхин — М.: Наука, 2013. — 292 с.
19. Гуськов, Ю.П. Управление полетом самолетов / Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов — М.: Машиностроение, 1980. — 213 с.
20. Аникин, В.А. Синтез алгоритмов электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолёта / В.А. Аникин, О.В. Анимица, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Ученые записки ЦАГИ. — 2015, Т. XLVI, № 3, с. 49—69.
21. Кувшинов, В.М. Синтез астатических алгоритмов продольного канала электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолёта / В.М. Кувшинов // Ученые записки ЦАГИ. — 2016, Т. XLVII, № 1, с. 69—79.
22. Кувшинов, В.М. Синтез астатических алгоритмов бокового канала электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолёта / В.М. Кувшинов // Ученые записки ЦАГИ. — 2016, Т. XLVII, № 8, с. 61—87.
23. Tischler, M. A Digital Control of Highly Augmented Combat Rotorcraft / M. Tischler // NASA Technical Memorandum 88346, 1987. — 160 p.

24. Advanced flight control research and development at Boeing Helicopters / K. Landis, J. Davis, C. Dabundo, J. Keller // M. Tischler (ed.) *Advances in Aircraft Flight Control* — UK, London: Taylor & Francis, 1996, p. 103—141.
25. Kim, S. The Bell 525 Relentless, The World’s First “Next Generation” Fly-by-Wire Commercial Helicopter / S. Kim, M. Bothwell, R. Fortenbaugh // AHS 70<sup>th</sup> Annual Forum. — Montreal, Quebec, Canada, May 20—22, 2014.
26. Voronin, A. Design technique of integral algorithms of helicopter FBW control system / A. Voronin, V. Kuvshinov // 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2021). — Shanghai, China, September 14—18, 2021.
27. Воронин, А.Ю. Реконфигурируемые алгоритмы ЭДСУ вертолёта: 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.
28. 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.
29. Воронин, А.Ю. Методика синтеза интегральных алгоритмов электродистанционной системы управления вертолёта / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Материалы XII мультиконференции по проблемам управления (МКПУ-2019). Том 4. — 2019. — с. 138—140.
30. 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.
31. Воронин, А.Ю. Разработка интегральных алгоритмов продольного управления вертолёта / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Сборник материалов XXX научно-технической конференции по аэродинамике. — 2019. — с. 82—83.
32. 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.

33. Воронин, А.Ю. Применение стандарта ADS-33 при разработке ЭДСУ перспективных вертолётов / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Семинар «Динамика и управление полетом летательных аппаратов». — Жуковский, ЦАГИ, 2018.
34. Воронин, А.Ю. Синтез алгоритмов системы управления вертолёта в соответствии с современными требованиями к динамике / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Семинар «Динамика и управление полетом летательных аппаратов». — Воронеж, ВУНЦ ВВС, 2023.
35. Воронин, А.Ю. Архитектура, функции и алгоритмы электродистанционных систем управления винтокрылых летательных аппаратов / А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов // Семинар «Динамика и управление полетом летательных аппаратов». — Москва, МАИ, 2024.
36. Handling-Qualities Optimization and Trade-Offs in Rotorcraft Flight Control Design / M. Tischler, C. Ivler, T. Berger [et al.] // RaES Rotorcraft Handling-Qualities Conference. — University of Liverpool, UK, November 4—6, 2008
37. Вертолёты (расчёт и проектирование). Книга 2. Колебания и динамическая прочность / под ред. М.Л. Миля — М.: Машиностроение, 1967. — 424 с.
38. Активные системы управления самолетов / Б.С. Алешин., Ю.Г. Живов, В.М. Кувшинов, А.С. Устинов — М.: Наука, 2016. — 216 с.
39. A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Piloted Simulation / P. Talbot, B. Tinling, W. Decker, R. Chen // NASA Technical Memorandum 84281, 1982. — 55 p.
40. Padfield, G. Helicopter flight dynamics / G. Padfield — Second edition. — UK, Oxford: Blackwell Publishing, 2007. — 677 p.
41. Leontiev, V. Nonlinear Mathematical Model of Helicopter Motion / V. Leontiev, V. Anikin // 27<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum. — Moscow, Russia, September 11—14, 2001, p. 82.1—82.19.
42. Леонтьев, В.А. Универсальная программа расчета динамики полета вертолета / В.А. Леонтьев, В.А. Аникин, В.Н. Новак // Труды V форума Российского вертолетного общества. М., 2002, с. III-97—III-114.
43. Петросян, Э.А. Аэродинамика соосного вертолёта / Э.А. Петросян — М.: Полигон-

- Пресс, 2004. — 817 с.
44. A Compilation and Analysis of Helicopter Handling Qualities Data / R. Heffley, W. Jewell, J. Lehman, R. Van Winkle // NASA Contractor Report 3144, 1979. — 386 p.
  45. Curtiss, H. Stability and Control Modelling / H. Curtiss // 12<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum. — Garmisch-Partenkirchen, Germany, 22—25 September, 1986, p. 41-1—41-17.
  46. Diftler, M. UH-60A Helicopter Stability Augmentation Study / M. Diftler // 14<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum. — Milano, Italy, 20—23 September, 1988, p. 74-1—74-15.
  47. Chen, R. Influence of High-Order Dynamics on Helicopter Flight-Control System Bandwidth / R. Chen, W. Hindson // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. — 1986, Vol. 9, No. 2, p. 190—197.
  48. Study of Helicopter Roll Control Effectiveness Criteria / R. Heffley, S. Bourne, R. Hess [et al.] // NASA Contractor Report 177404, 1986. — 257 p.
  49. Hohenemser, K. Some Applications of the Method of Multi-Blade Coordinates / K. Hohenemser, S.-K. Yin // Journal of the American Helicopter Society. — 1972, Vol. 17, No. 3.
  50. Chen, R. A Simplified Rotor System Mathematical Model for Piloted Flight Dynamics Simulation / R. Chen // NASA Technical Memorandum 78575, 1979. — 27 p.
  51. Chen, R. A Survey of Nonuniform Inflow Models for Rotorcraft Flight Dynamics and Control Applications / R. Chen // 15<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum. — Amsterdam, Netherlands, September 12—15, 1989, p. 64-1—64-62.
  52. Dryfoos, J. An Approach to Reducing Rotor-Body Coupled Roll Oscillations on the RAH-66 Comanche Using Modified Roll Rate Feedback / J. Dryfoos, B. Kothmann, J. Mayo // AHS 55<sup>th</sup> Annual Forum. — Montreal, Canada, May 25—27, 1999.
  53. FAA Notice of Proposed Rulemaking for 14 CFR Parts 1, 27, 29 and 91 No 82-12 // Federal Register, Vol. 47, Number 166, August 26, 1982.
  54. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории НЛГ 29 // Федеральное агентство воздушного транспорта, 2022.
  55. Airworthiness standards: Transport category rotorcraft (FAR-29) // Federal Aviation Administration, 2023.
  56. Certification specifications for large rotorcraft (CS-29) // European Union Aviation

- Safety Agency, 2023.
57. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории НЛГ 27 // Федеральное агентство воздушного транспорта, 2022.
58. Airworthiness standards: Normal category rotorcraft (FAR-27) // Federal Aviation Administration, 2023.
59. Certification specifications for small rotorcraft (CS-27) // European Union Aviation Safety Agency, 2023.
60. Aeronautical design standard, performance specification, handling qualities requirements for military rotorcraft (ADS-33E-PRF) // U.S. Army AMCOM, 2000.
61. Clark, J. Status of VTOL and VSTOL Flying Qualities Criteria Development. Where are We and Where are We Going? / J. Clark., K. Goldstein // Criteria for Handling Qualities of Military Aircraft, AGARD Conference Proceedings No. 333, 1982, p. 2.1—2.18.
62. Evolution, Revolution, and Challenges of Handling Qualities / D. Mitchell, D. Doman, D. Klyde [et al.] // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. — 2004, Vol. 27, No. 1, p. 12—28.
63. Development and Evaluation of ADS-33C Handling Qualities Flight Test Maneuvers for Cargo Helicopters / A. Strachan, M. Shubert, A. Wilson // AHS 50<sup>th</sup> Annual Forum. — Washington DC, USA, May 11—13, 1994, p. 1127—1140.
64. Proposed revisions to Aeronautical design standard — 33E (ADS-33E-PRF) toward ADS-33F-PRF / C. Blanken, M. Tischler, J. Lusardi, T. Berger // Special report FCDD-AMV-19-01, 2019. — 148 p.
65. Boczar, B. S-92 Fly-by-Wire Advanced Flight Control System / B. Boczar, B. Hull // AHS 60<sup>th</sup> Annual Forum. — Baltimore, USA, June 7—10, 2004.
66. Handling Qualities of Large Rotorcraft in Hover and Low Speed / C. Blanken, C. Malpica, C. Theodore, B. Lawrence // NASA/TP—2015—216656. — 140 p.
67. Control System Development and Flight Test Experience with the MQ-8B Fire Scout Vertical Take-Off Unmanned Aerial Vehicle / M. Tischler, C. Ivler, J. Downs [et al.] // AHS 63<sup>rd</sup> Annual Forum. — Virginia Beach, USA, May 1—3, 2007.
68. Design of Dynamic Inversion and Explicit Model Following Flight Control Laws for Quadrotor UAS / U. Saetti, J. Horn, T. Berger [et al.] // Journal of the American Helicopter Society. — 2020, Vol. 65, No. 3, p. 032006-1—032006-20.

69. Ockier, C. Flight Evaluation of the New Handling Qualities Criteria Using the BO 105 / C. Ockier // Journal of the American Helicopter Society. — 1996, Vol. 41, No. 1, p. 67—76.
70. Choksey, F. Simulation Evaluation of the UH-60M Helicopter Against the ADS-33E Handling Qualities Specification / F. Choksey, P. Gonzalez // AHS 60<sup>th</sup> Annual Forum. — Baltimore, USA, June 7—10, 2004.
71. Hoh, R. Piloted Simulation of Helicopter Advanced Flight Control Systems and Tradeoff with Displays / R. Hoh, A. Arencibia, R. Heffley // DOT/FAA/TC-19/15, 2020. — 176 p.
72. Test Guide for ADS-33E / C. Blanken, R. Hoh, D. Mitchell, D. Key // Special Report AMR-AF-08-07, 2008.
73. Disturbance Rejection Handling Qualities Criteria for Rotorcraft / T. Berger, C. Ivler, M. Tischler [et al.] // AHS 72<sup>nd</sup> Annual Forum. — West Palm Beach, USA, May 17—19, 2016.
74. Background Information and User's Guide for Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft / C. Blanken, D. Key, R. Hoh [et al.] // Special Report RDMR-AD-16-01, 2015. — 225 p.
75. Flying Qualities of Piloted Aircraft (MIL-STD-1797A), 1990.
76. King, D. Civil Certification Methods for Advanced Rotorcraft Flight Control Systems / D. King, R. McCallister, K. Arifian // AHS 60<sup>th</sup> Annual Forum. — Baltimore, USA, June 7—10, 2004.
77. Баженов, С.Г. Анализ изменения динамических свойств самолёта при согласовании информации между резервированными каналами цифровой системы управления / С.Г. Баженов, Ю.Ф. Шелохин // Ученые записки ЦАГИ. — 2013, Т. XLIV, № 1, с. 94—106.
78. Баженов, С.Г. Частотные методы анализа устойчивости самолёта с многосвязной системой управления / С.Г. Баженов, А.Н. Козяйчев, В.С. Королёв // Проблемы управления. — 2020, №2, с. 20—27.
79. Vehicle Management Systems — Flight Control Function, Design, Installation and Test of Piloted Military Aircraft, General Specification For (SAE AS94900A), 2018.
80. Tailoring of ADS-33 for the NH90 Program / P. Benquet, P. Rollet, H.-J. Pausder,

- V. Gollnick // AHS 52<sup>nd</sup> Annual Forum. — Washington DC, USA, June 4—6, 1996, p. 825—840.
81. Flight Control Features of the Bell-Agusta (BA)609 Tiltrotor: A Handling Qualities Perspective / R. Fortenbaugh, D. King, M. Pervea, T. Busi // 25<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum. — Rome, Italy, September 14—16, 1999, p. H10-1—H10-12.
82. Пилотажные комплексы и навигационные системы вертолётов / А.В. Абакумов, В.В. Алексеев, О.Т. Алексеева и др., под ред. М.Ш. Ковадлина — М.: Инновационное машиностроение, 2017. — 368 с.
83. ADS-33E Predicted and Assigned Low-speed Handling Qualities of the CH-47F with Digital AFCS / J. Irwin, P. Einthoven, D. Miller, C. Blanken // AHS 63<sup>rd</sup> Annual Forum. — Virginia Beach, USA, May 1—3, 2007.
84. Whalley, M. Optimization of Partial Authority Automatic Flight Control Systems for Hover/Low-Speed Maneuvering in Degraded Visual Environments / M. Whalley, J. Howitt, S. Clift // AHS 55<sup>th</sup> Annual Forum. — Montreal, Canada, May 25—27, 1999.
85. Development of Modern Control Laws for the AH-64D in Hover/Low Speed Flight / J. Harding, M. Mansur, M. Tischler [et al.] // AHS 62<sup>nd</sup> Annual Forum. — Phoenix, USA, May 9—11, 2006.
86. Kothmann, B., RAH-66 Comanche Core FFCS Control Law Development: DEMVAL to EMD / B. Kothmann, J. Armbrust // AHS 58<sup>th</sup> Annual Forum. — Montreal, Canada, June 11—13, 2002.
87. Патент US5238203 США High Speed Turn Coordination for Rotary Wing Aircraft, заявл. 28.08.1991, опубл. 24.08.1993 / J. Skonieczny, D. Fogler, P. Gold, J. Keller, J. Dryfoos — 25 с.
88. Патент US5169090 США Attitude Synchronization for Model Following Control Systems, заявл. 28.08.1991, опубл. 8.12.1992 / S. Wright, J. Skonieczny, P. Gold, J. Dryfoos — 15 с.
89. Landis, K. Development of ADOCS Controllers and Control Law / K. Landis, S. Glusman // NASA Contractor Report 177339, Vol. 2, 1987. — 162 p.
90. 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.
91. Трошин, И.С. Динамика полёта вертолёта / И.С. Трошин — М.: Издательство МАИ, 1990. — 191 с.
92. Трошин, И.С. Устойчивость и управляемость вертолёта / И.С. Трошин — М.: Издательство МАИ, 1999. — 80 с.
93. Hilbert, K. A Mathematical Model of the UH-60 Helicopter / K. Hilbert // NASA Technical Memorandum 85890, 1984. — 45 р.
94. Kachel, S. Review of Modern Helicopter Constructions and an Outline of Rotorcraft Design Parameters / S. Kachel, R. Rogolski, J. Kocjan // Problems of Mechatronics. Armament, Aviation, Safety Engineering — 2021, No. 12, 3 (45), p. 27—52.
95. Design and Testing of Flight Control Laws on the RASCAL Research Helicopter / J. Dryfoos, C. Frost, W. Hindson [et al.] // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. — Monterey, USA, August 5—8, 2002.
96. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / под ред. Г.С. Бюшгенса — М.: Наука, 2016. — 704 с.
97. Воронин, А.Ю. Использование эталонной модели в алгоритмах продольного управления самолёта / А.Ю. Воронин // Ученые записки ЦАГИ. — 2024, Т. LV, № 2, с. 47—57.
98. Hodgkinson, J. History of Low-Order Equivalent Systems for Aircraft Flying Qualities / J. Hodgkinson // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. — 2005, Vol. 28, No. 4, p. 577—583.
99. Кувшинов, В.М. Синтез алгоритмов электродистанционной системы управления одновинтового вертолёта с рулевым винтом на режиме висения / В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Ученые записки ЦАГИ. — 2019, Т. L, № 3, с. 27—52.
100. Tischler, M. Aircraft and Rotorcraft System Identification. Engineering Methods with Flight Test Examples / M. Tischler, R. Remple — USA, VA: AIAA, 2006. — 558 p.
101. Kaletka, J. Bo 105 Identification Results / J. Kaletka // Criteria for Handling Qualities of Military Aircraft, AGARD Lecture Series No. 178, 1991, p. 9.1—9.50.