

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)

На правах рукописи



Макарин Михаил Александрович

ИССЛЕДОВАНИЕ КИНЕМАТИКИ, ДИНАМИКИ И РАБОЧИХ
ПРОЦЕССОВ АКТИВНОЙ БОКОВОЙ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ
САМОЛЕТОМ

Специальность

05.02.02 – «Машиноведение, системы приводов и детали машин»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель

доктор технических наук, профессор

Самсонович Семён Львович

Москва 2017

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1. Постановка задачи	15
1.1 Объект исследования	15
1.2 Направления развития боковых ручек управления в военной авиации	16
1.3 Направления развития боковых ручек управления в гражданской авиации	19
1.4 Анализ существующих схем и конструкций боковых ручек управления	22
1.5 Обзор существующих активных боковых ручек управления	29
1.6 Выводы по главе 1	34
ГЛАВА 2. Синтез схемных и конструктивных решений для разработки макета боковой ручки управления	35
2.1 Обоснование архитектуры построения боковой ручки управления.....	35
2.2 Анализ режимов работы макета боковой ручки управления	44
2.3 Обоснование требований к приводной системе боковой ручки управления	47
2.4. Параметрический синтез выбранной схемы боковой ручки управления	49
2.5 Разработка трехмерной модели боковой ручки управления	58
2.6 Выводы по главе 2	61
ГЛАВА 3. Математическое моделирование привода боковой ручки управления.	62
3.1 Разработка математической модели привода боковой ручки управления	62
3.2 Результаты математического моделирования привода боковой ручки управления	71
3.3 Выводы по главе 3	81
ГЛАВА 4. Математическое моделирование боковой ручки управления.....	82
4.1 Математическое моделирование работы одной боковой ручки управления	82
4.2. Математическое моделирование работы пары боковых ручек управления.	90
4.3 Методика проектирования боковой ручки управления	94
4.4 Выводы по главе 4	95

ГЛАВА 5 Испытания изготовленных макетов боковых ручек управления	96
5.1 Разработка электронного блока управления	96
5.2 Определение статических характеристик боковых ручек управления	106
5.3 Определение динамических характеристик боковых ручек управления.....	110
5.4 Выводы по главе 5.....	112
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	113
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	114

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Управление пилотируемыми ЛА невозможно без ручных органов управления. Современные тенденции развития ручных органов управления направлены на создание боковых ручек, взамен традиционных штурвалов и центральных ручек управления.

Боковая ручка управления (БРУ) представляет собой устройство, подобное джойстику, имеющему две степени свободы, которое размещается справа или слева от подлокотника кресла пилота в зависимости от компоновки кабины.

Боковые ручки управления применяются на таких самолетах как F-16 (введен в эксплуатацию в 1978 году), Airbus A-320 (введен в 1988 году), Dassault Rafale (введен в 2001 году), SSJ-100 (введен в 2011 году) и других. Они являются средством улучшения общей эргономики кабины, видимости панели приборов и индикаторов и упрощают доступ к рабочему месту летчика. Однако эти БРУ являются пассивными органами управления, построенными на основе механических пружин и демпферов, не содержат приводных элементов, поэтому, при наличии двух постов БРУ, не могут работать синхронно.

Эти и другие недостатки пассивных БРУ могут быть решены применением активных БРУ, в которых функции загрузчика, демпфера, ограничителя предельных режимов, синхронизации ручек командира и второго пилота будут решаться при помощи интеллектуальной системы управления со следящими приводами в каналах тангажа и крена. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию активных БРУ ведут ведущие зарубежные и отечественные производители органов управления самолетами.

В активных БРУ используются, как правило, электромеханические приводы, которые позволяют паре БРУ работать синхронно. Эта синхронность работы дает пилотам лучшую информационную осведомленность о работе пары БРУ и исключает путаницу при одновременном управлении двумя летчиками за счет того, что система управления БРУ позволяет имитировать наличие

механической проводки и реализовать «пересиливание» при управлении. Сдерживают применение активных БРУ технические проблемы, связанные с разработкой приводов, алгоритмов и программного обеспечения, увеличенные по сравнению с пассивными БРУ габариты за счет необходимости резервирования приводов, а также проблемы сертификации, связанные с подтверждением требуемой интенсивности отказов. Тем не менее, отечественный МС-21 – первый пассажирский самолет с активными БРУ фирмы Ratier Figeac (Франция) – находится на этапе летных испытаний. Перед отечественной промышленностью в ближайшее время встанет проблема создания активной БРУ для военной авиации, а также импортозамещения в гражданской.

Актуальность проблемы заключается в создании малогабаритных активных БРУ на основе электромеханических приводов.

Степень разработанности темы исследования

Несмотря на привлекательность использования БРУ в бортовых системах управления, пассивным и активным БРУ присущ ряд недостатков, среди которых наличие эффекта «присоединенной массы», заключающийся в том, что колебания самолета по каналу курса могут передаваться в канал крена через руку пилота, непосредственно управляющего самолетом. При этом существующие серийные образцы БРУ являются «пассивными», то есть отсутствует активное нагружение и синхронная работа пары ручек при отклонении одной из них, а также имеет место сложность и громоздкость некоторых конструкций.

В известных автору работах по активным БРУ [1; 2; 3; 4; 5; 6; 7; 8; 9; 10] не уделено специального внимания влиянию внешних силовых воздействий на ручку управления, наличие которых сказывается на частотных характеристиках приводов БРУ. Автор полагает, что решение проблемы улучшения динамических характеристик приводов и БРУ в целом следует искать в способах коррекции управляющих воздействий, формируемых системой управления БРУ.

Перечисленные выше недостатки активных БРУ обусловлены их конструктивно-кинематическими особенностями и расположением в кабине.

Кроме того, активные БРУ могут компенсировать «эффект присоединенной массы» за счет реализации специальных алгоритмов в системе управления БРУ.

Цели и задачи

Целью диссертационной работы является исследование кинематики, динамики и рабочих процессов активной БРУ самолетом и создание методики проектирования активной БРУ, которая включает в себя параметрический синтез электроприводов каналов тангажа и крена БРУ, выбор способа коррекции и определение параметров корректирующих устройств, обеспечивающих требуемые динамические характеристики в ручном и автоматическом режимах.

Для достижения поставленной цели требуется решение следующих задач:

- Получить кинематическую схему малогабаритной активной БРУ с помощью морфологического анализа.
- Сформировать требования к приводной системе БРУ.
- Разработать математическую модель, учитывающую конструктивные и динамические особенности БРУ, а также «эффект присоединенной массы».
- Сформировать алгоритмы работы БРУ в различных режимах и переключения между режимами.
- Разработать макетные образцы пары активных БРУ и провести экспериментальные исследования на соответствие результатам математического моделирования.

Научная новизна

- Разработана методика проектирования активной БРУ, которая включает в себя параметрический синтез электроприводов каналов тангажа и крена БРУ, выбор способа коррекции и определение параметров корректирующих устройств, обеспечивающих требуемые динамические характеристики в ручном и автоматическом режимах.
- Предложена кинематическая схема активной БРУ самолета и ее конструктивная реализация с применением электроприводов с волновыми редукторами в каналах тангажа и крена, позволяющая обеспечить

функционирование БРУ в ручном и автоматическом режимах, а также работу пары БРУ в режиме синхронизации.

Теоретическая и практическая значимость работы

– Математическая модель активной БРУ, которая позволяет исследовать физические процессы, протекающие в активной БРУ, оценивать динамику приводов БРУ и подбирать параметры корректирующих устройств для обеспечения требуемых динамических свойств.

– Изготовленные макетные образцы активной БРУ и блока управления могут быть использованы в опытно-конструкторских работах и учебном процессе.

Методология и методы исследования

Основой исследования стал морфологический анализ конструктивно-кинематической схемы. В работе использованы результаты работ по силовому мини-приводу, методы твердотельного моделирования при конструировании и методы математического моделирования для исследования режимов работы системы приводов БРУ.

Положения, выносимые на защиту

– Конструктивно-кинематическая схема БРУ на основе электромеханических силовых мини-приводов с расположением их осей на скрещивающихся прямых.

– Математическая модель, учитывающая физические свойства объекта на основе трехмерной модели и адекватно описывающая характеристики в ручном и автоматическом режимах.

– Методика проектирования активных БРУ, основанная на использовании разработанной математической модели, позволяющая определять параметры корректирующих устройств при различных режимах управления.

– Анализ результатов исследования влияния параметров корректирующих и демпфирующих устройств на динамические характеристики приводов БРУ.

Достоверность полученных результатов

Основные положения и результаты, полученные в диссертационной работе, проверены путем сопоставления результатов, полученных с помощью компьютерного математического моделирования в среде MATLAB, с результатами экспериментов на макетном образце БРУ.

Реализация результатов

Материалы диссертационной работы использованы в курсе «Компьютерные технологии», курсовом и дипломном проектировании на кафедре 702 «Системы приводов авиационно-космической техники» московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Результаты диссертационной работы использовались в научно-исследовательских работах:

– 49270-07020 «Проведение вычислительных экспериментов и подготовка испытаний макетов и демонстраторов. Испытания макетов и демонстраторов и разработка технических предложений по архитектуре систем управления перспективных пассажирских летательных аппаратов» (заказчик – федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем»);

– ТО-31 «Теоретические и экспериментальные исследования по созданию активной ручки управления самолетом для кабины с двумя постами управления» (заказчик – акционерное общество «Московский научно-производственный комплекс «Авионика» имени О.В. Успенского»).

Внедрение результатов диссертационной работы в научно-исследовательские работы и в учебный процесс Московского авиационного института подтверждено актами.

Апробация работы

Основные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на заседаниях кафедры №702 Московского авиационного института, конференциях и симпозиумах:

XXII, XXIII, XXIV Международных научно-технических семинарах «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации». г. Алушта, сентябрь 2013, 2014, 2015 гг.

XIX, XX, XXI, XXII, XXIII Ежегодных научных симпозиумах «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, г. Москва, 2013, 2014, 2015, 2016, 2017 гг.

XIII, XV Международных научно-технических конференциях «Авиация и космонавтика» МАИ, г. Москва, 2014, 2016 гг.

X Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов», МАИ, г. Москва, 2015 г.

XI Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, г. Казань 20-24 августа 2015 г.

Международной научно-технической конференции «Автоматизация: проблемы, идеи, решения». «АПИР-2015», СевГУ, г. Севастополь, 2015 г.

XLII, XLIII Международных молодежных научных конференциях «Гагаринские чтения», МАИ, г. Москва 2016, 2017 гг.

III Всероссийской научно-технической конференции «Мехатронные системы» ТулГУ, г. Тула, 2016 г.

XXXIII Международной конференции «More electric aircraft» г. Тулуза, 3-5 февраля 2015 г.

VII международной научно-технической конференции «Recent advances in aerospace actuation systems and components» INSA, г. Тулуза, 16-18 марта 2016 г.

Список работ, опубликованных по теме диссертации

По теме диссертации опубликовано 24 печатные работы, в том числе 3 в журналах, рекомендованных ВАК, и 2 патента Российской Федерации на изобретение.

Работы, опубликованные в научных изданиях, рекомендованных ВАК России:

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Ларин А.П. Разработка боковой ручки управления самолетом на основе электромеханических силовых мини-приводов // Вестник Московского авиационного института, том 22 №4, 2015 - С. 7-20.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Степанов В.С., Рожнин Н.Б., Крылов Н.В. Повышение безопасности полета и посадки самолета в экстремальных ситуациях за счет использования электромеханического силового мини-привода с разнородным резервированием управления // Авиационная промышленность №1, 2016 г - С. 19-24.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Лалабеков В.И., Огольцов И.И., Рожнин Н.Б., Степанов В.С., Крылов Н.В., Борисов М.В., Красковский Н.В. Перспективные методы уменьшения массогабаритных параметров приводных систем при проектировании // Вестник машиностроения №8, 2016. - С.35-42.

Другие публикации по теме диссертации:

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Крылов Н.В., Ларин А.П., Рожнин Н.Б., Степанов В.С., Оболенский Ю.Г., Кривко В.А., Дмитриев А.В. Боковая ручка управления самолетом. Патент РФ №2571992 Оpubл. 27.12.2015, Бюл. №36

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Крылов Н.В., Ларин А.П., Рожнин Н.Б., Степанов В.С., Оболенский Ю.Г., Кривко В.А., Дмитриев А.В. Система управления жизненно важными рулевыми поверхностями самолета. Патент РФ №2572011 Оpubл. 27.12.2015, Бюл. №36.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Оболенский Ю.Г., Кривко В.А. Тенденции развития приводов боковых ручек управления самолетом. Сборник «Материалы XXII международного научно-технического семинара Современные

технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», г. Алушта - М.: Издательский дом МЭИ, 2013 г.

– Макарин М.А. Самсонович С.Л., Оболенский Ю.Г., Кривко В.А. О построении кинематических схем боковых ручек управления самолетом. Сборник «Материалы XIX ежегодного научного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, - М.: ООО «ТРП», 2013 г.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л. Схемные и конструктивные особенности построения боковых ручек управления летательными аппаратами. Сборник «Материалы XX ежегодного научного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, - М.: ООО «ТРП», 2014 г.

– Макарин М.А. Самсонович С.Л., Лалабеков В.И., Огольцов И.И., Рожнин Н.Б., Степанов В.С., Борисов М.В., Красковский Н.В., Крылов Н.В. Комплексный подход к проектированию приводных систем для обеспечения наименьших массогабаритных показателей. Труды XII всероссийского совещания по проблемам управления ИПУ РАН, г. Москва, 2014 Электронный ресурс, ВСПУ ИПУ РАН им. Трапезникова, 2014 [URL:http://vspu2014.ipu.ru/prcdngs](http://vspu2014.ipu.ru/prcdngs)

– Макарин М.А. Самсонович С.Л., Ларин А.П. Сравнение кинематических схем боковых ручек управления самолетом // Материалы XXIII международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», г. Алушта, - М.: Издательский дом МЭИ, 2014г.

– Макарин М.А. Самсонович С.Л., Огольцов И.И. Повышение надежности полета самолета за счет использования электромеханических силовых мини-приводов для управления аэродинамическими поверхностями и в боковых ручках управления // Сборник трудов международной научно-технической конференции «Авиация и космонавтика» МАИ, г. Москва, СПб.; ООО «Принт-салон», 2014 С.509-511

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Шошин М.П. О выборе кинематической схемы боковой ручки управления самолетом // Материалы XXI ежегодного научного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, - М.: ООО «ТРП», 2015 г.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Степанов В.С., Рожнин Н.Б., Крылов Н.В. Design of embedded electromechanical power hinge mini actuator for electric aircraft concept) Сборник трудов международной конференции «More electric aircraft XXXIII», MEA, Toulouse 2015 г.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л. О разработке активной боковой ручки управления самолетом // Сборник трудов всероссийской научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов», МАИ Москва, - М.: МАИ, 2015 С. 201-203.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Борисов М.В. Крылов Н.В., Степанов В.С. О передачах с телами качения для электромеханических приводов «более электрического самолета» // Сборник трудов XI Всероссийского съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, г. Казань, Изд-во казанского (Приволжского) федерального университета, 2015. С. 2420-2422.

– Макарин М.А., Ларин А.П., Самсонович С.Л., Оболенский Ю.Г. Сравнение алгоритмов управления боковыми ручками управления самолетом при задании приоритета управления // Материалы XXIV Международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» г. Алушта, -М.: Издательский дом МЭИ, 2015 г.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Крылов Н.В., Степанов В.С., Борисов М.В., Красковский Н.В. Электромеханические силовые мини-приводы для более электрического самолета // Сборник трудов международной научно-технической конференции «Автоматизация: проблемы, идеи, решения». «АПИР-2015», г. Севастополь Изд-во СевГУ, 2015, С.28-30.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л. Повышение отказобезопасности системы рулевых приводов за счет разнородных каналов управления // Материалы XXII ежегодного научного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, ООО «ТРП», 2016 г. С.155-166.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л. Обоснование целесообразности применения боковых ручек управления на перспективных самолетах. Сборник тезисов докладов XLII международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения» Том 2, МАИ, Москва, 2016, С. 25-26.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Степанов В.С., Рожнин Н.Б., Крылов Н.В. Possibility of increasing flight safety level by using actuators with dual control: electrical and mechanical // Сборник трудов международной научно-технической конференции «Recent advances in aerospace actuation systems and components» INSA, Institut National des Sciences Appliquees de Toulouse, г. Тулуза, 2016.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Степанов В.С., Крылов Н.В., Борисов М.В. Электромеханические силовые мини-приводы вращательного действия для «более электрифицированного самолета» // Труды научно-технической конференции «Электрификация летательных аппаратов», -М.: ИД Академии Жуковского, 2016. С. 162-168.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л., Формулирование требований к приводной системе боковых ручек управления самолетом // Тезисы 15-й Международной конференции «Авиация и космонавтика», г. Москва, типография «Люксор», 2016 г, С.458-460.

– Макарин М.А. Самсонович С.Л. Ларин А.П. Рожнин Н.Б. Расчет основных параметров активных ручек управления летательного аппарата // Вестник Тульского государственного университета, Выпуск 1, г. Тула, Издательство ТулГУ, 2016, С122-125.

– Макарин М.А., Самсонович С.Л. Математическая модель электромеханического привода боковой ручки управления на основе

твердотельной модели и пакета Matlab SimMechanics // Материалы XXIII ежегодного научного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, - М.: ООО «ТРИ», 2017 г. С 168-171.

Структура и объём работы

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и списка литературы. Работа изложена на 119 страницах и содержит в том числе 8 таблиц и 58 рисунков.

ГЛАВА 1. Постановка задачи

1.1 Объект исследования

Высокий уровень усилий, который был характерен для тяжелых дозвуковых самолетов с механической системой управления, служил надежным средством против непроизвольного вывода самолета на опасные режимы полета (перегрузки, углы атаки сваливания и т. д.) Но это достигалось ценой ухудшения комфорта и повышения психофизиологической нагрузки летчика при управлении самолетом.

В самолетах с системой дистанционного управления (СДУ) основная нагрузка на рычаги управления формируется загрузочным устройством, создающим искусственную взаимосвязь между усилиями летчика и реакцией самолета. В связи с этим, в самолетах с СДУ возможно применение миниатюрных рычагов управления, в том числе при отсутствии резервного механического управления, поскольку это дает снижение массогабаритных показателей рычагов управления и улучшение обзора приборной доски.

Однако применение облегченных рычагов для управления самолетом возможно только при условии создания защиты от выхода самолета на опасные режимы полета. Таковую защиту должна обеспечивать специальная система ограничения предельных режимов полета (ОПР). При этом указанная система ОПР не должна ограничивать управление самолетом в пределах разрешенной области режимов полета. Наиболее эффективно решение данной задачи может быть выполнено на основе интегральной системы управления, как это сделано на самолетах Ту-204 и А-320.

Улучшение эргономики кабины, уменьшение массы и габаритов системы управления остаются актуальными задачами в самолетостроении.

С внедрением электродистанционных систем управления (ЭДСУ) отпала необходимость в механической проводке, так как обработку команд от лётчика стали выполнять электронные блоки.

Одним из направлений улучшения эргономики стал переход от традиционного штурвала или центральной ручки управления самолетом (РУС) к боковой ручке управления (БРУ).

Боковая ручка представляет собой орган управления самолетом по тангажу и крену. Располагается боковая ручка справа или слева от летчика в зависимости от компоновки кабины самолета. Внешний вид представлен на Рисунке 1.1.



Рисунок 1.1 – Внешний вид боковой ручки самолета А-320 и ее расположение в кабине самолета

1.2 Направления развития боковых ручек управления в военной авиации

Впервые необходимость применения боковой ручки возникла в военной авиации как решение проблемы потери управления самолетом из-за потери сознания летчиком при больших перегрузках.

Первой технической мерой для сохранения работоспособности летчика была разработка противоперегрузочного костюма, который, сжимаясь при определенных условиях, уменьшал отток крови от головы летчика при перегрузках [11]. Такой костюм повышал порог переносимости перегрузок,

помогал бороться с эффектом туннельного зрения и «серой пелены» при перегрузках и препятствовал ускоренному развитию профессиональных болезней военных летчиков, например, варикозному расширению вен. Для уменьшения оттока крови от головы летчики использовали специальное упражнение с напряжением мышц ног и брюшного пресса и учащенным дыханием. Вскоре стало очевидно, что наиболее эффективным решением данной проблемы может быть усовершенствованное катапультное кресло, которое обеспечило бы оптимальную позу в полете и безопасность при катапультировании. На самолете F-16 применено катапультное кресло с увеличенным до 30 градусов углом наклона назад. Такое увеличение угла наклона кресла позволило повысить порог переносимости перегрузок примерно на одну единицу, но потребовало применения боковой ручки управления самолетом (кресло упиралось бы в ручку управления самолетом) и вынуждало летчика выполнять полет при сильно поднятых коленях. Это положение неудобно для выполнения маневров: в результате даже наиболее энергично маневрирующие летчики в большинстве случаев не полностью используют потенциал самолета, который рассчитан на длительное выдерживание перегрузок порядка 6-9 единиц. Актуальным остается поиск баланса между ресурсом самолета и возможностями человеческого организма.

В Великобритании проблемами повышения переносимости перегрузок в течение 15 лет занимался Институт авиационной медицины и фирма «Мартин-Бейкер». Исследования показали, что угол наклона тела летчика должен быть увеличен, по крайней мере, до 65° к вертикали, чтобы можно было в приемлемых пределах уменьшить разность высот сердца и мозга, т.е. величину гидростатического давления, соответствующего этой разности высот. Институтом авиационной медицины Великобритании были проведены исследования эффективности систем подачи дыхательной смеси под избыточным давлением. Совместно с промышленными предприятиями, Институтом была разработана система, которая для повышения переносимости перегрузок обеспечивает подачу дыхательной смеси под избыточным давлением. Фирмой «Мартин-Бейкер»

предложена идея создания «шарнирного» (articulated) катапультируемого кресла летчика, которое показано на Рисунке 1.2.

При этом кресло позволяет изменять угол наклона тела летчика, не меняя наклона основной конструкции катапультируемого кресла и не вызывая вертикальных и горизонтальных смещений головы летчика.

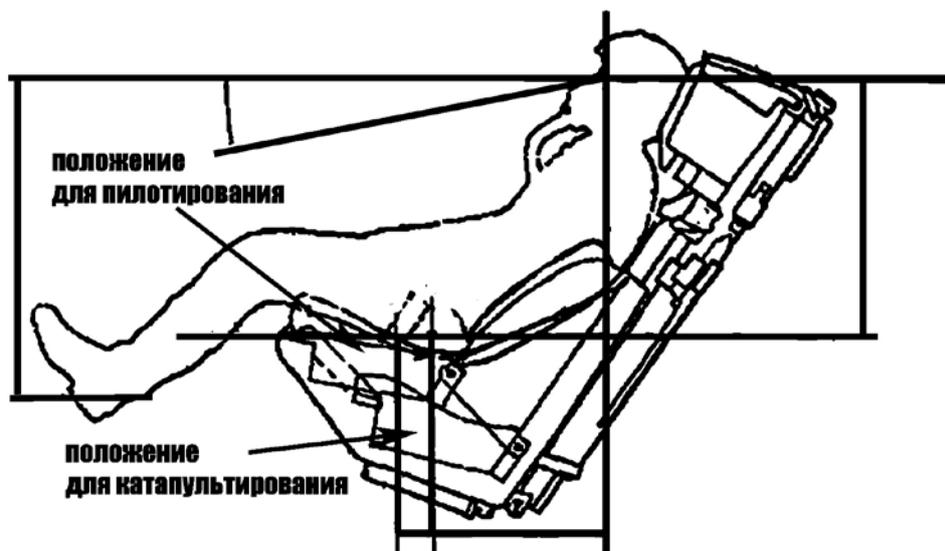


Рисунок 1.2 – Положение летчика в катапультируемом кресле Мартин-Бейкер

Создав кресло пилота, конструкторы столкнулись с проблемой места размещения ручки управления, т.к. кресло упиралось в ручку управления самолетом, именно поэтому ее сместили в сторону. В силу того, что точная и информативная связь пилота с самолетом через органы управления крайне важна в маневренных самолетах, пришлось перерабатывать концепцию такой ручки, поскольку амплитуда действий летчика стала сильно ограниченной. Здесь уместно провести мысленный эксперимент: представьте, что Вы сидите в кресле, а в руках у Вас гантель массой 5 кг. «Поработать» вперед-назад и в стороны такой гантелью в районе коленей одной или двумя руками не составит особого труда, но «работать» с ней одной правой рукой с той же амплитудой в районе подлокотника будет значительно труднее. Чтобы убрать это затруднение боковую ручку сделали

чувствительной и малоходной. Для решения проблемы тактильной обратной связи для нового органа управления было найдено несколько решений, которые будут рассмотрены ниже.

1.3 Направления развития боковых ручек управления в гражданской авиации

Первый авиалайнер с ЭДСУ появился в 1988 году, это был А-320 фирмы «Airbus». Кроме внедрения крупных технических решений, связанных с разработкой крыла, выбором двигателя и достижений в области надежности, конструкторы уделили большое внимание профессиональному комфорту экипажа и эргономике кабины, реализовав идею «темной и тихой кабины» с эргономичным, информативным и интуитивно понятным интерфейсом, ориентированным на человека (Human centered design) [12; 13; 14; 15; 16; 17; 18; 19; 20; 21; 22].

Уместно привести пример с катастрофой самолёта до внедрения концепции «темной и тихой кабины»: из-за отказа одной из систем отключилось и несколько других систем, но отследить их отключение по погасанию индикаторов на пультах оказалось не под силу экипажу, и летчики так и не смогли разобраться, какая конкретно ситуация сложилась.

Действительно, разработчики различных систем самолета были обязаны разместить в кабине: индикатор, тумблер, или зуммер для обеспечения пилота информацией о своей системе. В результате кабины были загромождены табло с мигающими разноцветными лампами и зуммерами, и в экстренной ситуации информация об отказе попросту «тонула» в общем потоке сигналов. С появлением «темной и тихой кабины», где в условиях штатного полёта кнопки и сигнализаторы работающих нормально систем не горят и звуковых уведомлений не подают, пилоту автоматически выдаётся только та информация, которая ему необходима на данном этапе, например, углы выпуска закрылков или погодные условия в аэропорту посадки.

В случае возникновения какого-либо отказа, информация о нем незамедлительно доводится до экипажа: выводится на монитор или с помощью речевого информатора, но без лишнего нагнетания ситуации.

Для улучшения обзора мониторов-индикаторов штурвал был заменен боковой ручкой управления. В пользу боковой ручки в качестве альтернативы штурвалу говорят и следующие аргументы:

– ввиду высокой автоматизации управления, автопилоты третьего поколения способны на автоматическое руление, полет по заданному маршруту и автоматическую посадку, в том числе при боковом ветре. Пилот в любой момент может взять управление и посадить самолет «вручную», но в целом, пилот стал играть роль наблюдателя, а современная пассивная боковая ручка – это всего лишь задатчик положения самолёта;

– пилоты гражданской авиации в один голос утверждают, что наличие выдвижных столиков на месте штурвалов является несомненным плюсом, т.к. увеличивает удобство рабочего места пилота.

Вопрос управления левой рукой был описан действующими пилотами А-320, где они говорят, что после нескольких тренировочных полётов у них никаких проблем с управлением не возникло. Стоит принять во внимание и тот факт, что штурвалом летчики часто управляют одной левой рукой, а вторая находится на рычагах управления двигателями, как и у водителей автомобилей, которым не составляет труда рулить левой рукой, а правой переключать передачи. Да и командир воздушного судна, как правило, управляет самолетом лучше второго пилота, несмотря на то, что сидит слева, и соответственно пользуется левой БРУ.

На каждой боковой ручке имеется кнопка переключения приоритета управления, после нажатия которой управление переходит к нажавшему, а речевой информатор в кабине дополнительно уведомляет об этом. При одновременном отклонении обеих БРУ, сигналы суммируются, что дает возможность командиру или второму пилоту корректировать действия напарника в случае необходимости.

Важно отметить, что меры по улучшению удобства и эргономики кабины – не прихоть летчиков, а необходимость, вызванная реальным положением вещей. Например, в крупных аэропортах, таких как Хитроу, воздушные зоны перегружены трафиком, поэтому любая задержка в подготовке к вылету в подобной ситуации, даже при работе в кабине, может привести к тому, что диспетчер поставит такой борт в конец очереди на взлет, а это, естественно, нежелательно.

1.4 Анализ существующих схем и конструкций боковых ручек управления

Существующие конструкции боковых ручек делятся на активные и пассивные.

Впервые боковую ручку управления применили в 1972 на опытном самолете F-8C Crusader с первой в мире цифровой ЭДСУ, чтобы оценить возможные преимущества и недостатки [23; 24]. Прототип такой системы не имел тактильной обратной связи, и пилот не чувствовал самолет, которым управляет.

Решая данную проблему, конструкторы улучшили конструкцию ручки, снабдив ее загрузочными пружинами. Таким образом, пилот получил возможность «почувствовать» нагрузку на рулевой поверхности и получить достаточную информацию для пилотирования. БРУ с загрузочными пружинами является задатчиком положения самолета, то есть без участия летчика всегда находится в нейтральном положении. Для управления рулевыми поверхностями летчик отклоняет БРУ в требуемую сторону, и чем большую силу он прикладывает (чем больше угол отклонения), тем с большей скоростью отклоняется рулевая поверхность. Истинное положение рулевых поверхностей контролируется по индикаторам. Это не всегда удобно, особенно на самолетах, требующих точного пилотирования, или, например, при вмешательстве в автоматическое управление, летчик не будет знать истинного положения поверхностей и будет вынужден отвлекаться на индикаторы, на которых есть об этом информация.

Еще одна особенность, о которой стоит упомянуть: на различных скоростях для обеспечения одного и того же угла атаки самолета рулевые поверхности требуется отклонить на разные углы, чем больше скорость самолета, тем меньший угол требуется. Управляя самолетом с помощью штурвала или центральной ручки управления, летчик точно знает («руки помнят») на сколько нужно отклонить штурвал, чтобы обеспечить нужный ему угол атаки или крена. В случае с пассивной БРУ у пилота нет возможности тактильно ощущать динамику

самолета. Здесь уместно привести сравнение с устройством педали сцепления в автомобиле. Каждый водитель на уровне рефлекса помнит, где находится точка, в которой схватываются диски сцепления. Это позволяет ему инстинктивно переключать передачи, не отвлекаясь на этот процесс. Если представить, что точка схватывания дисков зависит от скорости автомобиля, то водителю каждый раз придется «нащупывать» эту точку, чтобы вести автомобиль без рывков и остановок двигателя. Так же и в пассивной БРУ: из-за постоянной жесткости пружины тактильные ощущения летчика «привязаны» к конкретной (крейсерской) скорости самолета.

Разница в функциональных схемах обмена информацией представлена на Рисунке 1.3.

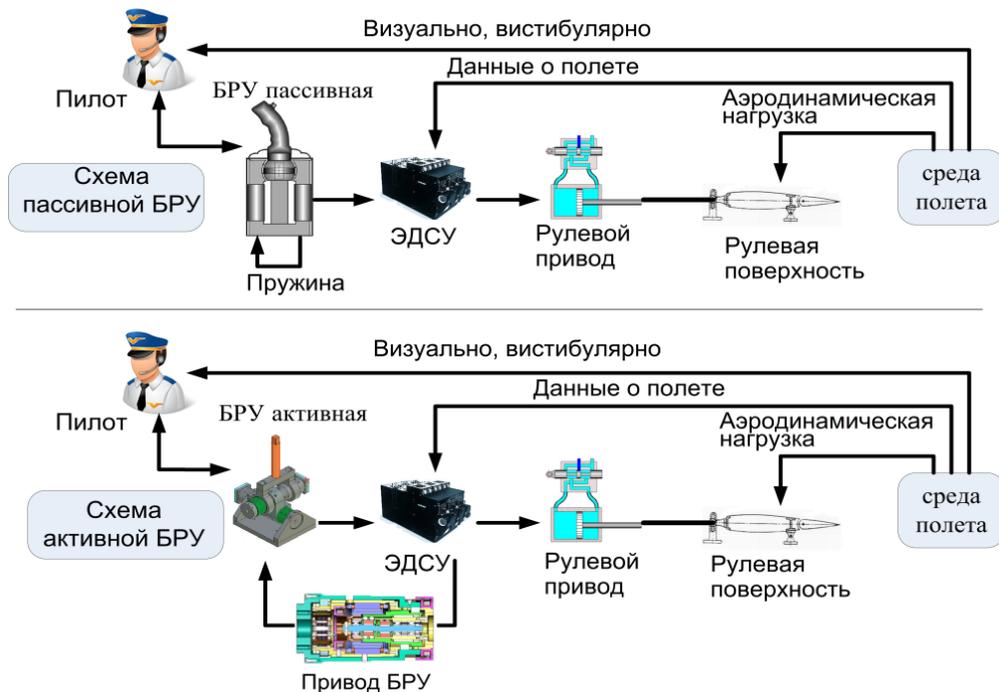


Рисунок 1.3 – Функциональные схемы обмена информацией

В случае с пассажирским лайнером, который идет весь путь в воздушном коридоре с заданной скоростью, пассивная ручка является достаточной для

безопасного пилотирования, но такая конструкция совершенно неприемлема для энергично маневрирующего самолета на различных высотах и скоростях.

Стоит отметить, что пассивная конструкция боковой ручки, которая приводит к суммированию одновременных сигналов от командира и второго пилота, не дает возможности оценить отдельно положения БРУ командира и второго пилота.

Для устранения описанных недостатков были разработаны активные БРУ, в которых в качестве механизмов загрузки применяются следящие приводы.

Функциональные схемы привода с обратной связью по положению и по усилию показаны на Рисунках 1.4 и 1.5.

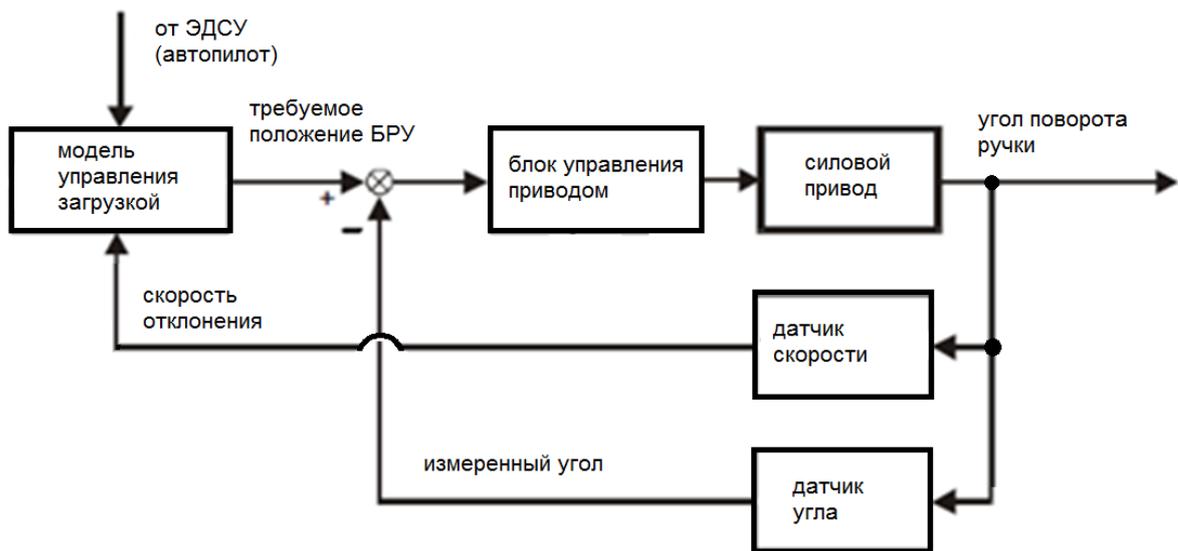


Рисунок 1.4 – Функциональная схема привода ручки с управлением по положению

Контур обратной связи может замыкаться по положению выходного звена или по усилию, приложенному к рукоятке.

При организации обратной связи по положению БРУ управляется в автоматическом режиме по сигналам от внешней системы, ориентируясь на показания датчика угла.

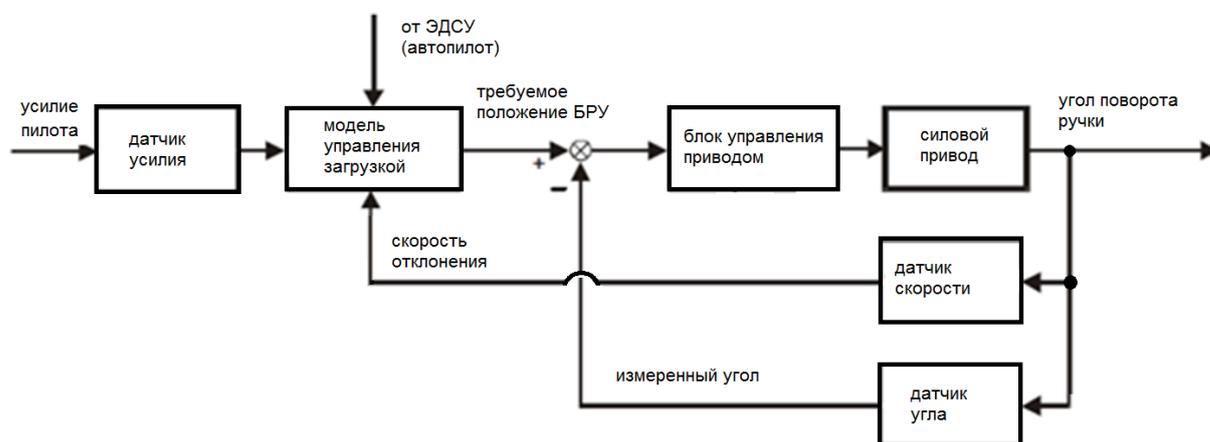


Рисунок 1.5 – Функциональная схема привода ручки с управлением по усилию

При организации обратной связи по усилию датчик усилия измеряет силу, которую пилот прикладывает к ручке. Измеренная сила интерпретируется моделью с учетом динамики самолета и полетных условий. Компьютер вычисляет требуемое положение ручки на основании сигналов от датчиков и от модели. Вычисляется разница между текущим и требуемым положением ручки и формируется управляющий сигнал для силового привода.

Как показали исследования [4], перспективными являются конструкции, в которых применяются приводы вращательного или поступательного действия различной природы, с использованием безлюфтовой кинематической связи: с применением конических колес (Рисунок 1.6) или карданного шарнира (Рисунок 1.7).

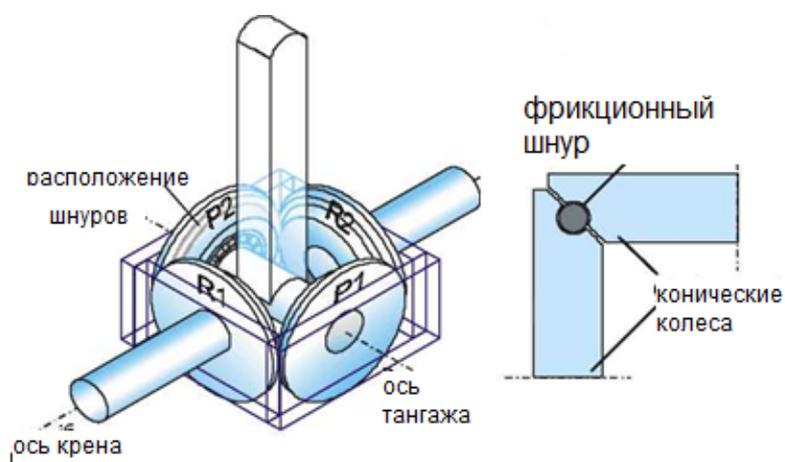


Рисунок 1.6 – Конструктивная схема боковой ручки с коническими колесами

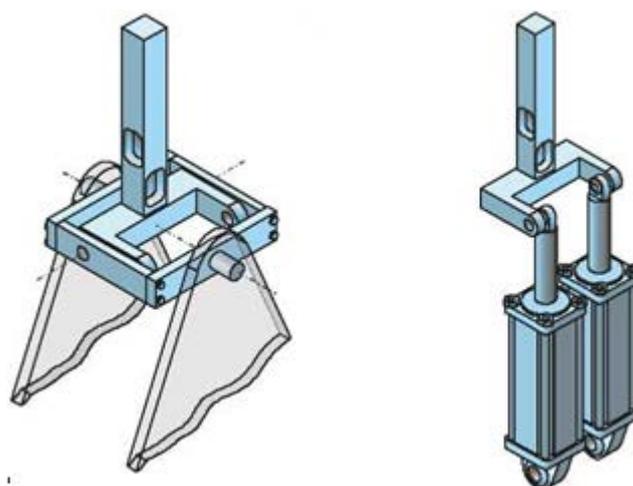


Рисунок 1.7 – Конструктивная схема ручки с карданным шарниром

В работе [4] были рассмотрены многие аспекты компоновки с использованием электроприводов. В частности, возможность применения фрикционных шнуров для передачи крутящего момента. Основным преимуществом шнуров является отсутствие люфтов в области нейтрального положения рукоятки. Так как большая часть работы БРУ происходит около нейтрального положения, это является важным преимуществом перед применением конических зубчатых колес.

Применение шнуров негативно повлияет на максимальную ширину полосы пропускания (ШПП) такой системы. Расчеты показывают, что ШПП достигнет максимума примерно при 17 Гц. В момент остановки на «виртуальном упоре», который должен обеспечить привод, конец рукоятки может иметь максимальную скорость 1,6 м/с. Такая скорость достигается только в случае, если пилот рывком перемещает рукоятку от нейтрального положения до максимального отклонения. Так как большинство управляющих входов являются плавными, то адекватная остановка достигается при гораздо меньшей скорости. Для рабочих скоростей конструкция позволит выполнять достаточно реалистичные динамические остановки, но они станут «мягкими» при увеличенной скорости рукоятки.

Известна конструкция с использованием магнитного подвеса. Такая конструкция, по сути, представляет собой электромагнитный преобразователь, отклоняющийся в двух плоскостях, и достаточно мощный для передачи

тактильной информации о полете. Конструкция такой ручки показана на Рисунке 1.8 [25].

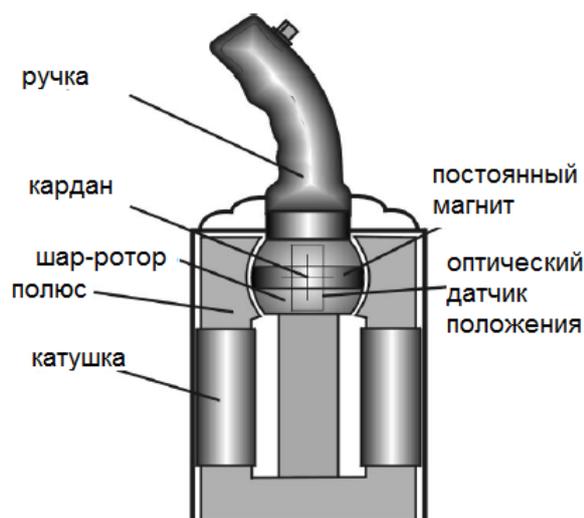


Рисунок 1.8 – Конструктивная схема ручки с применением электромагнитов

Шар из мощных редкоземельных постоянных магнитов установлен на карданном подшипнике. Ручка жестко связана с ротором и может отклоняться в двух плоскостях. Шар-ротор окружен четырьмя полюсами, на каждом из которых расположена управляющая катушка. При отсутствии тока в катушках ручка находится в нейтральном положении: магнитные силы центрируют ротор, пока поле симметрично. То есть даже в случае отключения электроэнергии ручка остается работоспособной, но в пассивном режиме. В активном режиме положение и нагрузка ручки задается с помощью изменения тока в катушках. Такое решение ведет к очень большой ширине пропускания системы и ее высокой динамике, поэтому для ее работы необходим высокочастотный контроллер тока, работающий на частоте порядка 20 кГц.

Функциональная схема приведена на Рисунке 1.9. Единственный измеряемый параметр – отклонение рукоятки. Сигнал о требуемом усилии преобразуется в требуемый ток. Сила и знак тока обеспечивает требуемое усилие на рукоятке. Благодаря высокой частоте и высокой пропускной способности контроллера достигается плавность и гладкость хода. Силу отклонения и

демпфирование можно настраивать. Кроме того, для режимов вибрации, формы импульсов можно выбирать так, чтобы они были лучше приспособлены для сигналов с различной частотой и амплитудой. Все режимы работы хранятся в управляющем компьютере. Микроконтроллер позволяет свободно настраивать любое поведение системы. Развиваемое усилие может изменяться в режиме реального времени в зависимости от условий полета, событий при управлении или других факторов. Кроме того, рукоятка может управляться автопилотом или дублировать положение рукоятки второго пилота, если у него приоритет управления.

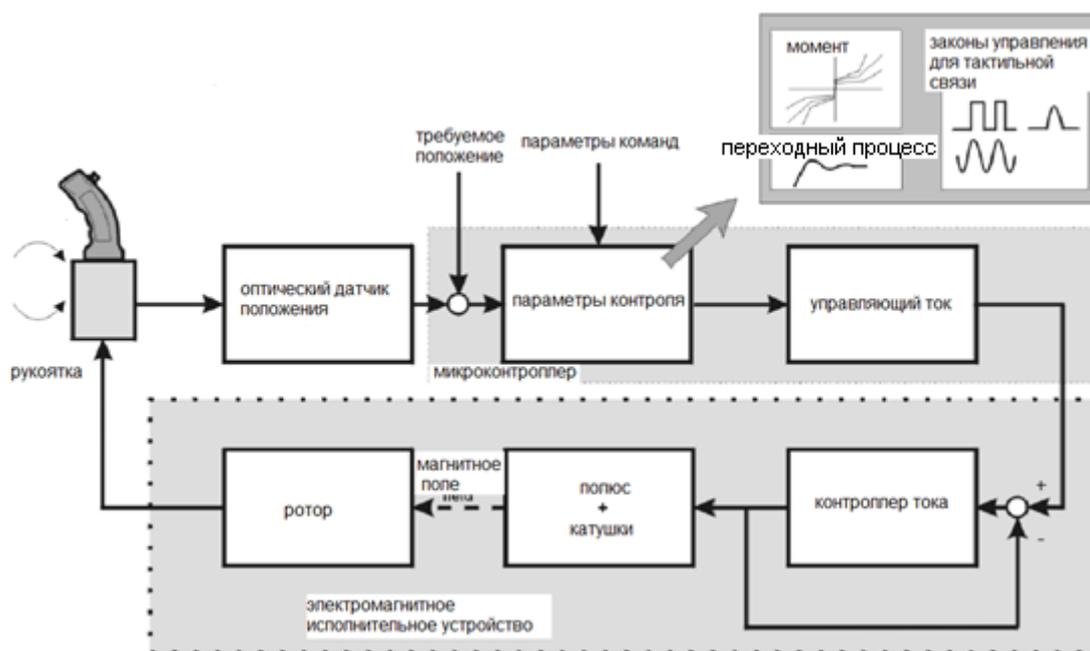


Рисунок 1.9 – Функциональная схема привода на основе электромагнитов

Данное техническое решение дает плавное чувство управления без каких-либо отвлекающих посторонних эффектов. Чтобы избежать излишнего механического контакта между деталями, положение БРУ измеряется бесконтактно на основе оптического датчика.

1.5 Обзор существующих активных боковых ручек управления

По состоянию на 2017 год в мире известны следующие образцы активных БРУ:

Система управления полетом фирмы «Wittenstein»

Активная боковая ручка фирмы «Wittenstein» показана на Рисунке 1.10. Она снабжена электромеханическими и чувствительными элементами: мотор-редукторами, механическими передачами и трехкратно резервированными датчиками положения для каждой оси, при этом конструкция вписана в компактный блок. В составе блока активной БРУ «Wittenstein» также содержится электроника системы управления приводами БРУ и программное обеспечение, которое обеспечивает контроль усилий и других параметров.

Данный орган управления предназначен для использования в системах управления сверхзвуковыми ЛА. Подробные параметры и характеристики изделия фирмой не разглашаются.



Рисунок 1.10 – Активная боковая ручка фирмы «Wittenstein»

Система управления полетом фирмы «Stirling Dynamics»

Фирма «Stirling Dynamics» производит активные органы управления, в частности боковые ручки управления для симуляторов самолета F-35. Образец такой БРУ показан на Рисунке 1.11.



Рисунок 1.11 – Активная боковая ручка симулятора F-35 фирмы «Stirling Dynamics»

Ключевыми особенностями изделия являются:

- Ручка является активной, что дает силовую тактильную обратную связь.
- Устройство позволяет реализовать такие режимы работы и функции как пересиливание, проходные упоры, варьировать жесткость и демпфирование в реальном времени.
- Простой интерфейс, где требуется только электропитание и цифровая связь через разъем Ethernet, что упрощает установку и настройку. Ручка имеет рабочий ход $\pm 4,3^\circ$ для канала тангажа, и $\pm 5,6^\circ$ для канала крена, развивает усилие 15,9 кгс и имеет максимальную угловую скорость $120^\circ/\text{с}$ для каждой оси.

Система управления полетом фирмы «BAE Systems»

Фирма «BAE Systems» более 25 лет занимается разработкой активных органов управления летательными аппаратами. В 2010 году была разработана активная боковая ручка для самолетов Gulfstream G600/G650, которые по прогнозам производителя выйдут на рынок в 2019. В настоящее время активные ручки фирмы «BAE Systems» используются и испытываются на транспортном самолете Embraer KC-390, первый полет которого состоялся в 2015 году, а выход на рынок намечен на 2018 год. БРУ фирмы «BAE Systems» показана на Рисунке 1.12.



Рисунок 1.12 – Активная боковая ручка фирмы «BAE systems»

Активные ручки управления фирмы «BAE Systems» обеспечивают обратную связь по усилию в режиме реального времени. Эта силовая обратная связь может также предупредить пилотов об ограничениях режима полета. Так обеспечивается наглядность и непрерывная обратная связь самолета с пилотом, кроме того связь пары боковых ручек дает возможность тактильной связи между летчиками. Благодаря этому повышается безопасность полета, т.к. исключаются двоякие ситуации при одновременном управлении обоими пилотами.

Характеристики и параметры активных боковых ручек фирма «BAE Systems» не разглашает.

Система управления полетом фирмы «Safran»

В 2014 году фирма «Sagem», которая является дочерней компанией концерна «Safran», представила блок активной боковой ручки, который предназначен для использования в гражданских самолетах и вертолетах. Контроллер содержит в себе ряд новшеств фирмы «Sagem» и характеризуется высокой надежностью конструкции, которая выдерживает все виды непредвиденных воздействий со стороны летчика: рывки, удары и т.п. Интерфейс ручки позволяет в реальном времени изменять закон управления нагрузкой и настраивать ее отзывчивость индивидуально для летчика. Благодаря наличию вибромотора-шейкера, обеспечению силовой обратной связи и точной синхронизации между парой ручек, система значительно облегчает взаимодействие между пилотами, особенно в стрессовых ситуациях. Вид БРУ фирмы «Safran» показан на Рисунке 1.13.



Рисунок 1.13 – Активная боковая ручка управления фирмы «Safran»

Блок активной боковой ручки испытывался в течение нескольких месяцев в тесном сотрудничестве с пилотами гражданской авиации, летчиками-испытателями ведущих производителей самолетов и вертолетов, подтвердив свое соответствие требованиям безопасности полетов и подготовки экипажа.

В настоящее время посты управления с использованием активных боковых ручек представлены на пилотажном стенде «Safran».

Система управления полетом фирмы «UTAS»

Программа по созданию активных боковых ручек управления для больших коммерческих самолетов была начата в UTAS в 1990-х гг., впервые новинку представили на авиашоу в Париже в 2008 г. БРУ фирмы UTAS показана на Рисунке 1.14.



Рисунок 1.14 – UTAS Sidestick

Корпорация «Иркут», производящая МС-21, выбрала этот элемент системы управления в 2010 г., подписав с разработчиками соответствующий договор. Активные боковые ручки управления самолетом будут сертифицированы Европейским агентством по безопасности авиаперевозок (EASA) одновременно с самим самолетом МС-21. Первый тестовый полет лайнера МС-21 состоялся в

2017 году. Ввод этой машины в эксплуатацию намечен на 2018 г. Как подчеркивают в UTAS, разработка будет доступна для установки только на новые коммерческие самолеты.

Работу системы проверили во время наземных испытаний, которые прошли на тренажере фирмы Ratier Figeac в Фижаке (Франция).

1.6 Выводы по главе 1

- Анализ существующих схем и конструкций показал, что разработка активных БРУ является актуальной задачей для гражданских и военных самолетов, т.к. их применение позволит повысить уровень информационной осведомленности экипажа, улучшить эргономические качества кабины и, как следствие, повысить уровень безопасности полета.
- Сравнение пассивных и активных БРУ свидетельствует о том, что перспективным направлением является разработка активных БРУ на основе электроприводов с обратными связями по положению и по усилию.
- Недостатком при управлении с помощью любой БРУ является влияние так называемого «эффекта присоединенной массы», для ослабления которого следует обратить внимание на коэффициенты демпфирования и жесткости в контурах управления электромеханическими приводами.
- Практическое применение активных боковых ручек возможно только в самолетах с ЭДСУ при условии жесткого ограничения опасных режимов, где уровень усилий на ручках определяется только загрузочными устройствами БРУ. Этот уровень усилий выбирается с учетом возможностей кистевого управления человеческой руки.

ГЛАВА 2. Синтез схемных и конструктивных решений для разработки макета боковой ручки управления

2.1 Обоснование архитектуры построения боковой ручки управления

С учетом анализа существующих схем и конструкций, предлагается архитектура построения БРУ, прототипом которой является конструкция, описанная в патенте US 5456428 1995, Mechanically linked active sidesticks [26], в которой в дополнение к дистанционному управлению, организована механическая проводка между боковыми ручками управления, т.е. пересиливание реализуется механически. Однако реализация конструкции предполагает наличие сложной и громоздкой кинематики для каждого канала управления, в частности, для канала тангажа используются тяги и качалки, а для канала крена — тросовая проводка. Электромеханические исполнительные механизмы, применяющиеся в данной конструкции, выполнены без редукторов, что не позволяет им развивать большие крутящие моменты.

Для выбора конструктивно-кинематической схемы активной БРУ был проведен морфологический анализ по методу, описанному в [27]. На основании данного метода сравнивались варианты реализации элементов функциональной схемы исполнительного механизма по следующим конструктивным признакам: расположение опор ручки при движении в двух плоскостях и расположение исполнительных двигателей относительно осей движения ручки: соосное, лежащих на параллельных, пересекающихся или на скрещивающихся прямых.

Критериями выбора элементов схемы исполнительного механизма являлись: величина суммарного момента инерции, величина люфта, наличие гистерезиса, обратимость движения передачи, жесткость конструкции исполнительного механизма, массогабаритные показатели, точность позиционирования выходного звена.

В Таблице 2.1 показаны варианты схем компоновки элементов перспективных вариантов БРУ. Каждая БРУ содержит рамку с двумя

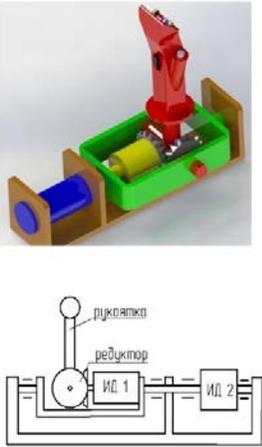
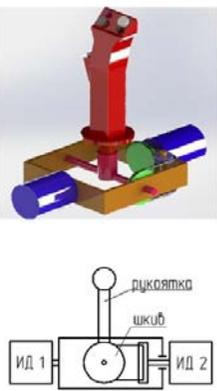
перпендикулярными осями, образующими шарнир относительно корпуса. В схемах 1, 6, 8, 9 – один привод размещен внутри рамки, другой снаружи, в схемах 2, 3, 4, 7 приводы размещены снаружи рамки, в схемах 5, 10 оба привода размещены снаружи рамки. В схеме 11 корпуса приводов расположены перпендикулярно и их корпуса образуют шарнир с двумя степенями свободы без вспомогательной рамки.

Достоинства компоновки №13 послужили основой для дальнейшей ее проработки.

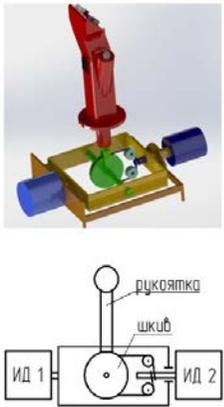
Построение исполнительных механизмов по принципу силового мини-привода [30; 31; 32; 33; 34] дает наилучшие массогабаритные показатели в силу достоинств волновых передач с телами качения, а именно:

- Высокое передаточное число. Диапазон передаточных отношений волновых передач с телами качения составляет до 60 для одной ступени;
- Высокие крутящие моменты на выходном звене, большая перегрузочная способность и высокая жесткость кинематических звеньев;
- Компактность. По сравнению с зубчатой передачей, при равных передаточных числах и крутящих моментах, волновая передача с телами качения меньше по габаритам в 2-6 раз;
- Высокий КПД, составляющий 0,6 в режиме мультипликатора и 0,8 в режиме редуктора;
- Высокий уровень динамичности благодаря малому моменту инерции подвижных звеньев, что позволяет осуществлять быстрый запуск и торможение редукторов, а также динамичное реверсивное вращение;
- Малый угловой зазор.

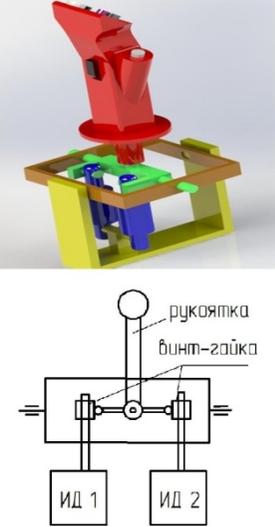
Таблица 2.1 – Варианты конструктивно-кинематических схем БРУ

Соосное расположение приводов	№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки
	1		<p>Оба привода расположены вдоль одной оси для уменьшения момента инерции. Пара конических зубчатых колес обеспечивают поворот на 90 градусов и выполняют роль редуктора [4].</p>	<p>Меньший момент инерции по сравнению с компоновкой №6, т.к. приводы расположены соосно.</p>	<p>Работа электродвигателя в канале тангажа создает противодействующий момент в канале крена; наличие люфта в зубчатой передаче.</p>
2		<p>Управление по тангажу происходит с помощью фрикционных тросов и шкивов через центр вращения передачи канала крена, позволяя жестко зафиксировать двигатели и расположить их на некотором удалении от рукоятки [4].</p>	<p>Небольшой момент инерции, т.к. оба привода зафиксированы; применение тросов практически исключает люфт; гибкость в выборе типа привода и места установки.</p>	<p>Тросы ведут себя как пружины, что негативно отражается на жесткости и ширине полосы пропускания системы; требуется большой диаметр шкивов для нормальной работы тросовой передачи.</p>	

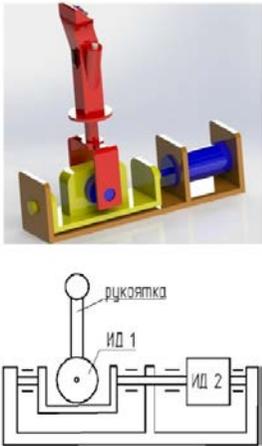
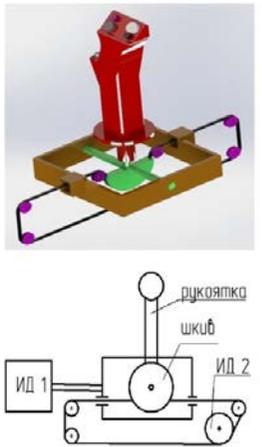
Продолжение таблицы 2.1

Соосное расположение приводов	№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки
	3		<p>Вал для управления по тангажу проходит сквозь вал управления по крену. Двигатели зафиксированы, связаны с помощью тросовой или ременной передачи и могут быть размещены по усмотрению конструктора [4].</p>	<p>Малый момент инерции, т.к. двигатели зафиксированы; применение тросов или ременной передачи практически исключает люфт; гибкость в выборе типа привода и места установки.</p>	<p>Тросы ведут себя как пружины, что негативно отражается на жесткости и полосе пропускания системы; требуется большой диаметр шкивов для нормальной работы тросовой передачи.</p>
4		<p>Аналогично компоновкам 2 и 3, но управление по тангажу происходит с помощью червячной передачи, которая имеет большую жесткость и дает возможность повернуть исполнительный механизм на 90 градусов относительно оси [4].</p>	<p>Малый момент инерции, высокая жесткость за счет механической передачи.</p>	<p>Для управления по тангажу требуются три передачи; неустранимость люфта в червячной передаче.</p>	

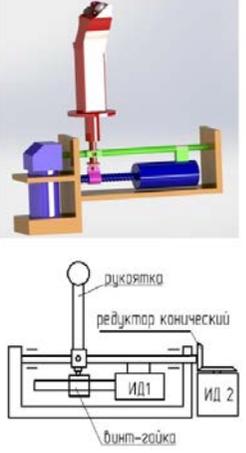
Продолжение таблицы 2.1

Параллельное расположение приводов	№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки
	5		<p>Рукоятка установлена в карданный шарнир для обеспечения 2-х степеней свободы. Применяются передачи винт-гайка, которые соединены с рычагами на внутренней части карданного шарнира. Если гайки двигаются в одном направлении, происходит отклонение по крену, если в противоположных, то по тангажу. Возможно использование линейных приводов [4].</p>	<p>Жесткая конструкция без использования кинематических передач, гибкость в выборе типа и места размещения линейных приводов, возможность установки гидравлических линейных приводов, имеющих очень большую жесткость, быстродействие и мощность.</p>	<p>Линейные приводы должны развивать большое усилие, а это ведет к увеличению габаритов; применение гидравлических приводов сопряжено со сложностями проводки и обслуживания гидролинии в кабине.</p>

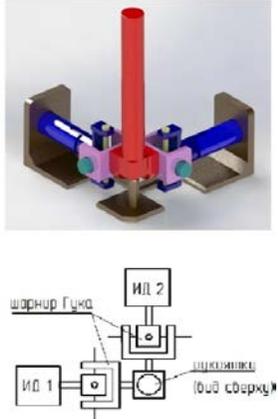
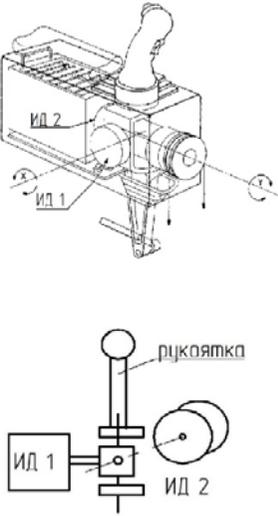
Продолжение таблицы 2.1

Расположение приводов на пересекающихся осях	№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки
	6		<p>Оба привода непосредственно расположены вдоль осей вращения. Используются моментные электродвигатели без механических передач. Механизм привода тангажа должен быть очень компактным, чтобы минимизировать момент инерции в канале крена [4].</p>	<p>Малый люфт, простота конструкции.</p>	<p>Большой момент инерции в канале крена.</p>
7		<p>Трос проходит сквозь центр рамки вращения канала крена для управления по каналу тангажа. На рукоятке установлен шкив большого размера для обеспечения отклонения +/- 30 градусов [4].</p>	<p>Малый момент инерции, т.к. двигатели зафиксированы, применение тросов практически исключает люфт.</p>	<p>Длинная ременная передача негативно влияет на жесткость системы, требуется шкив большого диаметра для отклонения на требуемый угол.</p>	

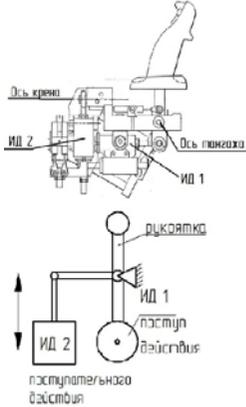
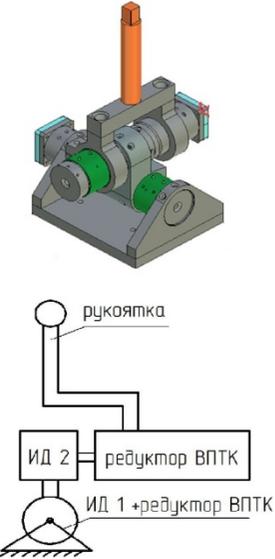
Продолжение таблицы 2.1

Расположение приводов на пересекающихся осях	№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки
	8		<p>Два конических редуктора обеспечивают поворот осей на 90 градусов для каналов тангажа и крена [4].</p>	<p>Меньший момент инерции по сравнению с компоновкой №1.</p>	<p>Работа мотора в канале тангажа создает противодействующий момент в канале крена, наличие люфта в зубчатой передаче, большие габариты.</p>
9		<p>Коническая передача в канале крена обеспечивает угол смещения осей на 90 градусов и выполняет роль редуктора. Управление по тангажу осуществляется с помощью передачи винт-гайка или шарико-винтовой передачи (ШВП) [4].</p>	<p>Передачи винт-гайка или ШВП имеют минимальный люфт.</p>	<p>Большой момент инерции в канале крена, работа мотора в канале тангажа создает крутящий момент в канале крена, привод канала тангажа закреплен нежестко.</p>	

Продолжение таблицы 2.1

Расположение приводов на пересекающихся осях	№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки
	10		<p>Конструктивная схема на основе карданного шарнира (шарнира Гука) с жестко закрепленными электродвигателями</p>	<p>Малый момент инерции т.к. двигатели зафиксированы, гибкость в выборе типа и места размещения приводов.</p>	<p>Сложность компоновки, наличие люфтов в механических передачах.</p>
11		<p>Электромоторы расположены на пересекающихся осях. Привод канала тангажа соединяется с валом привода канала крена через шарнир Гука. Для механической проводки используются тяги и фрикционные тросы [26].</p>	<p>Малый момент инерции, малый люфт, наличие механической проводки</p>	<p>Взаимное влияние одного канала на другой, громоздкая механическая проводка.</p>	

Продолжение таблицы 2.1

Расположение приводов на скрещивающихся осях	№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки
	12		<p>Приводы поступательного действия расположены на скрещивающихся осях. Привод канала тангажа непосредственно соединен со стержнем рукоятки, а привод канала крена через рычаг и шарниры связан со стержнем рукоятки [28].</p>	<p>Компактность, малый люфт, малый момент инерции, высокое быстродействие.</p>	<p>Малый ход рукоятки, малое усилие, т.к. приводы выполнены по безредукторной схеме.</p>
13		<p>Электромеханические приводы вращательного действия с редукторами на основе волновых передач с телами качения расположены так, что их продольные оси образуют карданный шарнир с разными рычагами [29].</p>	<p>Компактность, возможность использование редукторов на основе волновой передачи с телами качения, которая имеет ряд достоинств.</p>	<p>Большой момент инерции по тангажу, чем по крену, что ведет к необходимости делать поправку при расчете требуемых крутящих моментов для разных каналов.</p>	

2.2 Анализ режимов работы макета боковой ручки управления

Для установки приоритета управления на каждой рукоятке вводится кнопка приоритета. Переход в ручной режим управления осуществляется нажатием кнопки приоритета на одной из БРУ. После нажатия кнопки приоритета, соответствующая БРУ становится ведущей и, отклоняя ее вручную, пилот задает сигналы управления, и ведомая БРУ отклоняется синхронно с ведущей. Приводная система ведущей БРУ имитирует пружинную загрузку. Приводная система ведомой БРУ замыкается по положению и только повторяет положение ведущей, без имитации загрузки. Нажатие кнопки приоритета на ведомой БРУ передает ей приоритет управления и делает ее ведущей. Таким образом, приоритет управления отдается той БРУ, кнопка приоритета на которой была нажата последней.

Исходя из функционального назначения макетного образца БРУ, были рассмотрены следующие режимы работы:

а) режим «пружина с демпфером».

Применяется к ведущей ручке, то есть той, с помощью которой пилот осуществляет управление самолетом.

Приводная система БРУ создает противодействующий крутящий момент на ручке в зависимости от величины угла, вектора и скорости ее отклонения. При снятии воздействия руки пилота ручка возвращается в нейтральное положение с определенной максимально разрешенной скоростью.

б) режим «автоматическое управление».

Применяется к ведомой ручке (ручкам), то есть к той, которая не принимает участия в управлении самолетом, например, при работе автопилота.

Алгоритм обеспечивает перемещение БРУ в заданное положение с установкой в этом положении без участия летчиков.

Управляющим сигналом для обеих БРУ является требуемый угол отклонения, поступающий из внешней системы.

в) режим «синхронизация».

Предназначен для повторения одной БРУ перемещения другой БРУ. Управляющим сигналом для ведомой БРУ является измеренный угол отклонения ведущей БРУ. Режим «Синхронизация» может быть активен только на неприоритетной ручке. Для неприоритетной ручки режим «синхронизация» схож с режимом «автоматическое управление» с установкой в виде текущего положения отклонения приоритетной ручки.

Алгоритмическая схема переключения режимов представлена на рисунке 2.1.

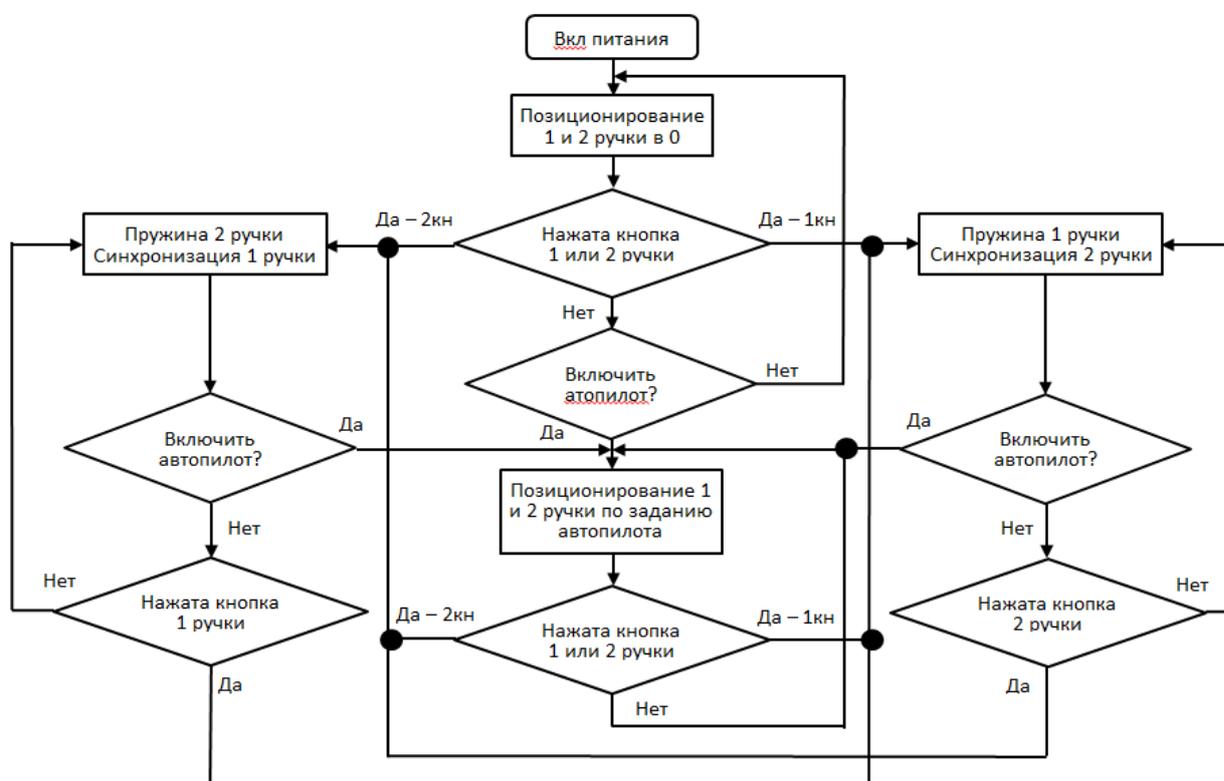


Рисунок 2.1 – Алгоритмическая схема переключения режимов работы БРУ

Данные режимы управления реализуются при отсутствии датчиков усилия (момента) на рукоятке, а требуемый момент ведущей БРУ вычисляется как функция угла отклонения рукоятки, исходя из заданных требований жесткости «виртуальной пружины», описанных в п.2.3.

Таким образом, ведущая БРУ имитирует пружинную нагрузку и всегда возвращается в нейтральное положение при отсутствии управляющего воздействия со стороны пилота.

При наличии датчиков усилия (момента) обе БРУ могут работать в режиме постоянного «пересиливания». Это достигается тем, что основной управляющий сигнал для обеих БРУ является суммой прикладываемых усилий к обеим БРУ. То есть, если управляют одновременно оба пилота, а один прикладывает большее усилие, чем другой, то обе БРУ отклоняются на угол, пропорциональный сумме усилий. Режим пересиливания предназначен для имитации наличия механической проводки между органами управления для исключения возможной путаницы с приоритетами «ведущая-ведомая».

2.3 Обоснование требований к приводной системе боковой ручки управления

Исходя из требований эргономики при кистевом управлении [35; 36], были сформулированы требования к приводной системе БРУ:

- Ход ручки составляет $\pm 15^\circ$ для обоих каналов,
- Максимальная скорость отклонения $\pm 30^\circ/\text{с}$
- Максимальные развиваемые крутящие моменты при длине рычага 0,1 м, длительные: 2,4 Нм в канале крена, 3,5 Нм - в канале тангажа.
- Усилие страгивания (предварительная затяжка): 0,3 кгс для канала крена, 0,5 кгс для канала тангажа.
- Коэффициент жесткости лежит в диапазоне от $0,14 \text{ Нм}/^\circ$ до $0,2 \text{ Нм}/^\circ$ в соответствии с графиками на Рисунках 2.2 и 2.3.

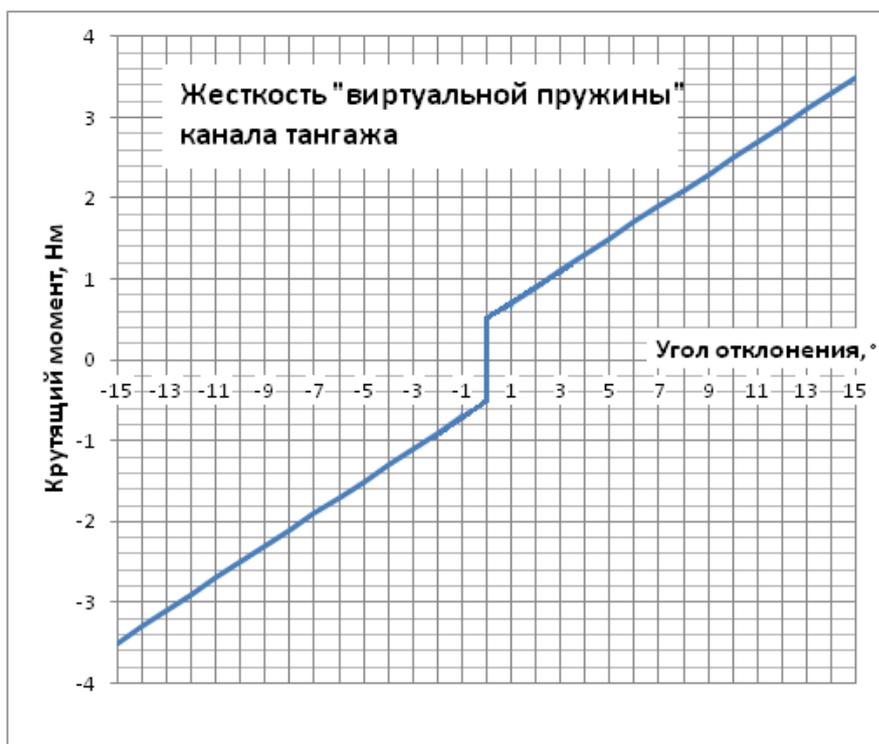


Рисунок 2.2 – Зависимость загрузки БРУ от перемещения в продольном направлении

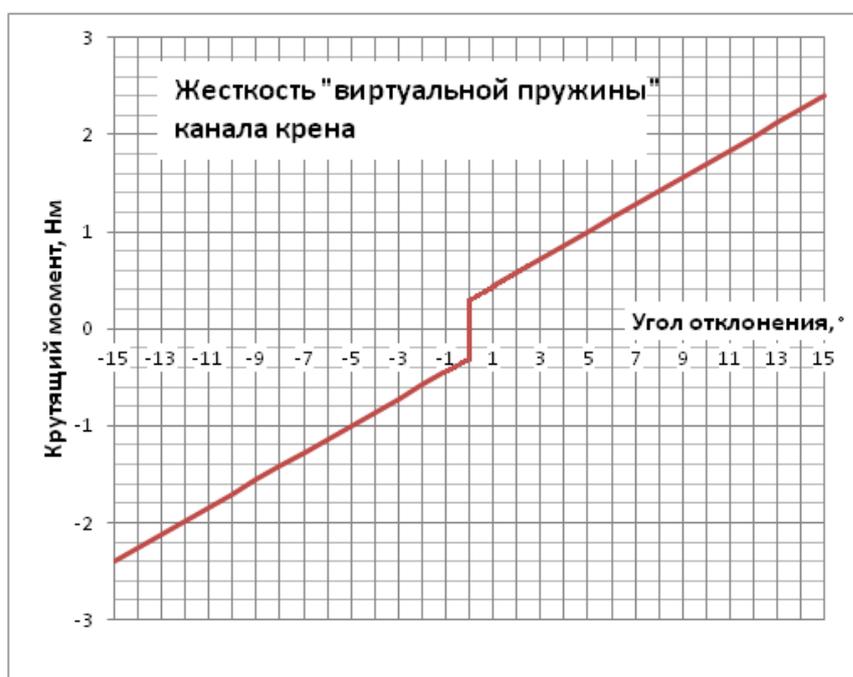


Рисунок 2.3 – Зависимость загрузки БРУ от перемещения в поперечном направлении

Рекомендуемые величины дополнительной загрузки, пропорциональной скорости отклонения приведены в Таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Величины дополнительной загрузки по скорости

Угловая скорость, градусы/с	Доп. усилие, кгс	
	(крен)	(тангаж)
5	0,5	1
10	1	1,5
20	2	3
30	3	4
40	4	5

Для выполнения вышеописанных требований к приводной системе БРУ необходимы электроприводы с достаточно большим крутящим моментом, а время работы под этой нагрузкой может достигать 20-30 с, что может вызвать перегрев электродвигателя. Поэтому, как упоминалось ранее, в составе БРУ рационально применить электропривод с редуктором.

2.4. Параметрический синтез выбранной схемы боковой ручки управления

Параметрический синтез включает в себя решение следующих задач:

- Расчёт максимальной граничной мощности $P_{max\text{ гр}}$ - минимально возможного значения максимальной механической мощности исполнительного двигателя.
- Поиск граничного диапазона передаточных чисел редуктора $q_1 \dots q_2$.
- Поиск оптимального передаточного числа редуктора $q_{\text{опт}}$.

В результате происходит выбор типа (марки) исполнительного двигателя (ИД), рассчитывается конкретное передаточное число редуктора, оптимизированное по какому-либо критерию, выбирается тип редуктора и производится его расчёт.

Исходные данные на разработку привода БРУ содержат следующие требования:

- развиваемые моменты на рукоятке в точке, отстоящей от центра вращения на 0,1 м, – 3,5 Нм;
- скорость отклонения рукоятки электромеханическим приводом – $\Omega_{c\text{ max}} = 30^\circ/\text{с} = 0,5236 \text{ рад/с}$ при нагрузке 3,5 Нм;
- отработка гармонического закона движения рукоятки с амплитудой 5° и частотой 1 Гц при нагрузке 3 Нм;
- масса рукоятки приблизительно равна 0,7 кг.

Для приблизительного определения момента инерции рукоятки будем считать её в виде стержня с осью вращения на одном из его концов. В этом случае $J_{\text{вр}} = \frac{1}{3} ml^2 = 0,002823 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

В соответствии с исходными данными необходимо произвести параметрический синтез, исходя из двух режимов: точки произвольного закона движения рукоятки и гармонического закона движения на одной частоте.

Все расчёты производятся согласно методикам, изложенным в [37].

Поиск максимальной граничной мощности

Пусть КПД редуктора $\eta=0,7$. При расчёте максимальной граничной мощности необходимо знать значения электромагнитной $T_{я}$ и электромеханической $T_{дв}$ постоянных времени двигателя, который ещё не выбран. Это противоречие легко решается, если предположить серию, из которой будет производиться окончательный выбор двигателя. Согласно методике, необходимо взять либо средние, либо максимальные значения постоянных времени для данной серии двигателей. Будем выбирать двигатели из серии ДБМ производства ОАО «Машиноаппарат» и АО «Лепсе». Поэтому при решении первой задачи синтеза будем полагать, что $T_{я} = 0,0016$ с, а $T_{дв} = 0,0076$ с.

Произвольный закон движения

Рассчитаем эквивалентные угловую скорость $\Omega_{с.э}$ и момент сопротивления нагрузки $M_{с.н.э}$ выходного вала привода

$$\Omega_{с.э} = \Omega_{с.маx} + T_{дв}\varepsilon_c + T_{я}T_{дв}\dot{\varepsilon}_c, \quad (2.2)$$

где ε_c - значение углового ускорения выходного вала привода.

В нашем случае $\Omega_{с.э} = \Omega_{с.маx}$, поскольку значения ε_c и $\dot{\varepsilon}_c$ нам не заданы и приравнены нулю.

$$M_{с.н.э} = M_{с.н.с.} + J_H\varepsilon_c + T_{я}J_H\dot{\varepsilon}_c, \quad (2.3)$$

где J_H - момент инерции нагрузки, в нашем случае равный $J_{вр}$,

$M_{с.н.с.}$ - статический момент сопротивления нагрузки.

Для учёта КПД редуктора значения $c_{ш}$, J_H и $M_{с.н.с.}$ подставляются в расчётные формулы, с учетом КПД. В результате получается:

$$M_{с.н.э} = \frac{M_{с.н.с.}}{\eta} = \frac{3,5}{0,7} = 5 \text{ Н} \cdot \text{м}; \quad (2.4)$$

Максимальная граничная мощность:

$$P_{max гр} = \Omega_{с.э}M_{с.н.э} = 0,5236 \cdot 5 = 2,6 \text{ Вт}; \quad (2.5)$$

Полученный результат $P_{max гр}$ ещё не гарантирует нам выполнения требуемого движения. Это связано с возможной неточностью задания параметров требуемого закона движения привода и нагрузки, разбросом параметров ИД, необходимостью обеспечения переходных состояний требуемого движения. Всё

это приводит к целесообразности некоторого увеличения мощности ИД по сравнению с $P_{max\text{ гр}}$. Избыток механической мощности ИД определяется отношением q_2/q_1 , называемым шириной диапазона передаточных чисел и рассчитывается как:

$$P_{п*} = \frac{\left(\frac{q_2}{q_1} \text{sign} P_{max\text{ гр}} + 1\right)^2}{4 \frac{q_2}{q_1} \text{sign} P_{max\text{ гр}}}, \quad (2.6)$$

где $P_{п*}$ - отношение максимальной механической мощности ИД к её граничному значению.

Зададим ширину диапазона передаточных чисел $q_2/q_1 = 2$, тогда $P_{п*} = 1,84$ и требуемое значение $P_{max\text{ тр}}$ будет:

$$P_{max\text{ тр}} = P_{п*} P_{max\text{ гр}} = 1,84 \cdot 2,6 = 4,8 \text{ Вт}; \quad (2.7)$$

Гармонический закон движения привода

Определим приближённое значение $P_{max\text{ гр}}$ как:

$$P_{max\text{ гр}}^{\sim} = \varphi_{cm} \omega \left(|M_{с.н.с}| \sqrt{(1 - T_{я} T_{дв} \omega^2)^2 + T_{дв}^2 \omega^2} + \frac{\varphi_{cm}}{2} \left[-(c_{ш} - J_{н} \omega^2) T_{э} \omega + F_{н} \omega + \sqrt{(c_{ш} - J_{н} \omega^2)^2 + F_{н}^2 \omega^2} \sqrt{1 + T_{э}^2 \omega^2} \right] \right), \quad (2.8)$$

где φ_{cm} - амплитуда колебаний выходного вала привода,

ω - частота колебаний выходного вала привода,

$c_{ш}$, $F_{н}$ - коэффициенты шарнирной и скоростной составляющих момента сопротивления нагрузки,

$T_{э}$ - эквивалентная постоянная времени ИД на частоте ω .

$$T_{э} = T_{дв} - T_{я} (1 - T_{я} T_{дв} \omega^2); \quad (2.9)$$

В данном случае для принятых ранее значений $T_{я}$ и $T_{дв}$ получим $T_{э} = 0,006$ с. Поскольку коэффициенты $c_{ш}$ и $F_{н}$ не заданы, приравняем их к нулю. Тогда, после подстановки значений параметров, получим $P_{max\text{ гр}}^{\sim} = 1,261$ Вт.

Принимаем $P_{max} = P_{max\text{ гр}}^{\sim}$.

Необходимо определить эквивалентные граничные значения располагаемого диапазона передаточных чисел редуктора $q_{\text{э}1,2}$ решением следующего уравнения:

$$\begin{aligned} & \varphi_{\text{см}}^2 \omega^2 [(1 - T_{\text{я}} T_{\text{дв}} \omega^2)^2 + T_{\text{дв}}^2 \omega^2] q_{\text{э}}^4 - \\ & - \{4P_{\text{max}} + 2\varphi_{\text{см}}^2 \omega^2 [(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2) T_{\text{э}} - F_{\text{н}}]\} q_{\text{э}}^2 + 4\sqrt{P_{\text{max}}} |M_{\text{с.н.с}}| q_{\text{э}} + \\ & \varphi_{\text{см}}^2 (1 + T_{\text{я}}^2 \omega^2) [(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2)^2 T_{\text{э}} - F_{\text{н}}^2 \omega^2] - M_{\text{с.н.с}}^2 = 0, \end{aligned} \quad (2.10)$$

где $q_{\text{э}}$ – эквивалентное передаточное число,

$q_{\text{э}} = q\sqrt{f}$, где f – жёсткость механической характеристики ИД.

При этом $q_{\text{э}1,2}$ находятся как два средних по абсолютной величине корня.

После подстановки численных значений параметров получается:

$$q_{\text{э}1} = 3,64, \quad q_{\text{э}2} = 3,86.$$

В полученном интервале $q_{\text{э}1}, q_{\text{э}2}$ находится эквивалентное оптимальное передаточное число $q_{\text{э опт } e}$ по следующему выражению:

$$\begin{aligned} & \varphi_{\text{см}} \left\{ \omega^2 [(1 - T_{\text{я}} T_{\text{дв}} \omega^2)^2 + T_{\text{дв}}^2 \omega^2] q_{\text{э опт } e}^4 - [(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2)^2 - F_{\text{н}}^2 \omega^2] (1 + \right. \\ & \left. + T_{\text{я}}^2 \omega^2) \right\} - |M_{\text{с.н.с}}| \left\{ \omega^2 [(1 - T_{\text{я}} T_{\text{дв}} \omega^2)^2 + T_{\text{дв}}^2 \omega^2] q_{\text{э опт } e}^4 - 2\omega^2 [(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2) T_{\text{э}} - \right. \\ & \left. - F_{\text{н}}] \times q_{\text{э опт } e}^2 + (1 + T_{\text{я}}^2 \omega^2) [(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2)^2 - F_{\text{н}}^2 \omega^2]^{1/2} \right\} = 0; \end{aligned} \quad (2.11)$$

В результате подстановки численных значений параметров и решения уравнения, в указанном интервале $q_{\text{э}1}$ и $q_{\text{э}2}$ получаем $q_{\text{э опт } e} = 3,7491$.

Далее рассчитывается точное значение $P_{\text{max гр}}$ по следующей формуле:

$$\begin{aligned} P_{\text{max гр}} = & \frac{1}{4q_{\text{э опт } e}^2} \{ |M_{\text{с.н.с}}| + \varphi_{\text{см}} \left\{ \omega^2 [(1 - T_{\text{я}} T_{\text{дв}} \omega^2)^2 + T_{\text{дв}}^2 \omega^2] q_{\text{э опт } e}^4 - \right. \\ & \left. - 2\omega^2 [(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2) T_{\text{э}} - F_{\text{н}}] q_{\text{э опт } e}^2 + \right. \\ & \left. + (1 + T_{\text{я}}^2 \omega^2) [(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2)^2 - F_{\text{н}}^2 \omega^2]^{1/2} \right\}^2; \end{aligned} \quad (2.12)$$

В итоге получается $P_{\text{max гр}} = 1,2$ Вт.

Теперь необходимо найти приближённое значение коэффициента запаса $P_{\text{Г*}}$ при гармоническом законе движения выходного вала привода (приближённое значение, так как формула справедлива при $M_{\text{с.н.с}} = 0$). $P_{\text{Г*}}$ определяется следующим выражением:

$$P_{\Gamma^*} = \left[\frac{(q_2/q_1)^2 + 1}{2q_2/q_1} - \alpha \right] \frac{1}{1-\alpha}, \quad (2.13)$$

$$\text{где } \alpha = \frac{T_3 \omega (c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2) - F_{\text{н}} \omega}{\sqrt{1 - T_3^2 \omega^2} \sqrt{(c_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2)^2 + F_{\text{н}}^2 \omega^2}}$$

В данном случае $\alpha = 0,005993$ и $P_{\Gamma^*} = 1,2485$.

В итоге определяется $P_{\text{max тр}} = P_{\Gamma^*} P_{\text{max гр}} = 1,2 \cdot 1,2485 = 1,49$ Вт.

На основании полученных данных о максимальной граничной мощности для различных законов движения привода максимальная мощность двигателя определяется исходя из условия:

$$P_{\text{max}} \geq P_{\text{max тр } i}, \quad (2.14)$$

где i - номер закона движения.

Максимальное значение из всех рассчитанных мощностей получилось при произвольном законе движения привода – 2,6 Вт.

Поэтому максимальная мощность исполнительного двигателя должна быть не ниже указанного значения.

На данном этапе параметрического синтеза производится выбор конкретного исполнительного двигателя.

При выборе двигателя следует учитывать особенности его работы в составе изделия. Дело в том, что особенностью работы БРУ является создание непрерывного момента сопротивления руке пилота при нулевой скорости. И здесь решающую роль играет не столько максимальная мощность двигателя, сколько значение крутящего момента при нахождении рабочей точки в области непрерывной работы.

В этой связи принято решение о выборе двигателя 5ДБМ28 производства ОАО «Машиноаппарат». Двигатель имеет следующие основные параметры, сведенные в Таблицу 2.3:

Таблица 2.3 – Параметры двигателя 5ДБМ28

Наименование параметра	Значение
Номинальное напряжение питания на выходе блока управления (амплитудное значение), В	27
Номинальное значение максимального статического синхронизирующего момента, Н•м	0,05
Номинальная частота вращения, об/мин	Не менее 5000*
Максимальный статический синхронизирующий момент при включении обмотки двигателя в соответствии со схемой и потребляемом токе 1,6 А, Н•м, не менее	0,05
Амплитуда ЭДС, наводимой в любых двух последовательно соединенных фазах обмотки двигателя при частоте вращения ротора 3000 об/мин, В, не менее	8,0
Угловой сдвиг между фазами обмотки двигателя, эл. град.	120±3
Момент сопротивления при обесточенной обмотке двигателя и частоте вращения ротора, не превышающей 10 об/мин, Н•м, не более	0,015
Коэффициент момента C_m , приведенный к фазе, Н•м/А	0,022...0,026
Коэффициент ЭДС C_e , приведенный к фазе, В•с/рад	0,022...0,026
Электромеханическая постоянная времени двигателя, мс (усредненное значение)	2,0
Электромагнитная постоянная времени фазы обмотки двигателя, мс	0,4
Действующее значение ЭДС не менее, В	7,0
Масса сборочных единиц:	
статора, кг, не более	0,060
ротора, кг, не более	0,025
Момент инерции ротора, кг•м ²	0,7•10 ⁻⁶
Тепловое сопротивление статора, °С/Вт	1,3 ... 1,5
Число пар полюсов	3
Частота вращения при идеальном холостом ходе, об/мин	6500...7900
Пусковой момент при температуре 20 °С, Н•м, не менее	0,3

Максимальная мощность двигателя (P_{max}) составляет 86,6 Вт.

Расчётное значение электромагнитной постоянной времени $T_{я} = 0.0004$ с.

Поиск граничного диапазона передаточных чисел редуктора

Произвольный закон движения

Расчёт граничных значений передаточных чисел производится по следующей формуле:

$$q_{1,2} = \left| \frac{\Omega_{xx}}{2\Omega_{c.э}} \left(1 \mp \sqrt{1 - \frac{M_{c.н.э}\Omega_{c.э}}{P_{max}}} \right) \right|, \quad (2.15)$$

где Ω_{xx} - частота вращения холостого хода двигателя, P_{max} - максимальная мощность двигателя.

Гармонический закон движения

Уравнение для определения граничных значений диапазона передаточных чисел редуктора имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} & f^2 \varphi_{cm}^2 \omega^2 \left[(1 - T_{я} T_{дв} \omega^2)^2 + T_{дв}^2 \omega^2 \right] q^4 - \\ & - \{M_{п}^2 + 2f \varphi_{cm}^2 \omega^2 [(c_{ш} - J_{н} \omega^2) T_{э} - F_{н}]\} q^2 + 2M_{п} |M_{c.н.с}| q + \\ & + \varphi_{cm}^2 (1 + T_{я}^2 \omega^2) [(c_{ш} - J_{н} \omega^2)^2 + F_{н}^2 \omega^2] - M_{c.н.с}^2 = 0, \end{aligned} \quad (2.16)$$

где f – жёсткость механической характеристики ИД, $M_{п}$ – момент пуска ИД.

При решении данного уравнения границы диапазона передаточных чисел редуктора определяются средними по абсолютному значению корнями.

Здесь необходимо обратить внимание на ограниченную производителем область допустимой длительной работы двигателя. Именно в этой зоне применительно к данной задаче и должны находиться все точки законов движения привода. В результате получается выпуклая предельная механическая характеристика для длительного режима работы, аппроксимированная двумя прямыми: участком естественной механической характеристики, пересекающейся с осью скоростей в точке скорости холостого хода, и искусственной, заданной производителем двигателя и пересекающейся с осью моментов при 0,05 Н·м.

Дальнейшие расчёты необходимо вести с учётом ограничений механической характеристики со следующими параметрами аппроксимирующих прямых (см. Таблицу 2.4).

Для каждой аппроксимирующей механическую характеристику двигателя прямой рассчитываются граничные значения диапазонов передаточных чисел редуктора для всех законов движения. Результаты приведены в Таблице 2.5.

Таблица 2.4 – Результаты расчетов

Для искусственной характеристики, ограничивающей область длительной работы	Для естественной предельной механической характеристики
$\Omega'_{xx} = \infty \frac{\text{рад}}{\text{с}};$ $M'_n = 0,05 \text{ Н} \cdot \text{м};$ $f' = 0;$	$\Omega''_{xx} = 733,44 \frac{\text{рад}}{\text{с}};$ $M''_n = 0,3 \text{ Н} \cdot \text{м};$ $f'' = 0,00040 \frac{\text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}}{\text{рад}};$

Таблица 2.5 – Результаты расчетов

Закон движения	Для искусственной характеристики, ограничивающей область длительной работы	Для естественной предельной механической характеристики
1	$q'_1 = 22,7 \quad q'_2 = \infty$	$q''_1 = 2,37 \quad q''_2 = 158,9$
2	$q'_1 = 6,67 \quad q'_2 = \infty$	$q''_1 = 1,02 \quad q''_2 = 153,04$

Поскольку предельная механическая характеристика ИД выпуклая, общий диапазон передаточных чисел находится из условий:

$$q_1 = \max_i \max_j q_{1ij}; \quad (2.17)$$

$$q_2 = \min_i \min_j q_{2ij}, \quad (2.18)$$

где j - номер аппроксимирующей прямой, а i - точка закона движения.

В результате получается общий диапазон передаточных чисел редуктора:
 $q_1 = 22,78; \quad q_2 = 153,04.$

Поиск оптимального передаточного числа редуктора

Поиск оптимального передаточного числа будет вестись по критерию, обеспечивающему минимум угла рассогласования привода (минимума амплитуды требуемого сигнала управления ИД ($q_{\text{опт } e}$)).

При поиске передаточного числа $q_{\text{опт } e}$ учитывается вид механических характеристик внутри пространства, ограниченного предельной механической характеристикой, а за расчётный вариант должен быть принят наиболее трудный для исполнительного механизма (ИМ) режим, которому соответствует $\min\left(\frac{q_2}{q_1}\right)$, так как соотношение $\frac{q_2}{q_1}$ характеризует избыточность мощности ИД. Принимая допущение, что механические характеристики ИД линейны и параллельны предельной механической характеристике, а также учитывая, что наиболее тяжёлым для отработки является режим с произвольным законом движения, оптимальное передаточное число $q_{\text{опт } e}$ находится с помощью выражения:

$$q_{\text{опт } e} = \sqrt{q_1 q_2}; \quad (2.19)$$

В результате получается: $q_{\text{опт } e} = \sqrt{22,7 \cdot 153,04} = 58,957$.

Полученное оптимальное передаточное число попадает в общий диапазон передаточных чисел, поэтому его можно принять за окончательный результат, рекомендуемый для дальнейших расчетов.

Для конструкторской проработки принято решение проектировать двухступенчатый редуктор на основе волновой передачи с телами качения, в котором передаточное число каждой ступени $q_{\text{ступ}} = 8$, таким образом общее передаточное число редуктора $q_{\text{ред}} = 64$, является близким к оптимальному.

2.5 Разработка трехмерной модели боковой ручки управления

Твердотельная модель устройства была разработана с целью создания конструкторской документации и определения конструктивных параметров, влияющих на динамику привода, таких как моменты инерции приводов каналов крена и тангажа.

Исходными данными при проектировании БРУ были требования, определенные в разделе 2.3.

Твердотельная модель БРУ была разработана в среде трехмерного моделирования Solidworks. Конструкция БРУ состоит из основания и двух приводов, каждый из которых включает в себя следующие функциональные элементы:

- Бесколлекторный электродвигатель с датчиком положения ротора;
- Двухступенчатый механический редуктор на основе волновой передачи с телами качения, причем в первой ступени выходным звеном является сепаратор, а во второй – жесткое колесо;
- Датчик обратной связи.

Внешний вид твердотельной модели БРУ и продольный разрез модели одного из электромеханических приводов приведены на Рисунках 2.4 и 2.5.

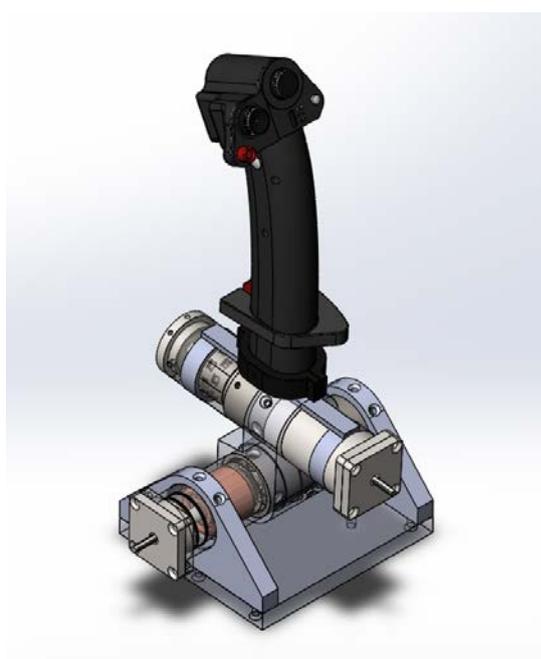


Рисунок 2.4 – Вид модели макета БРУ

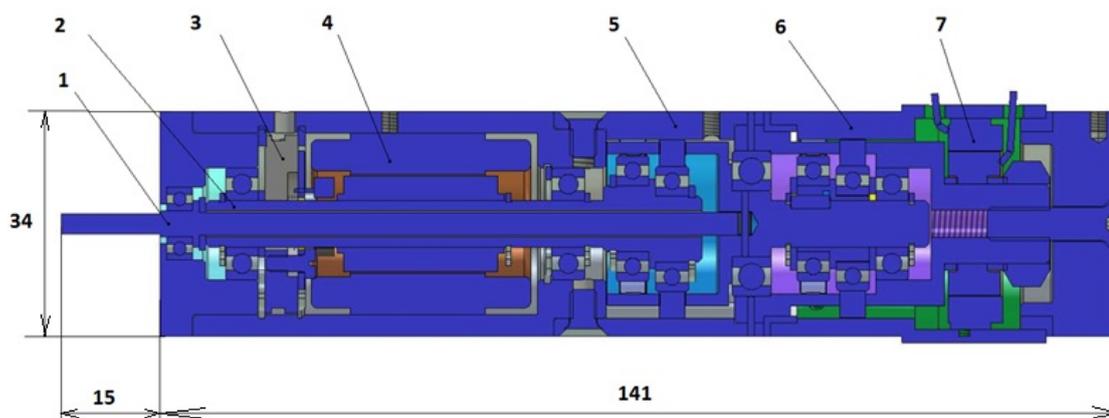


Рисунок 2.5 – Модель электромеханического привода БРУ:

1 - вал механической проводки, 2 - вал ведущий,
 3 - датчик положения ротора, 4 - электродвигатель, 5 - жесткое колесо
 1-й ступени (неподвижное), 6 - жесткое колесо 2-й ступени (выходное звено),
 7 - датчик углового положения

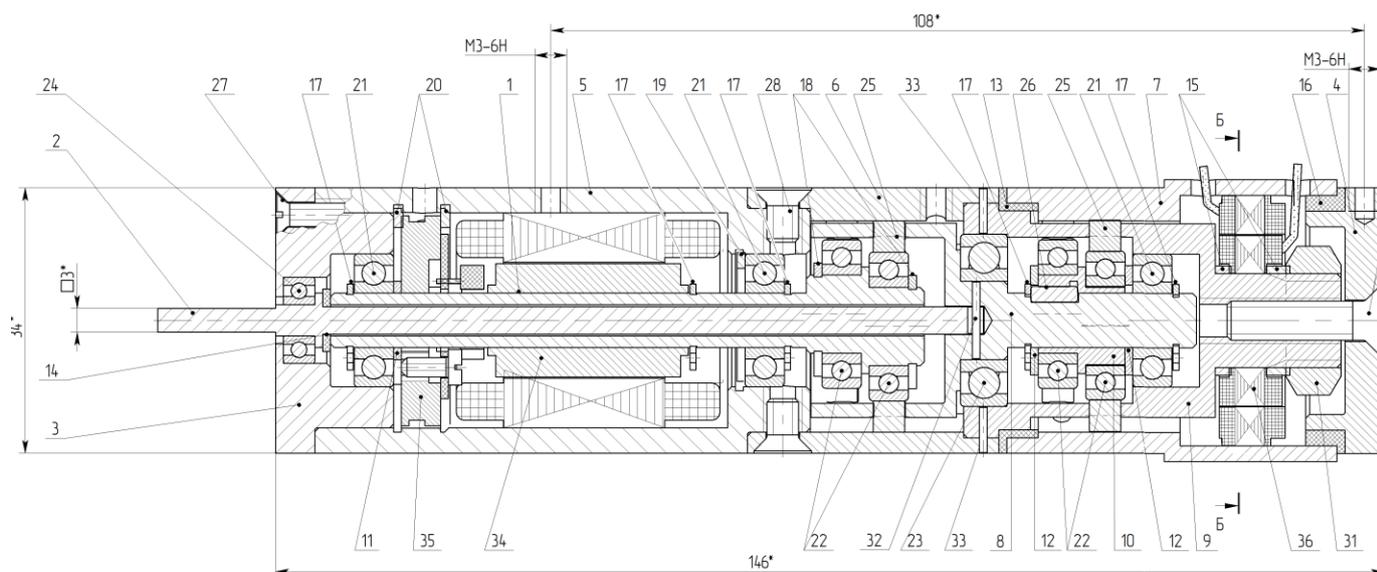


Рисунок 2.6 – Сборочный чертеж исполнительного механизма БРУ

Продольный разрез электромеханического силового мини-привода показан на Рисунке 2.6. Входным валом является ведущий вал 1, на котором установлен ротор электродвигателя 34. При вращении ротора электродвигателя 34, вал 1 через эксцентриковый волнообразователь, выполненный единым с валом 1 и тела качения 25 приводят в движение сепаратор первой ступени 8, который в свою очередь вращает жесткое колесо 7, передавая движение через

волнообразователь 10. Деталь 6 является неподвижной и одновременно играет роль жесткого колеса первой ступени редуктора и сепаратора второй ступени. Таким образом, выходным элементом электромеханического привода является жесткое колесо второй ступени редуктора 7. Через специальный кронштейн приводы соединяются так, что их оси образуют карданный шарнир, а к выходному звену верхнего привода (канала крена) крепится стержень рукоятки БРУ.

По твердотельной модели определены моменты инерции звеньев, влияющих на динамические характеристики, что показано на Рисунке 2.7.

– Момент инерции вала ведущего с ротором электродвигателя равен $1,97 \text{ кг} \cdot \text{мм}^2 = 1,97 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

– Момент инерции деталей при работе в канале крена равен $1,120 \text{ кг} \cdot \text{мм}^2 = 1,12 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

– Момент инерции деталей при работе в канале тангажа равен $5,411 \text{ кг} \cdot \text{мм}^2 = 5,4 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.



Рисунок 2.7 – Подвижные детали при работе БРУ

2.6 Выводы по главе 2

- Морфологический анализ конструктивно-кинематических схем построения активных БРУ показал, что построение активных БРУ, в которых используются электромеханические силовые мини-приводы вращательного действия с редуктором на основе волновой передачи с телами качения, расположенные на скрещивающихся прямых, образуя шарнир с двумя степенями свободы, позволит получить минимальные массогабаритные показатели.
- Описаны основные режимы функционирования БРУ, дана их алгоритмическая схема и рассмотрены возможности их реализации.
- Проведен анализ энергетических требований к приводам активной БРУ в различных режимах работы с учетом требований эргономики, на основании которых определены значения мощности электродвигателя и оптимальное передаточное число редуктора приводов БРУ.
- Разработана конструкция БРУ и ее трехмерная модель. По трехмерной модели определены моменты инерции подвижных деталей приводов крена и тангажа.

ГЛАВА 3. Математическое моделирование привода боковой ручки управления

3.1 Разработка математической модели привода боковой ручки управления

Разработка модели электродвигателя и механической части привода

Целью математического моделирования является отработка режимов работы и определение диапазона задающих воздействий на электроприводы, обеспечивающих различные законы изменения угла выходного звена и крутящего момента на выходном звене.

В рамках данной работы представляется целесообразным использовать средства, позволяющие автоматически создавать математическое описание механической части объекта с помощью импортирования разработанной твердотельной CAD-модели в среду математического моделирования пакета прикладных программ MATLAB и получать математическую модель, отражающую физические свойства объекта моделирования.

Программные средства MATLAB, а именно: среда имитационного моделирования Simulink, библиотека Simscape и специализированные пакеты SimMechanics и SimPowerSystems были использованы для разработки математической модели привода БРУ, общая структура которой представлена на Рисунке 3.1.

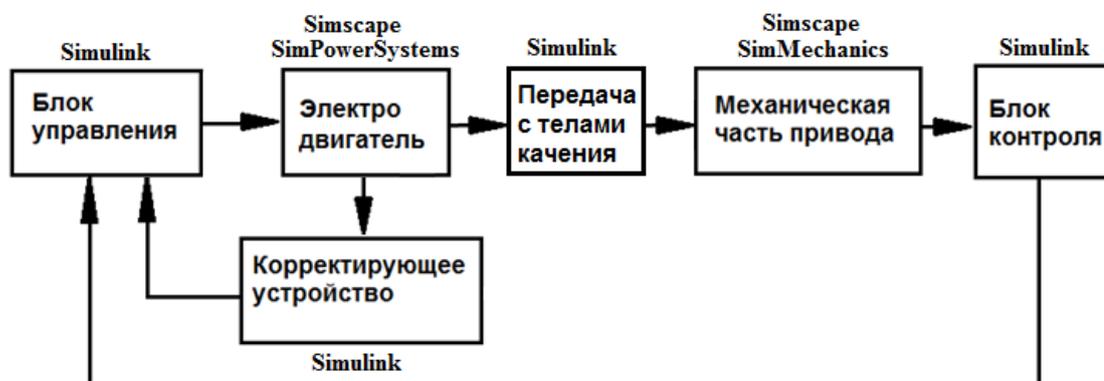


Рисунок 3.1 – Общая структура математической модели привода БРУ

Рассмотрим модель электромеханического привода подробно. В соответствующем блоке описывается электродвигатель 5ДБМ-28, параметры которого приведены в Таблице 2.3.

При разработке модели электродвигателя приняты следующие допущения:

- отсутствует насыщение магнитной цепи, потери в стали;
- обмотки статора абсолютно симметричны;
- индуктивность рассеивания не зависит от положения ротора в пространстве.

Данный электродвигатель реализован с помощью библиотеки SimPowerSystems. В его модель заложены свойства, учитывающие динамику электромотора и векторное управление с помощью широтно-импульсной модуляции (ШИМ).

Блок электродвигателя [38] содержит сам электродвигатель (Permanent Magnet Synchronous Machine), управляемый от усилителя (Universal Bridge), блок управления усилителем (ШИМ генератор), в котором реализуются зависимости:

$$u_A^* = u_d^* \cos\theta + u_q^* \sin\theta, \quad (3.1)$$

$$u_B^* = u_d^* \cos\theta \left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + u_q^* \sin\theta \left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right), \quad (3.2)$$

$$u_C^* = u_d^* \cos\theta \left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) + u_q^* \sin\theta \left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right), \quad (3.3)$$

где u_A^* , u_B^* и u_C^* - напряжения на соответствующих фазах ШИМ генератора, u_d и u_q - управляющие воздействия, соответствующие проекциям вектора напряжения на оси вращающейся системы координат, θ - угол поворота ротора.

В блоке Universal Bridge реализуется усиление входных сигналов в соответствии с уравнениями:

$$u_A = K_{cp} u_A^*, u_B = K_{cp} u_B^*, u_C = K_{cp} u_C^*, \quad (3.4)$$

$$u_B = K_{cp} u_B^*, u_C = K_{cp} u_C^*, u_A = K_{cp} u_A^*, \quad (3.5)$$

$$u_C = K_{cp} u_C^*, u_A = K_{cp} u_A^*, u_B = K_{cp} u_B^*, \quad (3.6)$$

где u_A , u_B и u_C - напряжения на соответствующих фазах вентильного двигателя, K_{cp} - коэффициент усиления.

На Рисунке 3.2 показаны векторы управления для создания вращающегося магнитного поля.

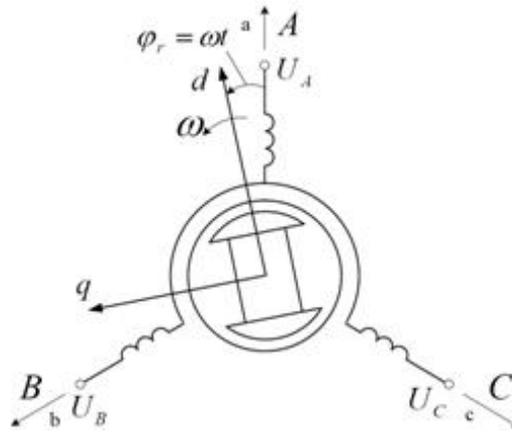


Рисунок 3.2 – Векторное управление электродвигателем

Модель электродвигателя показана на рисунке 3.3. Модель принимает от блока управления сигналы u_d и u_q , являющиеся входами ШИМ генератора, который управляет ключами усилителя двигателя.

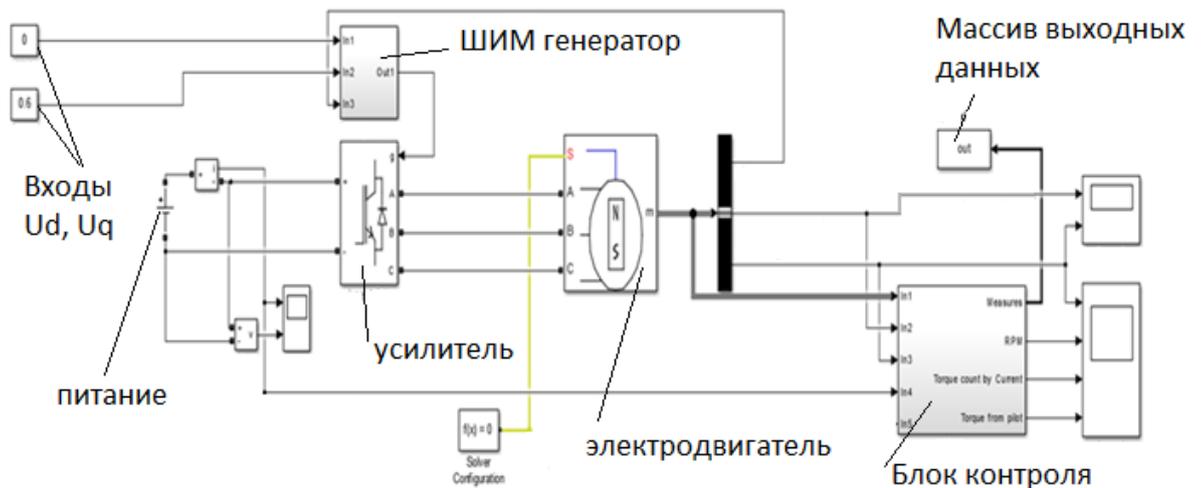


Рисунок 3.3 – Блок электродвигателя

Блок контроля параметров электродвигателя формирует массив данных, содержащий угол поворота ротора, скорость вращения, токи на фазах и развиваемый крутящий момент. Данные величины передаются в блок корректирующего устройства и в блок передачи с телами качения, математическая модель которой описывается с помощью дифференциальных уравнений, реализованных средствами Simulink [39; 40; 41].

Модель механической части привода показана на Рисунке 3.4. Она реализована в среде Simscare и представляет собой отображение деталей привода

полученных из твердотельной модели с сохранением их физических параметров и сопряжений между деталями привода.

Для деталей сохраняются свойства такие, как масса, момент инерции, геометрические размеры. В блоки механических сопряжений могут вводиться значения трения, состояние в начальный момент времени и управляющие сигналы от внешних источников: угол или крутящий момент. Каждая деталь имеет свою систему координат, в которой она построена. Совокупность отдельных деталей объединяется локальной системой координат объекта моделирования (механического редуктора), которая в свою очередь связана с общей системой координат привода.

Модель механической части имеет 2 входа: требуемый угол отклонения выходного звена и требуемый крутящий момент, приведенный к выходному валу. Таким образом, она позволяет управлять выходным звеном двумя способами:

- в автоматическом режиме, замыкая контур управления по положению выходного звена;
- в режиме ручного управления, замыкая контур управления по усилию (крутящему моменту), приложенному к выходному звену.

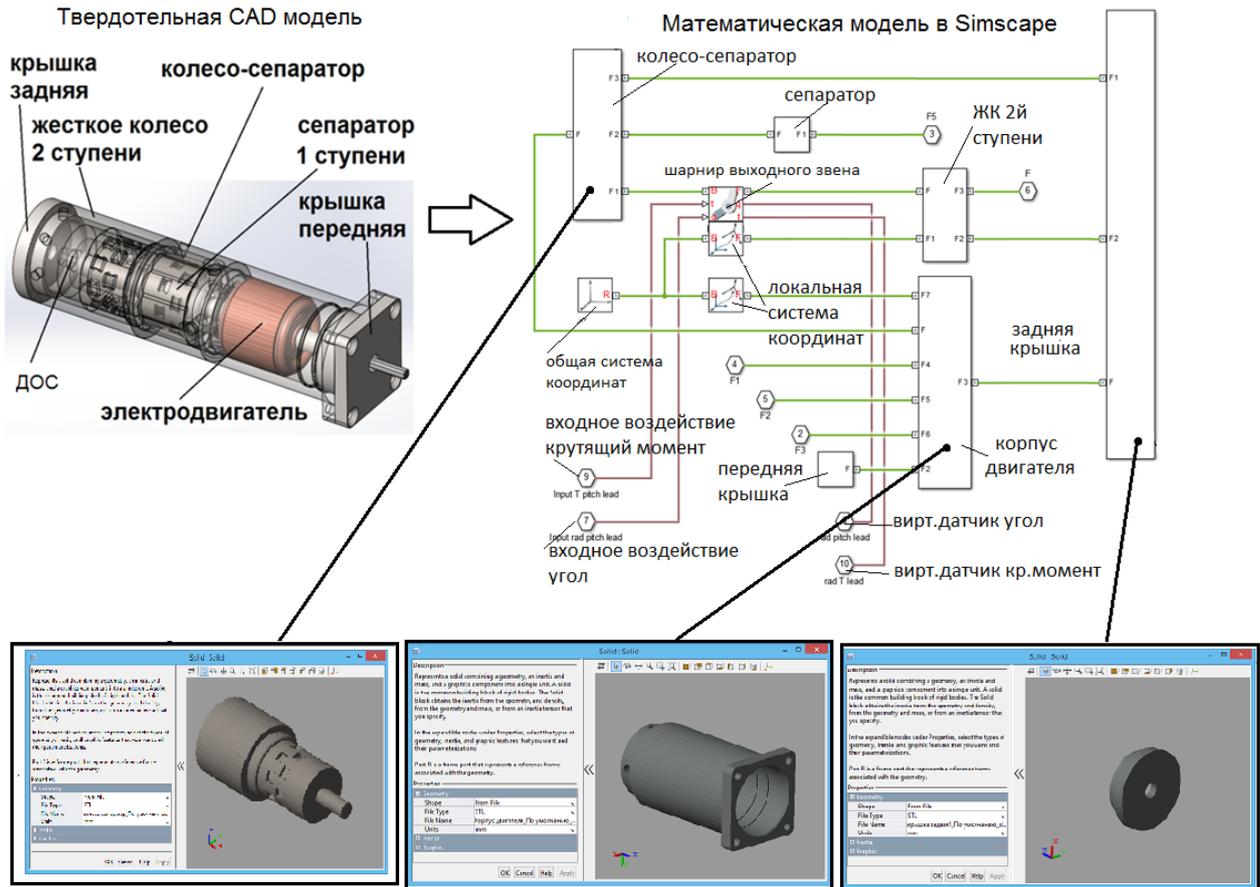


Рисунок 3.4 – Модель механической части привода

Управление выходным звеном в автоматическом режиме

Управляющим аргументом для управления электродвигателем является требуемый угол отклонения выходного звена, который формируется в блоке управления приводом и передается в блок электродвигателя. Сигнал, содержащий угол поворота ротора электродвигателя, поступает в модель волновой передачи с телами качения, где рассчитывается угол поворота выходного звена привода с учетом особенностей данной передачи [39], а рассчитанный угол поступает в модель механической части привода, где рассчитывается движение выходного звена с учетом моментов инерции конструкции.

Сигнал виртуального датчика положения выходного звена связан с блоком управления приводом, и эта связь образует контур обратной связи по положению. Данный режим управления имитирует работу привода в режиме автоматического управления.

Управление выходным звеном в ручном режиме

В «ручном» режиме управляющим сигналом для приводов БРУ является величина крутящего момента, приложенного непосредственно к выходному звену привода (рукоятке), формируемая внешним источником задающего воздействия (летчиком). В данном режиме электропривод стремится удерживать выходное звено в нейтральном положении, но, получая сигналы от виртуальных датчиков положения, скорости и усилия на выходном звене, блок управления приводом формирует такой закон изменения крутящего момента, чтобы при ручном отклонении выходного звена электропривод имитировал загрузочную пружину с требуемой характеристикой жесткости с учетом дополнительного демпфирования по скорости, описанного в п. 2.3.

Разработка корректирующего устройства привода БРУ

Для обеспечения требуемых частотных характеристик при работе в режиме автоматического управления в модель привода следует ввести корректирующее устройство, которое может быть реализовано с помощью частотных фильтров в прямой цепи управления, которые описываются апериодическим или колебательным звеньями. При этом корректирующее устройство должно иметь высокую чувствительность к сигналам управления приводом и обеспечивать малые амплитудно-фазовые искажения. Для решения указанной задачи был разработан компенсатор с использованием принципа инвариантности, который был описан академиком Б.Н. Петровым в 1961 году, а в 2001 году принцип был успешно реализован на новом технологическом уровне, с использованием современной вычислительной базы профессором кафедры № 702 МАИ С.А. Ермаковым [42; 43; 44].

Структура компенсатора показана на Рисунке 3.5. Для коррекции динамических свойств объекта вводится модельный канал, поэтому компенсаторы такого рода называют двухканальными.

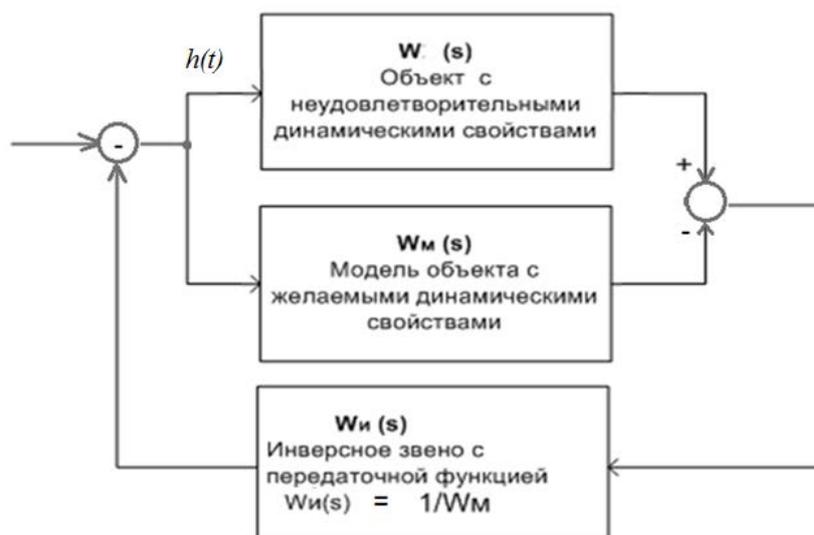


Рисунок 3.5 – Структура двухканального компенсатора

Для реализации принципа инвариантности, необходимо выполнение следующих условий:

Первое условие определяет соотношение между передаточными функциями двух звеньев структурной схемы – модельным звеном и инверсным.

$$W_{и}(s) = \frac{1}{W_{м}(s)} ; \quad (3.7)$$

где $W_{и}(s)$ - передаточная функция инверсного звена, $W_{м}(s)$ - передаточная функция модели объекта.

Второе условие вытекает из анализа реализуемости принципа инвариантности в исследуемой структурной схеме. Возможность компенсации внутренних возмущений в схеме обуславливается регулярностью функции, описывающей сигнал управления и коррекции $h(t)$. Сигнал $h(t)$, с одной стороны является сигналом рассогласования в системе, который обрабатывает исполнительный двигатель, а с другой стороны $h(t)$ – это корректирующий сигнал, который должен скомпенсировать внутренние возмущения в объекте коррекции. Регулярности функции $h(t)$ можно дать простое физическое объяснение. В силу того, что внутренние возмущения могут действовать непрерывно, и для их компенсации необходима непрерывность корректирующего сигнала, а так как сам привод содержит интегрирующие (или апериодические,

колебательные и т.п.) звенья, то для компенсации возмущений необходимо подавать корректирующий сигнал, содержащий соответствующие производные координат состояния привода, т.е. необходима дифференцируемость функции $h(t)$. Эти необходимые свойства функции $h(t)$ и определяют требование к ее регулярности.

Пусть передаточная функция объекта $W(s)$ и передаточная функция его модели $W_m(s)$ описываются полиномами в канонической форме:

$$W_m(s) = \frac{a_0 s^n + a_1 s^{n-1} + \dots + a_{n-1} s + a_n}{b_0 s^m + b_1 s^{m-1} + \dots + b_{m-1} s + 1}; \quad (3.8)$$

$$W(s) = \frac{\alpha_0 s^v + \alpha_1 s^{v-1} + \dots + \alpha_{v-1} s + \alpha_v}{\alpha_0 s^\mu + \alpha_1 s^{\mu-1} + \dots + \alpha_{\mu-1} s + 1}; \quad (3.9)$$

Для выполнения указанных условий регулярности $h(t)$ необходимо, чтобы выполнялось следующее неравенство:

$$m - n \geq \mu - (v + 1); \quad (3.10)$$

То есть порядок передаточной функции модели (приведенной к канонической форме) может быть меньше порядка передаточной функции объекта только на единицу. Принцип инвариантности применим для устойчивых или находящихся на границе устойчивости объектов.

Для моделирования использовалась структурная схема, показанная на Рисунке 3.6.

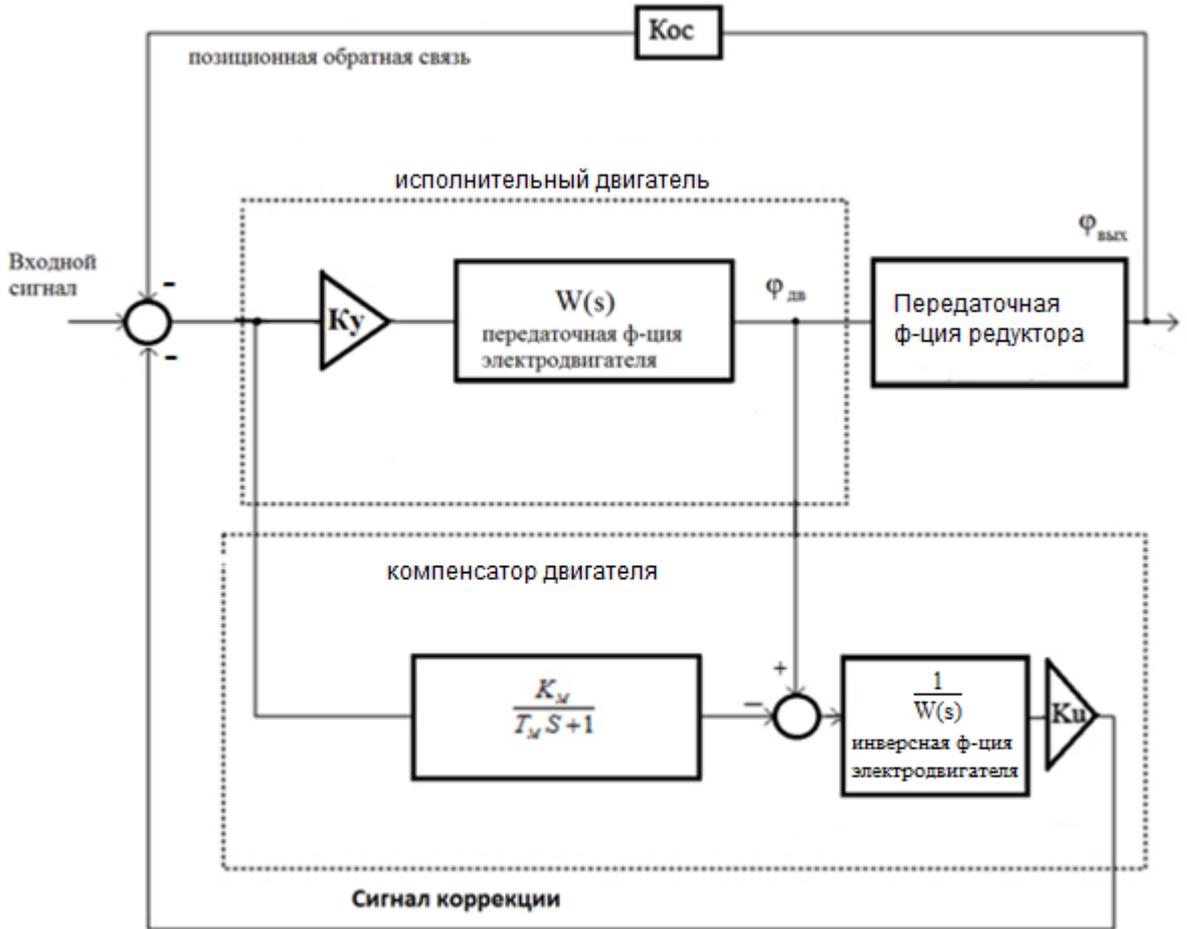


Рисунок 3.6 – Схема инвариантного компенсатора

Проведем эквивалентные структурные преобразования с целью получения общей эквивалентной передаточной функции двигателя с компенсатором:

$$W_{\text{э}}(s) = \frac{W_{\text{ДВ}}(s)}{1 + W_{\text{И}}(s)(W_{\text{ДВ}}(s) - W_{\text{М}}(s))}; \quad (3.11)$$

Для того чтобы система с такой структурой была инвариантна к внутренним возмущениям, необходимо (как было показано ранее) выполнение условия (3.7).

Подставив это выражение в передаточную функцию, получим следующее выражение для эквивалентной передаточной функции:

$$W_{\text{э}}(s) = \frac{W_{\text{ДВ}}(s)}{1 + \frac{1}{W_{\text{М}}(s)}(W_{\text{ДВ}}(s) - W_{\text{М}}(s))} = \frac{W_{\text{ДВ}}(s)}{1 + \frac{W_{\text{ДВ}}(s)}{W_{\text{М}}(s)} - 1} = W_{\text{М}}(s); \quad (3.12)$$

Физический смысл воздействия компенсатора на динамические свойства объекта коррекции заключается в следующем: задавая желаемые динамические свойства модели объекта управления и производя корректировку параметров инверсного звена, можно влиять на частотные характеристики всего привода и увеличивать стабильность его работы при изменении внутренних и внешних параметров. То есть модель «навязывает» свои динамические свойства объекту управления.

3.2 Результаты математического моделирования привода боковой ручки управления

Режим работы привода при автоматическом управлении с различными способами коррекции

По разработанной модели привода, описанной в п.3.1, проводился анализ динамических характеристик разомкнутого и замкнутого привода с учетом влияния корректирующего устройства. Блок управления приводом формировал закон изменения угла выходного звена в виде гармонического сигнала. Требуемый угол отклонения сравнивался с текущим углом отклонения выходного звена в диапазоне частот $10^{-1} \div 10^2$ Гц.

На Рисунке 3.7 показаны характеристики при коррекции с помощью апериодического звена при значениях постоянной времени $T=0,1 \div 0,25$ с.

На Рисунке 3.8 показаны характеристики при коррекции с помощью колебательного звена при значениях $T=0,1 \div 0,5$ с и показателе декремента затухания $\xi=0,6$.

На Рисунке 3.9 показано влияние инвариантного компенсатора на характеристики привода при значениях $K_u = 0,33 \div 1$.

На Рисунке 3.10 показаны частотные характеристики при одновременном введении рассмотренных выше корректирующих устройств.

По характеристикам видно, что колебательное звено в прямой цепи оказывает существенное подавление амплитуды, начиная с частоты ~ 10 Гц, т.к.

наклон амплитудной характеристики на этой частоте на 20дБ/дек больше по сравнению с приводом без данного фильтрующего звена.

Инвариантный компенсатор существенно ослабляет амплитуду на частотах от 3 до 30 Гц, а на более высоких частотах приближается к исходной характеристике привода без фильтрующих звеньев.

Исходя из результатов частотного анализа, можно сделать вывод, что использование инвариантного компенсатора является целесообразным, т.к. в этом случае будут более эффективно подавляться частоты, нежелательные для управления.

Комбинированное применение рассмотренных фильтров дает наиболее эффективный результат: в области частот до 6 Гц ЛАФЧХ практически повторяет характеристику привода с инвариантным компенсатором, а на частотах выше 10 Гц имеет наклон на 20дБ/дек больший, т.к. действует колебательное звено в цепи ошибки. При этом фазовый сдвиг не превышающий -20° на частоте 1Гц и амплитудный подъем, не превышающий 1,5 дБ, являются допустимыми для управления.

Таким образом, с применением различных видов корректирующих устройств ширина полосы пропускания привода уменьшилась с 6 до 2 Гц.

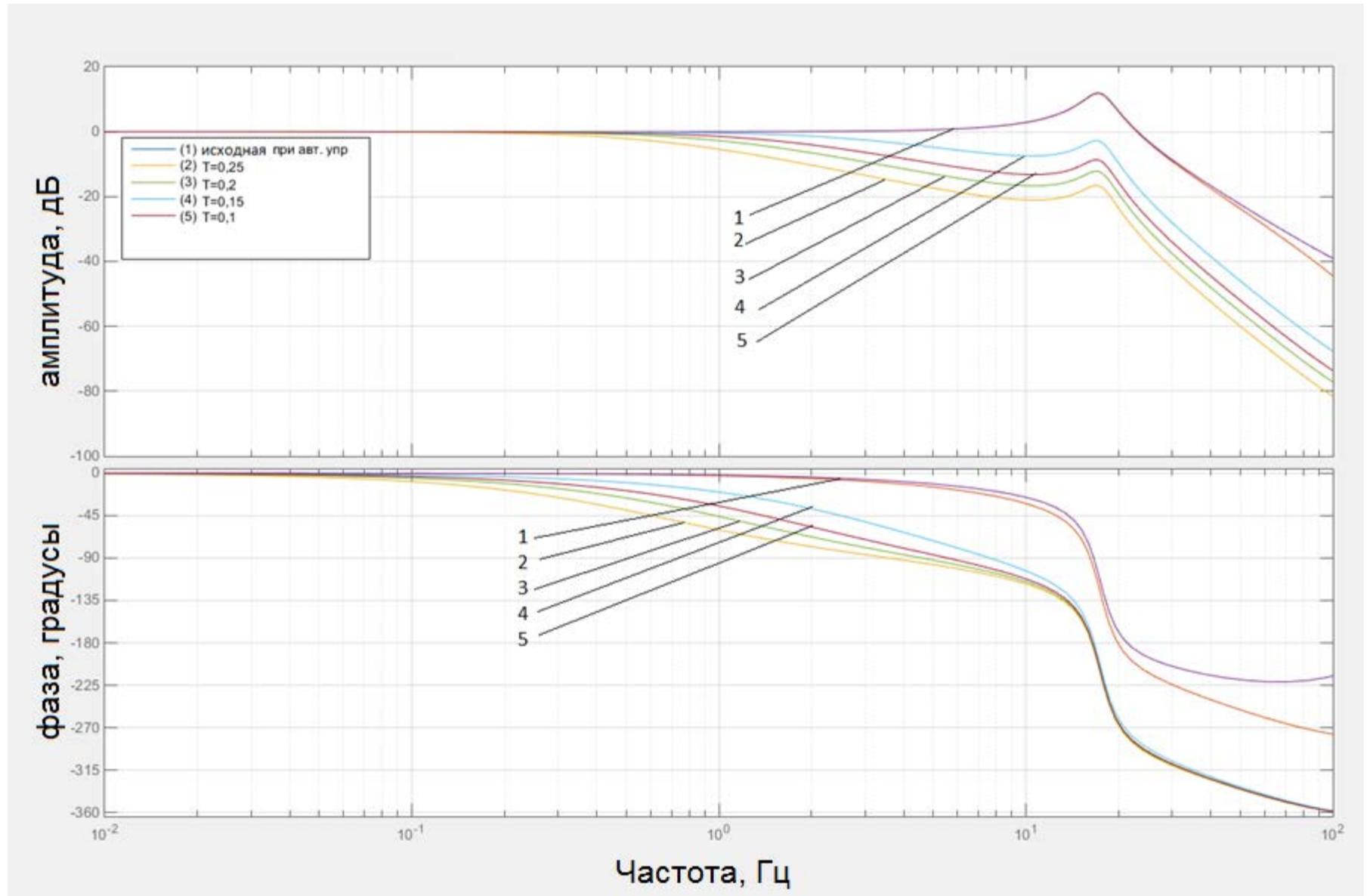


Рисунок 3.7 – Частотные характеристики привода БРУ с коррекцией с помощью аperiodического звена

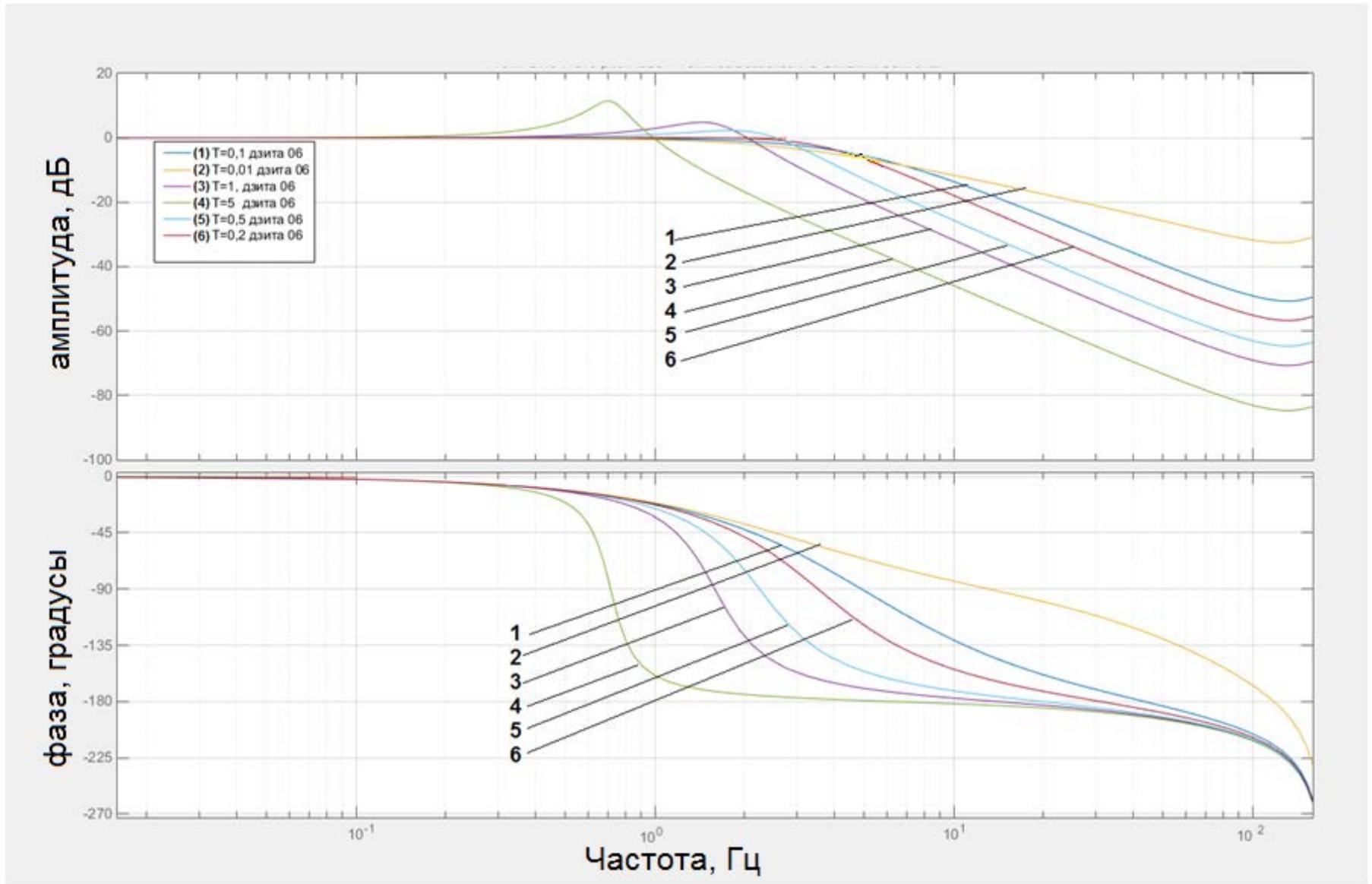


Рисунок 3.8 – Частотные характеристики привода БРУ с коррекцией с помощью колебательного звена

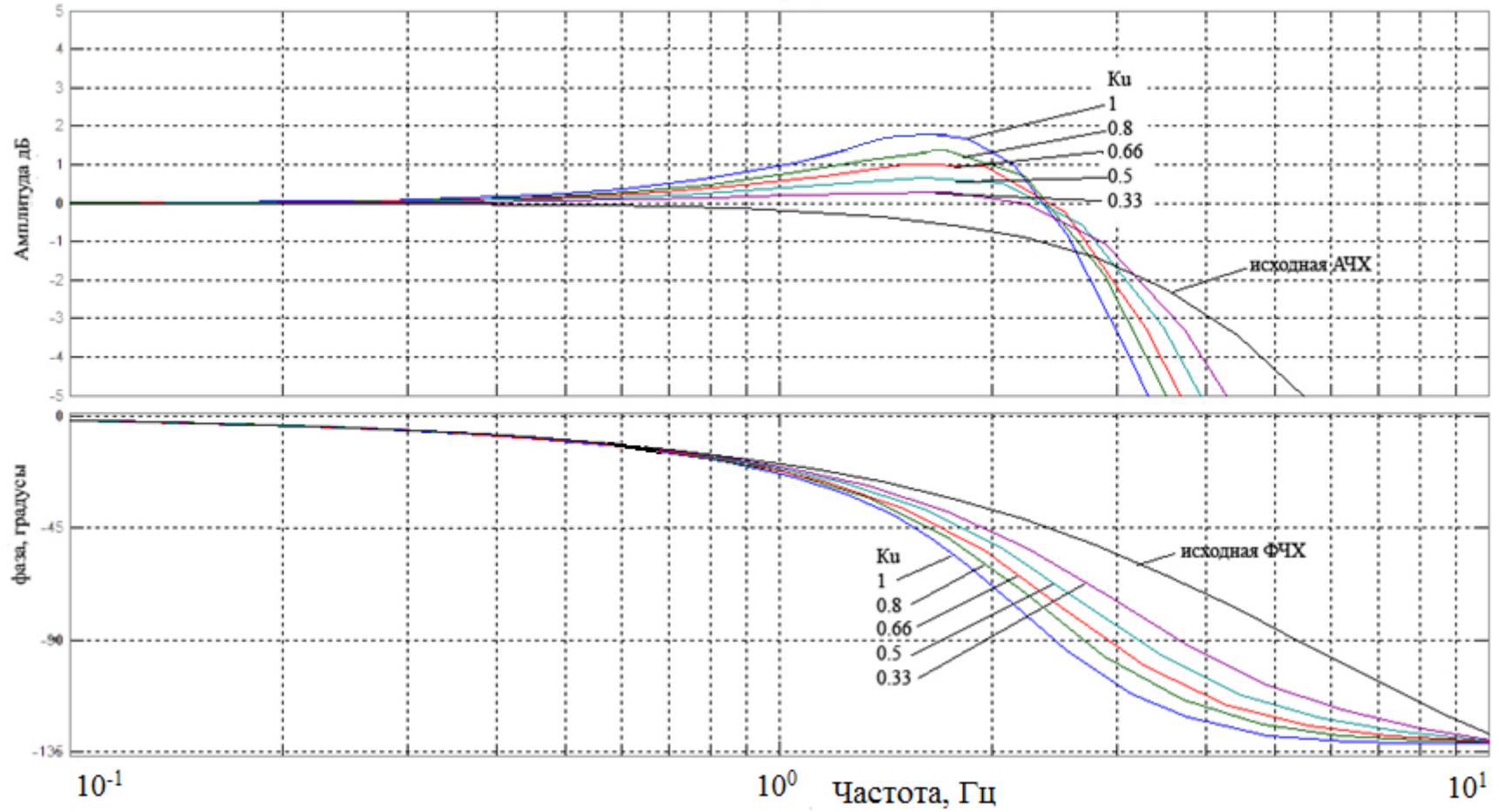


Рисунок 3.9 – Частотные характеристики при различных значениях K_u инвариантного компенсатора

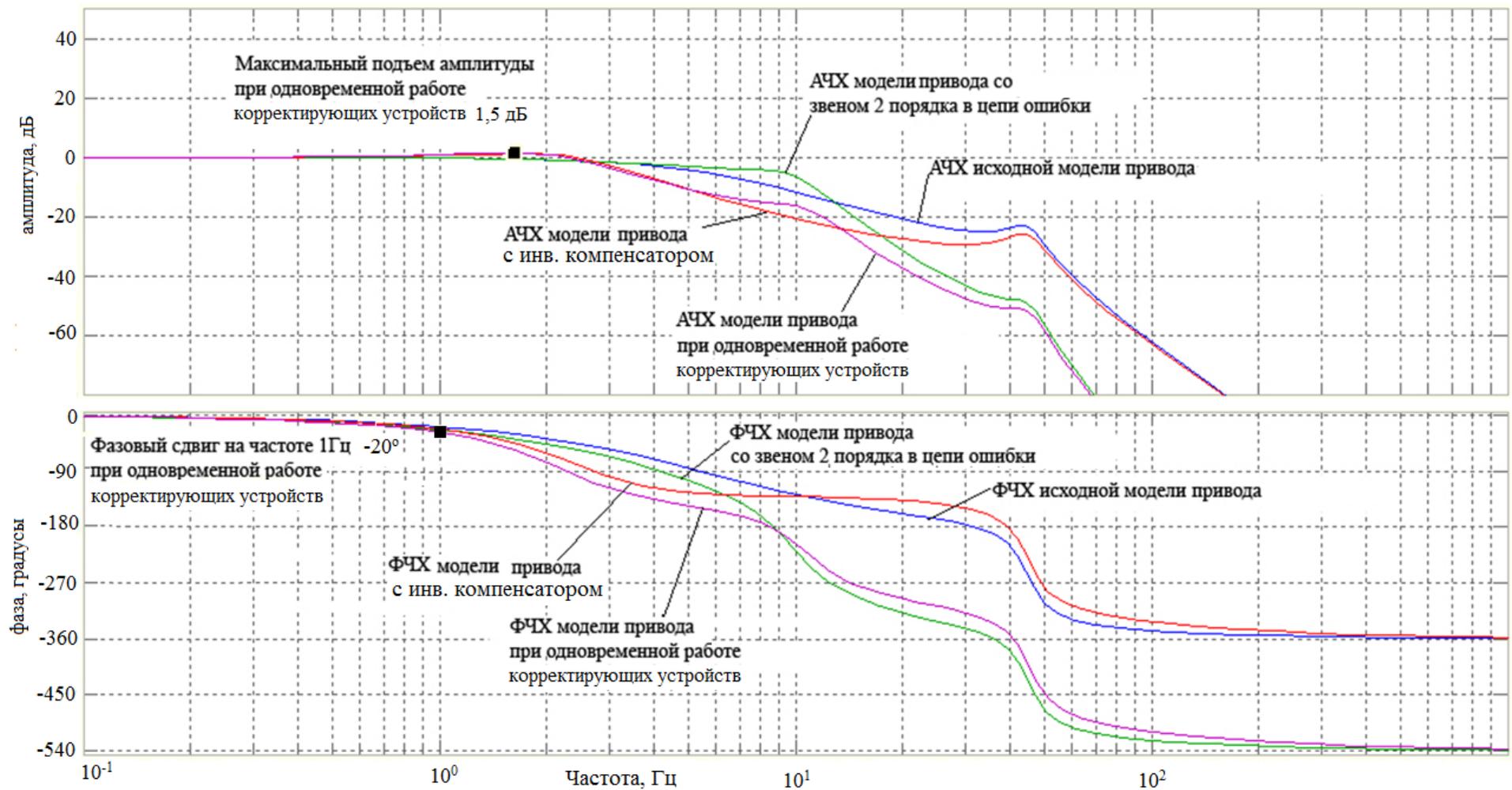


Рисунок 3.10 – Частотные характеристики при одновременной работе корректирующих устройств

Механические характеристики привода с различной коррекцией показаны на Рисунке 3.11.

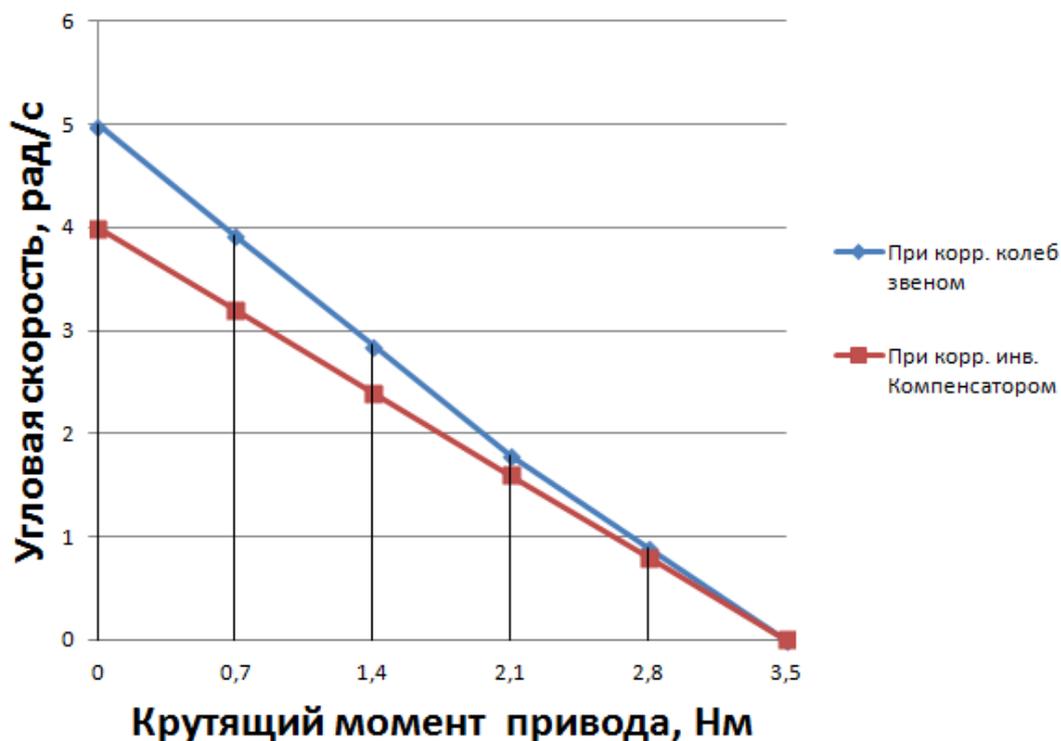


Рисунок 3.11 – Механические характеристики привода БРУ при влиянии корректирующих устройств

Из характеристик видно, что максимальная скорость поворота выходного звена привода ограничивается до 4 рад/с при коррекции с помощью инвариантного компенсатора и до 5 рад/с при коррекции звеном 2 порядка.

Режим работы привода при «ручном» управлении

С помощью частотного анализа привод был исследован на устойчивость в режиме «ручного» управления выходным звеном, при котором контур управления замкнут по усилию (крутящему моменту). Характеристики демпфирования приведены на Рисунке 3.12.

В результате исследования получены частотные характеристики, которые показаны на Рисунке 3.13. Из характеристик видно, что без демпфирования по скорости привод имеет большой подъем амплитуды в диапазоне частот 4-20Гц. Введение демпфирования, прямо пропорционального скорости отклонения

выходного звена, позволило избавиться от резонанса без потери ширины полосы пропускания привода, а двойное или нелинейное демпфирование уменьшило ширину полосы пропускания. Из этого можно сделать вывод о том, что введение нелинейного демпфирования является ограничителем частот, эквивалентного частотному фильтру в прямой цепи управления.

Реакция системы на ступенчатое входное воздействие показана на Рисунке 3.14, из которого видно, что время переходного процесса рукоятки без демпфера составляет 0,1 с, а время переходного процесса системы с демпфированием по скорости приближается к 0,3 с, что свидетельствует о том, что резкий рывок рукоятки будет погашен с помощью привода, работающего в режиме «пружина с демпфером».

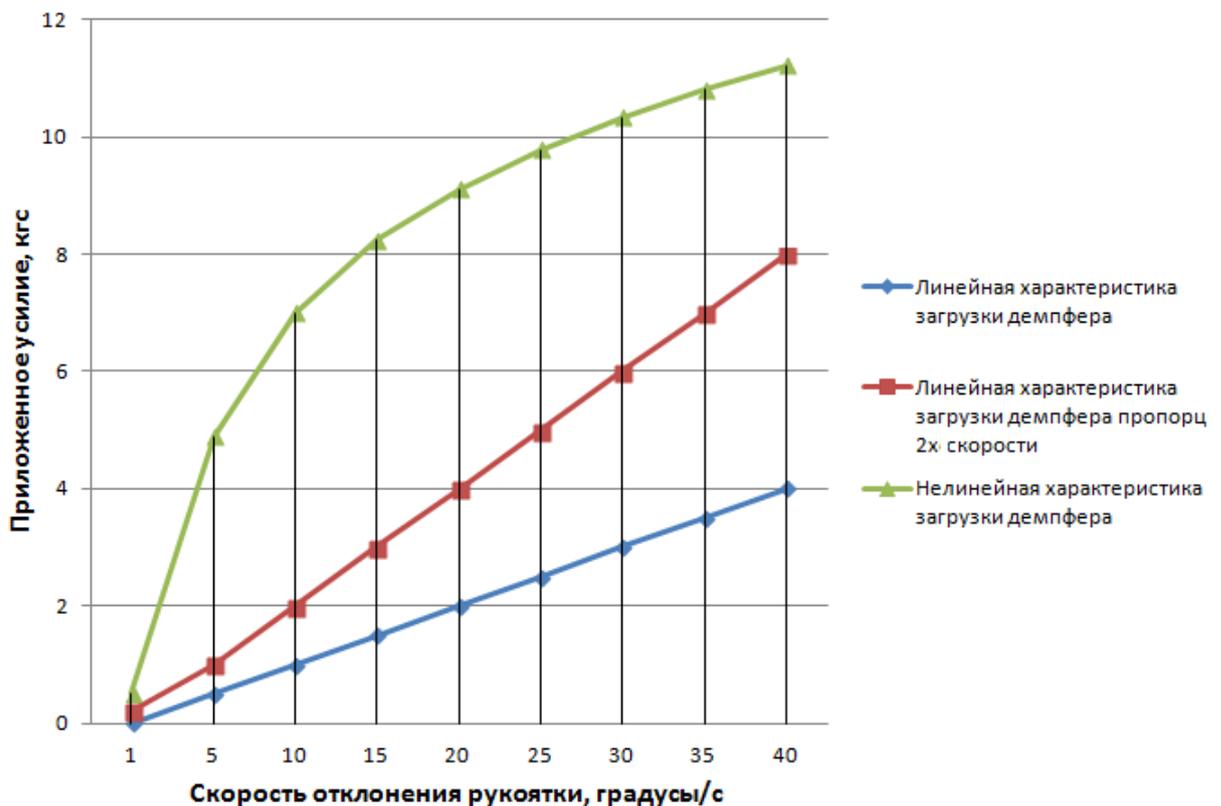


Рисунок 3.12 – Характеристики демпферов привода БРУ

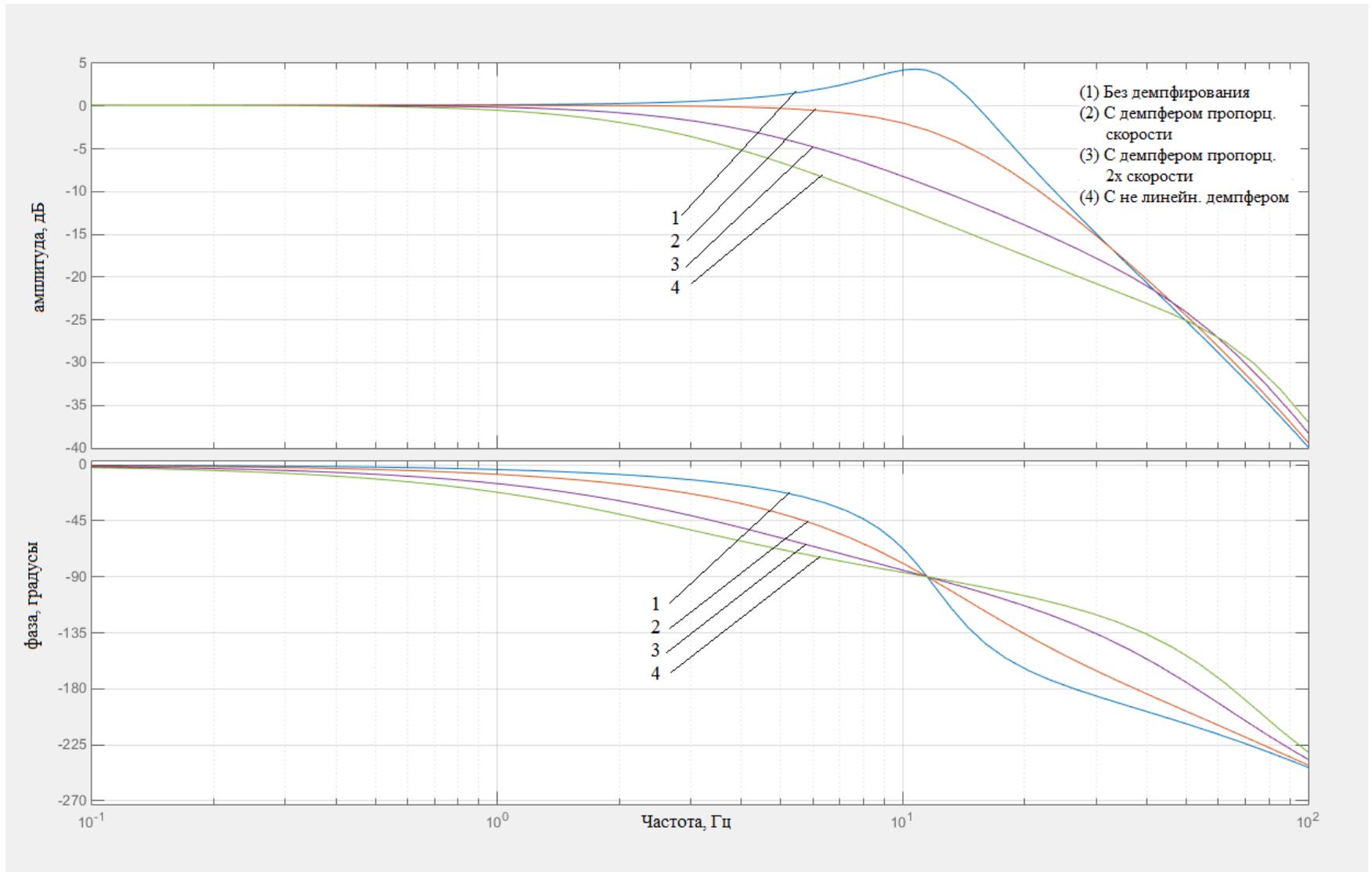


Рисунок 3.13 – Частотные характеристики привода при замыкании контура управления по крутящему моменту

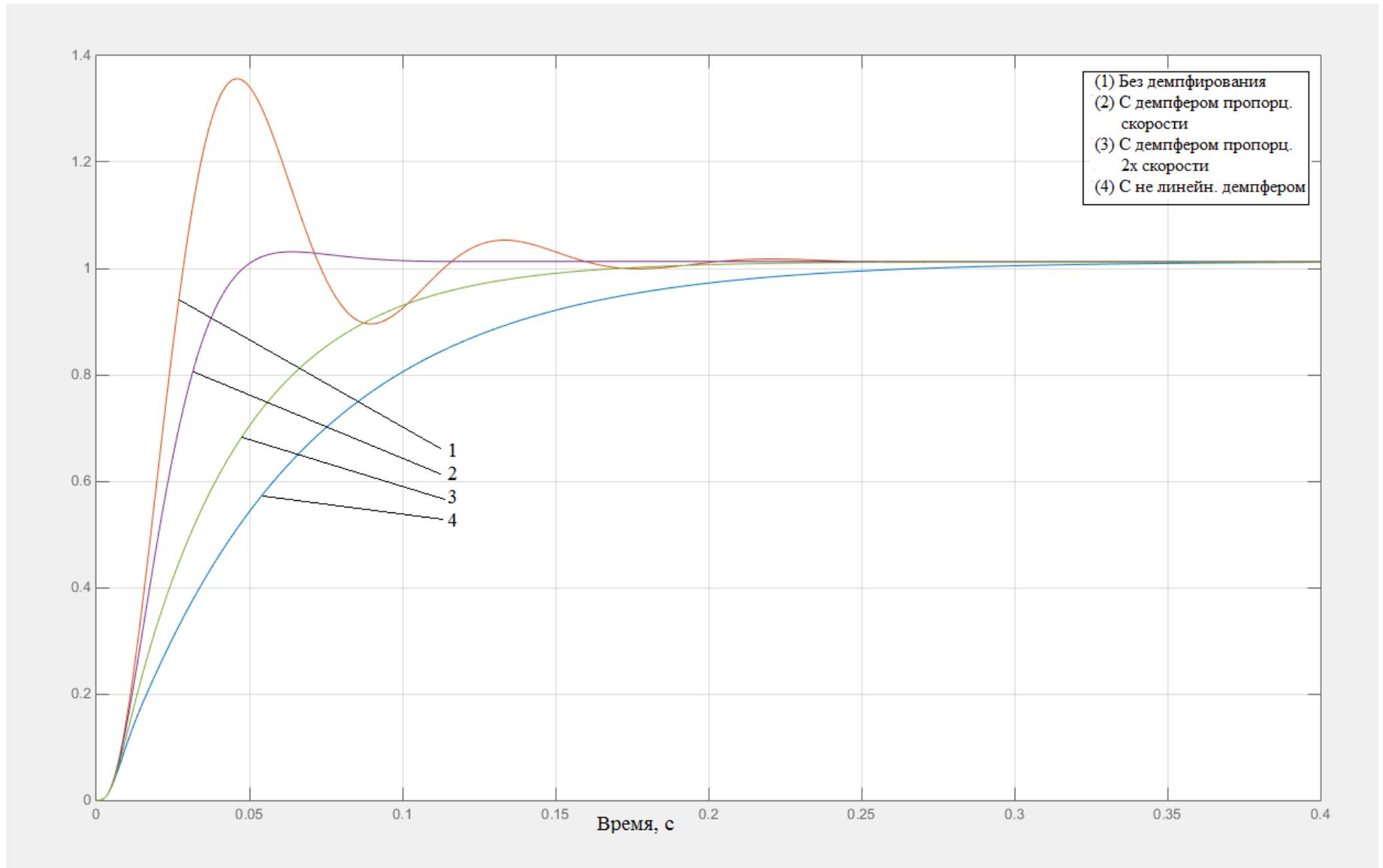


Рисунок 3.14 – Реакция привода на ступенчатое входное воздействие при ручном управлении

3.3 Выводы по главе 3

- Разработана математическая модель электромеханического привода БРУ с использованием пакета прикладных программ MATLAB. Электродвигатель описан средствами SimPowerSystems, модель механической части в среде Simscape с помощью пакета SimMechanics, а модели блоков управления и контроля средствами Simulink.
- Разработанная математическая модель позволила исследовать режимы работы привода БРУ при автоматическом и при ручном управлении.
- Анализ частотных характеристик, полученных в результате моделирования, позволил скорректировать контуры управления, как при автоматическом, так и при ручном управлении. Для автоматического управления исследовались способы коррекции с помощью апериодического и колебательного звеньев с различными параметрами, и был разработан инвариантный компенсатор. Для ручного управления исследовались способы восстановления устойчивости системы без потери быстродействия. Установлено, что введение демпфирования при ручном управлении является ограничителем частот, эквивалентным корректирующему устройству при автоматическом управлении.
- В результате математического моделирования выявлено, что для работы системы в режиме автоматического управления необходимо уменьшение ширины полосы пропускания с помощью корректирующего устройства - частотного фильтра, а для устойчивой работы без потери быстродействия в «ручном» режиме необходимо демпфирование пропорциональное скорости.

ГЛАВА 4. Математическое моделирование боковой ручки управления

4.1 Математическое моделирование работы одной боковой ручки управления

Разработка математической модели

Данная модель получена с помощью экспортирования твердотельной модели макета БРУ в среду Simscape, а описание модели отдельного привода дано в главе 3. Общий вид модели БРУ показан на Рисунке 4.1.

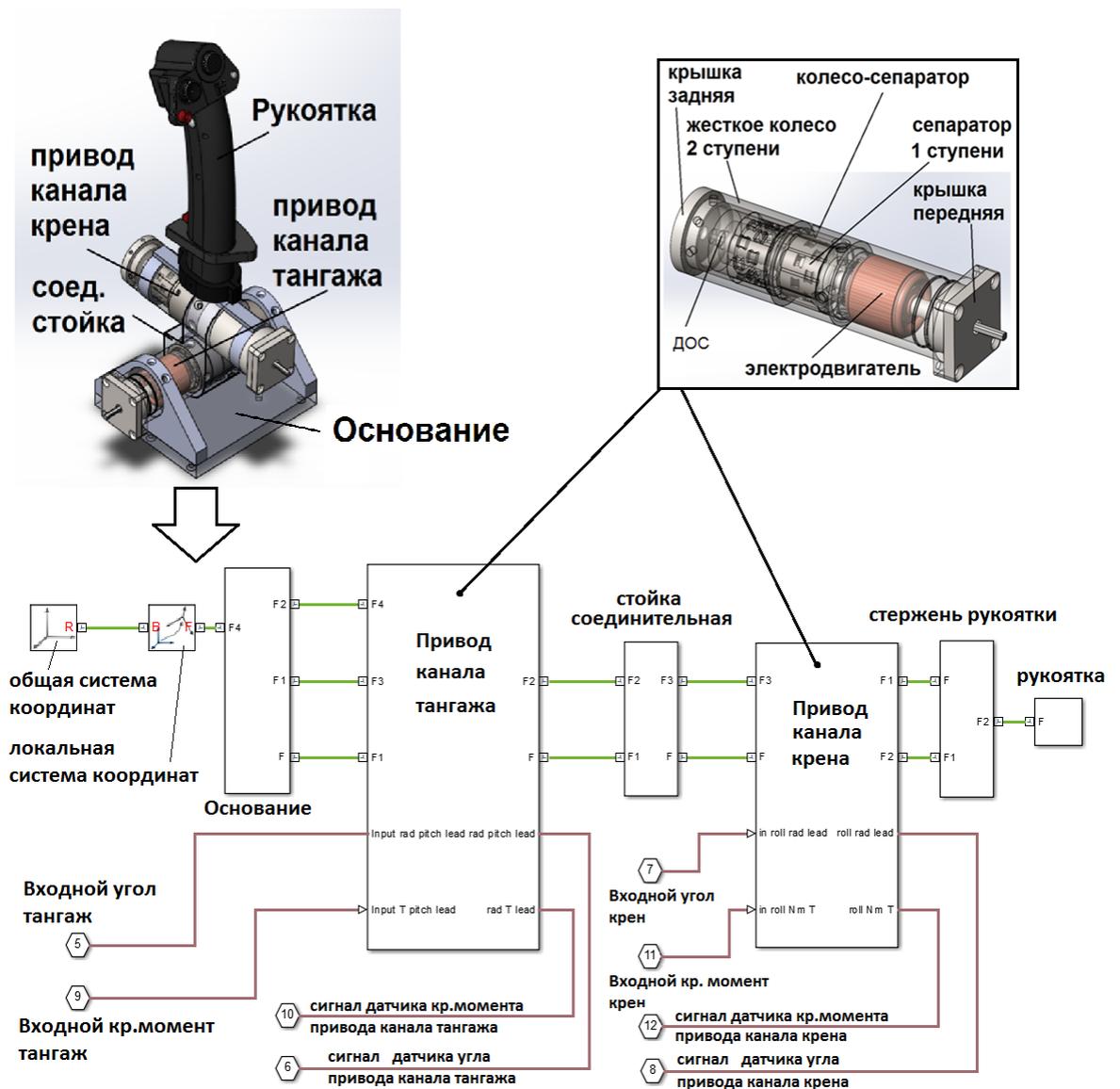


Рисунок 4.1 – Общий вид математической модели БРУ

Макет БРУ имеет разные длины рычагов для каналов крена и тангажа. В соответствии с твердотельной моделью длина рычага привода канала крена составляет 110 мм, а длина рычага привода канала тангажа – 145 мм. Соответственно, для привода канала крена приведенный момент инерции составляет $1,12 \cdot 10^{-3}$ кг·м², а для привода канала тангажа – $5,4 \cdot 10^{-3}$ кг·м², т.е. в 5 раз больше в силу того, что привод канала крена имеет массу 0,8 кг и закреплен на выходном звене привода канала тангажа, и его масса вносит большой вклад в инерционную составляющую движения.

Модель БРУ в среде Simscape имеет неподвижную (общую) систему координат, связанную с неподвижной частью макета (основанием), и локальную (подвижную) систему координат, связанную с исполнительными механизмами. Системы координат необходимы для корректного расчета и графического отображения работы БРУ.

Блоки приводов могут получать от внешнего блока управления закон изменения угла выходного звена (рукоятки) или закон изменения крутящего момента на выходном звене. То есть в модели реализовано два вида управляющих воздействий:

- с помощью электроприводов;
- «вручную», прикладывая крутящий момент к рукоятке;

Данные способы управления описаны в п. 3.1, а ниже следуют результаты исследования, цель которого определить взаимное влияние каналов управления.

Результаты моделирования при автоматическом управлении

В результате моделирования приводной системы БРУ были получены характеристики, показанные на Рисунке 4.2. Моделирование выявило, что нескорректированная система имеет амплитудный подъем на частотах 6-20 Гц. Для снижения его влияния в контур управления было введено корректирующее устройство, описанное в п. 3.1, параметры которого были подобраны таким образом, чтобы ширина полосы пропускания системы была не более 2 Гц. Ширина полосы пропускания выбрана равной 2 Гц, т.к. превышение этого значения соответствует угловой скорости движения рукоятки при резком

рывке летчиком. Таким образом, с помощью корректирующего устройства была получена устойчивая система, способная отработать резкое изменение угла поворота рукоятки. Моделирование выявило, что ограничивать полосу пропускания лучше с использованием инвариантного компенсатора, т.к. его влияние вносит меньшие амплитудно-фазовые искажения.

Реакция исходной и скорректированной системы на ступенчатый входной сигнал показана на Рисунке 4.3, из которого видно, что время переходного процесса скорректированных приводов крена и тангажа равно 0,4 и 0,6 с соответственно.

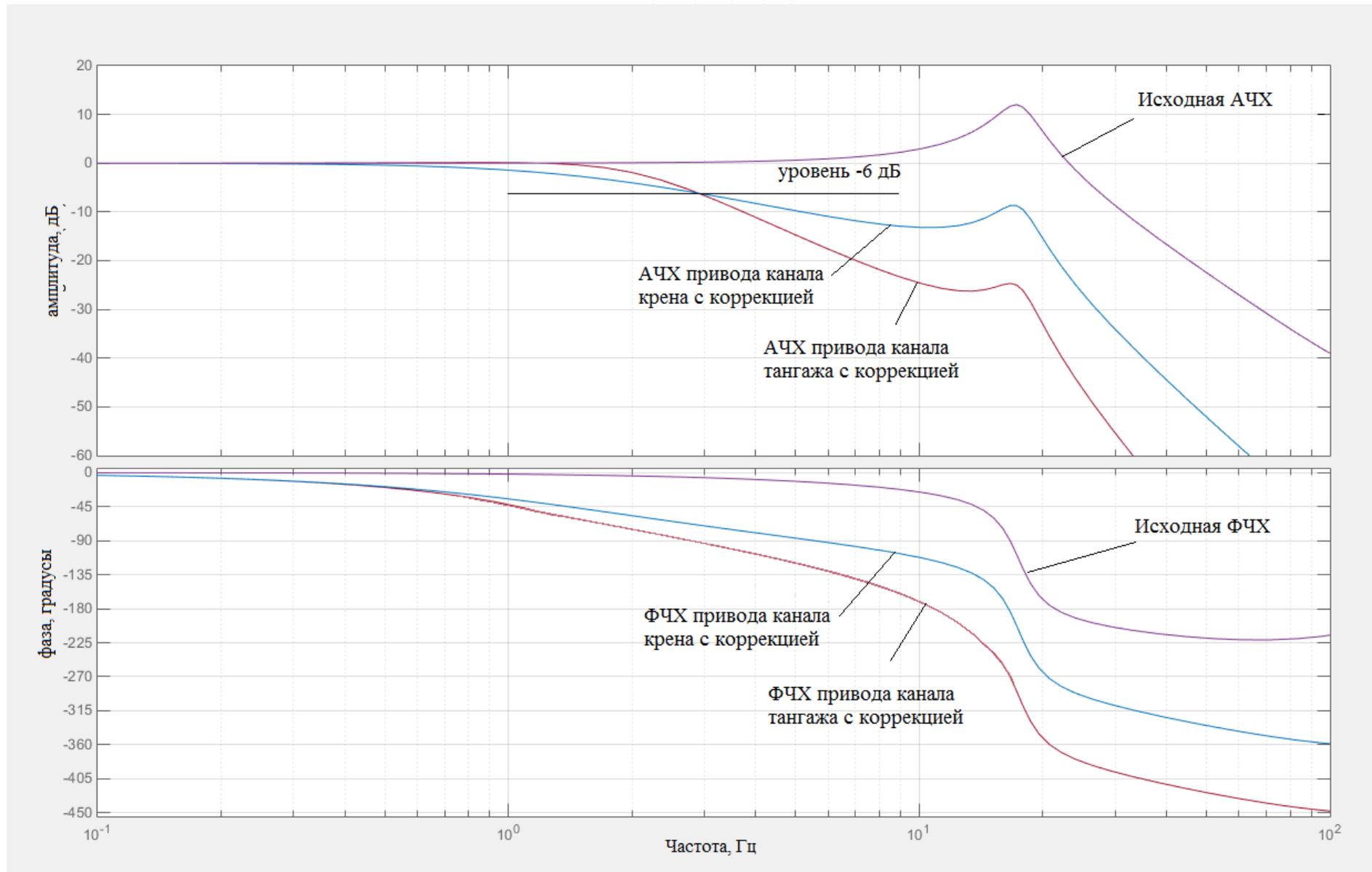


Рисунок 4.2 – Частотные характеристики приводов крена и тангажа БРУ

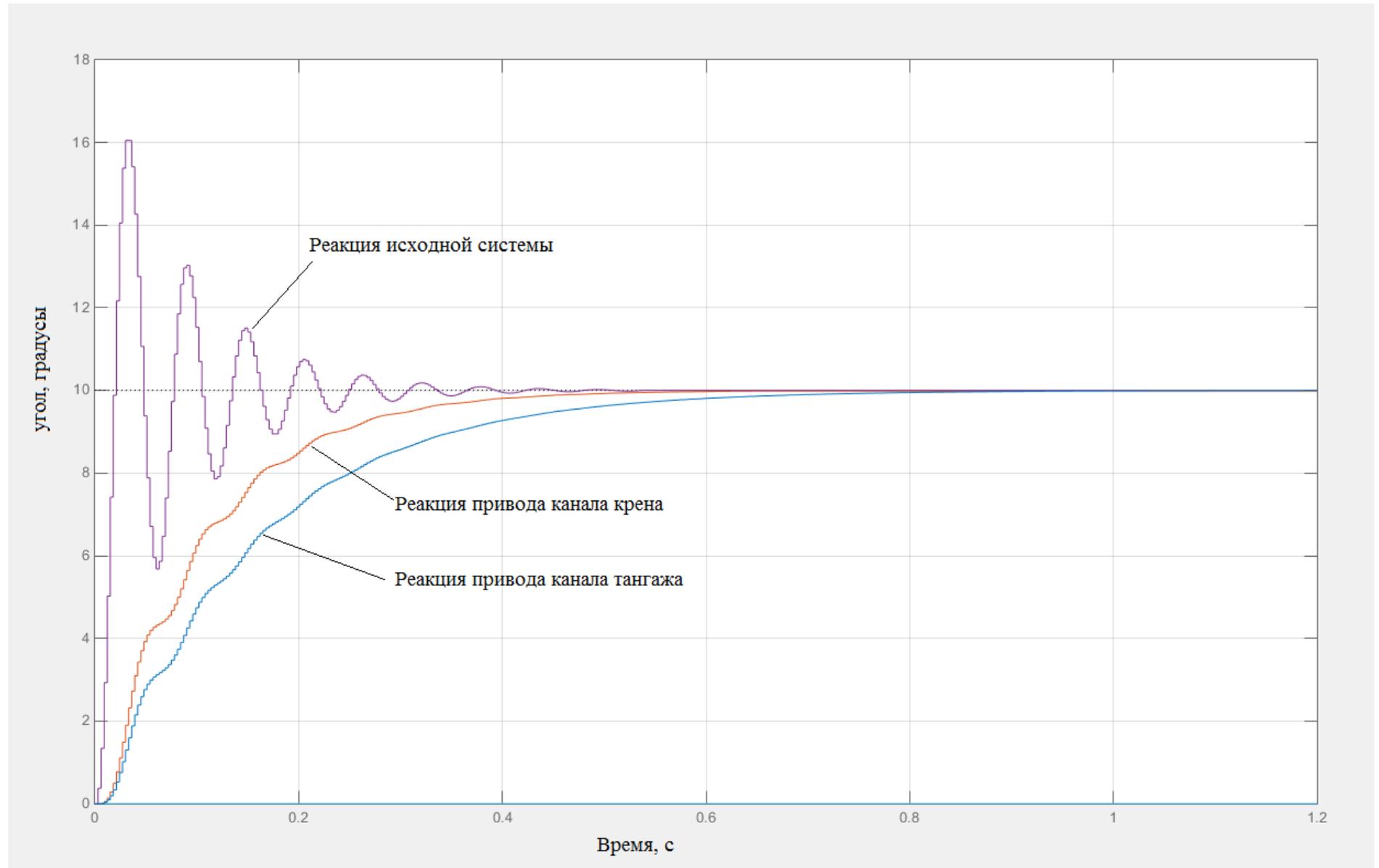


Рисунок 4.3 – Реакция приводов крена и тангажа БРУ на ступенчатое входное воздействие

Результаты моделирования при «ручном» управлении

При работе в ручном режиме были определены частотные характеристики приводов каналов крена и тангажа в «ручном» режиме управления с демпфированием, описание которого дано в п. 3.2.

В данном режиме было исследовано влияние «эффекта присоединенной массы» на частотные характеристики и переходные процессы БРУ. Для этого в свойствах модели рукоятки к её массе, равной 0,5 кг, было добавлено 2,5 кг, что соответствует массе человеческой руки (кисть и предплечье) [21, 35]. Данное допущение имитирует руку пилота, которая держится за рукоятку, соответственно, общая масса подвижных элементов составляет 3 кг и сказывается на динамических характеристиках БРУ. Окно свойств объекта показано на Рисунке 4.4.

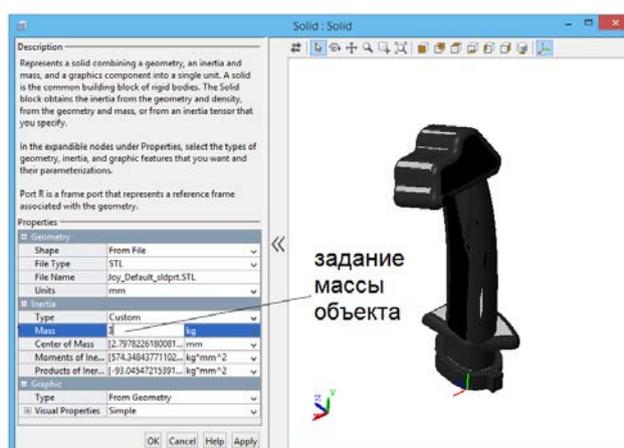


Рисунок 4.4 – Окно свойств рукоятки БРУ

Частотные характеристики для различных коэффициентов демпфирования и массы рукоятки приведены на Рисунке 4.5, переходные процессы – на Рисунке 4.6.

В результате моделирования было выявлено, что наибольшее соответствие требованиям к динамическим характеристикам БРУ достигается при использовании демпфера с линейной характеристикой при значениях коэффициентов демпфирования 6 Н·м·рад/с для канала тангажа и 5 Н·м·рад/с для канала крена, ограничении полосы пропускания до 2 Гц, а переходные процессы характеризуются отсутствием колебательности и соответствуют требованиям по быстродействию.

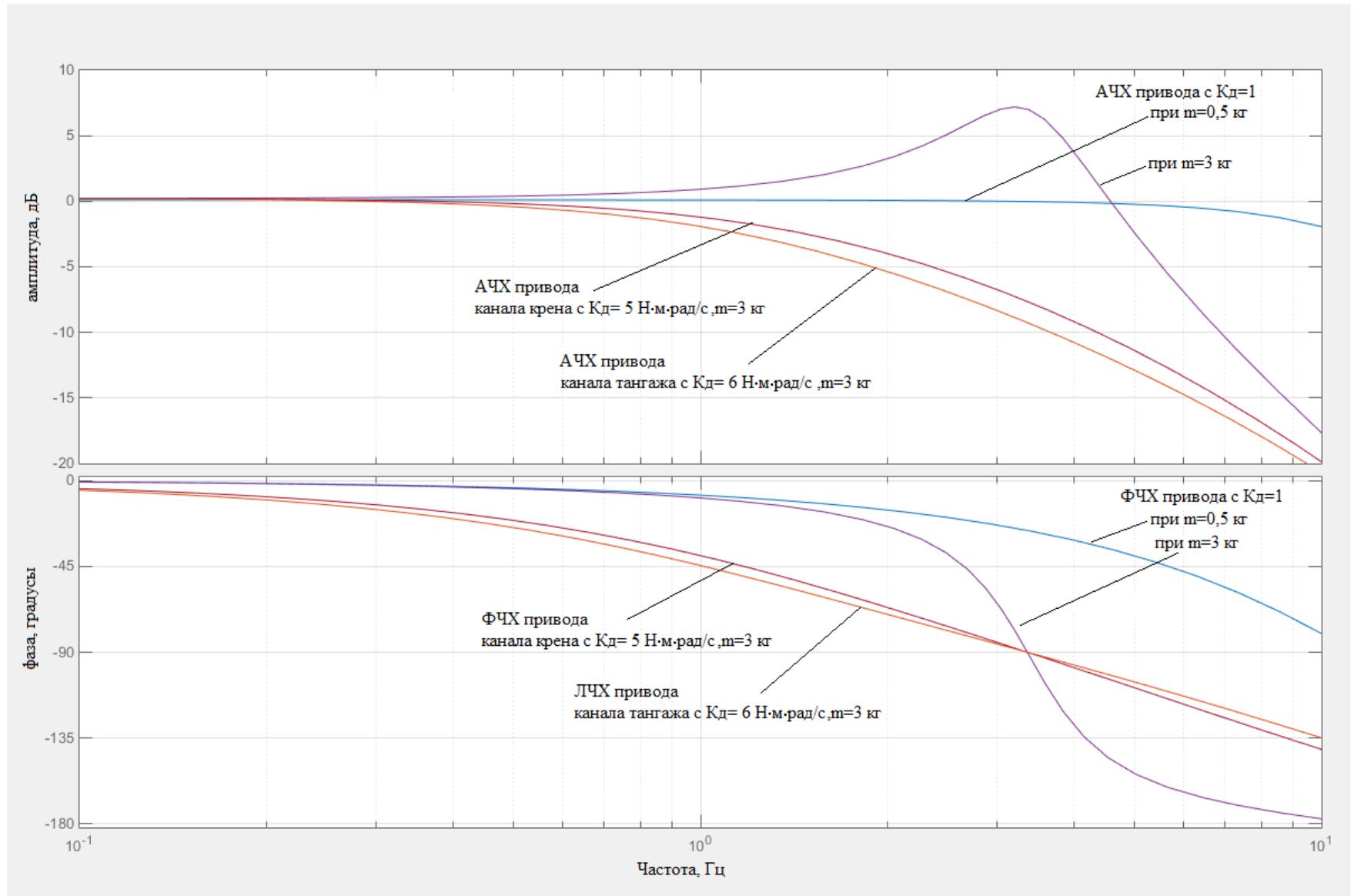


Рисунок 4.5 – Частотные характеристики приводов БРУ с учетом влияния «эффекта присоединенной массы»

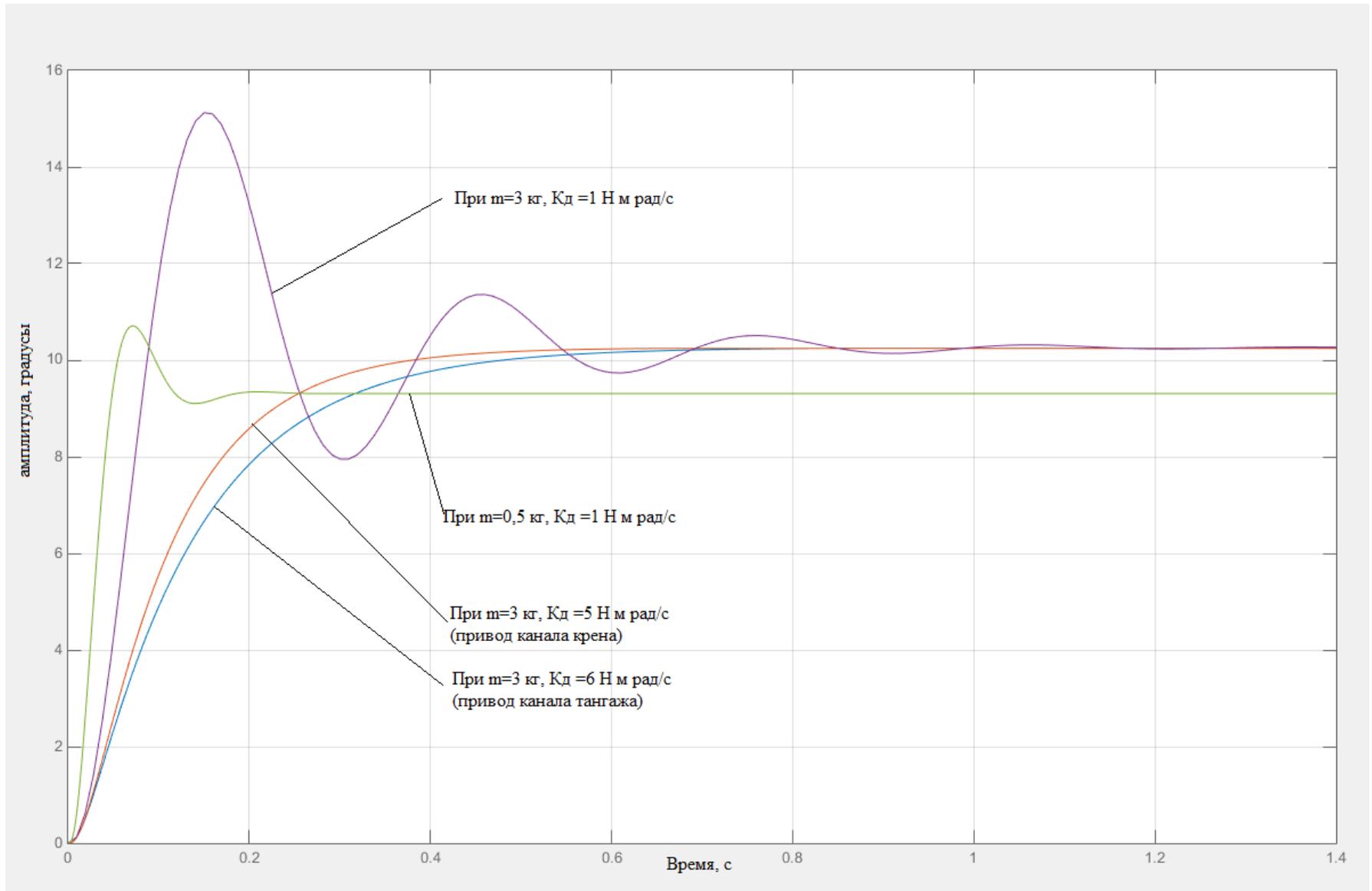


Рисунок 4.6 – Переходные процессы приводов БРУ с учетом влияния эффекта присоединенной массы

4.2. Математическое моделирование работы пары боковых ручек управления

Разработка математической модели пары БРУ

Модель, описывающая систему, состоящую из пары БРУ, показана на Рисунке 4.7. Данная модель состоит из четырех блоков: ведущая БРУ, ведомая БРУ, блок управления и блок контроля параметров. Блоки управления и контроля описаны средствами Simulink, а блоки ведущей и ведомой БРУ средствами Simscape, как было определено в п. 4.1.

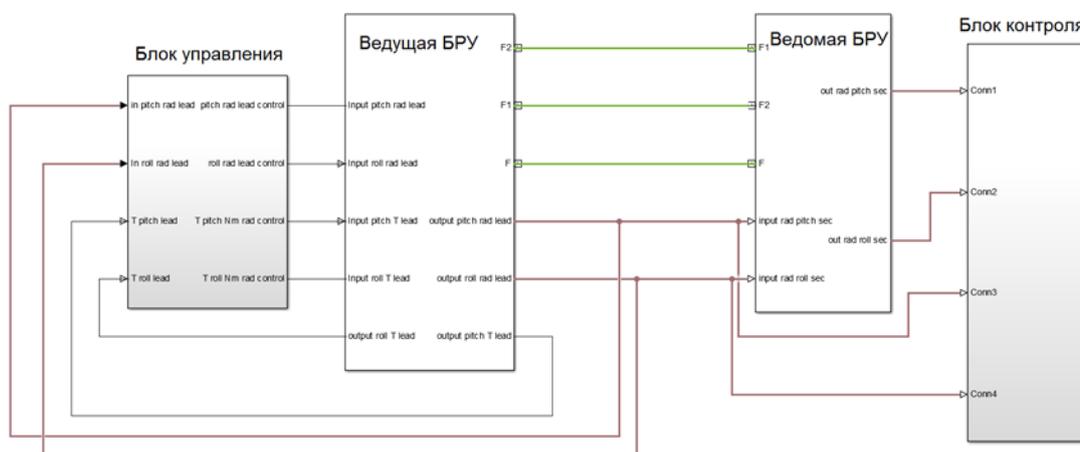


Рисунок 4.7 – Общий вид модели пары БРУ

Для моделирования работы пары БРУ вводится понятие приоритета. Каждая БРУ может быть либо ведущей, либо ведомой, это свойство задается с помощью соответствующего переключателя в блоке управления.

При работе возможны три комбинации: (1) на обеих БРУ не нажата кнопка приоритета; (2) кнопка приоритета нажата на первой или (3) на второй БРУ. Одновременное нажатие кнопок приоритета невозможно, т.к. при нажатии одной из них вторая автоматически отключается, поэтому приоритет управления отдается той БРУ, где кнопка была нажата последней.

При отсутствии сигнала с обеих кнопок реализуется режим автоматического управления. Требуемый угол отклонения формируется в блоке задающего

воздействия и передается в блок управления первой БРУ, а из него в блок управления второй БРУ. При нажатии кнопки приоритета соответствующая БРУ переходит в режим ручного управления и обрабатывает пружину заданной жесткости и демпфер по скорости, а вторая БРУ продолжает находиться в режиме автоматического управления и обрабатывает сигнал требуемого угла отклонения. Ручное отклонение выходного звена БРУ без нажатия кнопки приоритета не повлечет за собой формирование управляющего сигнала и не даст какого-либо эффекта для ведущей БРУ.

Результаты моделирования работы пары БРУ в режимах «автоматическое управление» и «ручное управление» совпадают с результатами работы одной БРУ в данных режимах и были рассмотрены в п. 4.1. Ниже представлены результаты моделирования работы пары БРУ в режиме «синхронизация».

Результаты моделирования пары боковых ручек управления при работе в режиме «синхронизация»

В режиме «синхронизация» ведущая БРУ работает в «ручном» режиме, т.е. учитывается влияние присоединенной массы, а её приводы имитируют пружинную нагрузку и демпферы, с параметрами, определенными в п. 4.1, а контур управления ведомой БРУ замкнут по положению. Таким образом, положение ведущей БРУ является входным сигналом для ведомой БРУ.

В данном режиме в контуры приводов БРУ были введены корректирующие устройства на основе инвариантного компенсатора, поскольку было показано, что использование таких устройств является предпочтительным.

В результате математического моделирования работы пары БРУ были получены частотные характеристики, приведенные на Рисунке 4.8.

По амплитудным характеристикам видно, что приводы соответствующих каналов отклоняются практически синхронно, однако, имеет место фазовое запаздывание приводов, относящихся к ведомой БРУ, как видно на их ФЧХ. Переходные процессы приводов БРУ показаны на Рисунке 4.9.

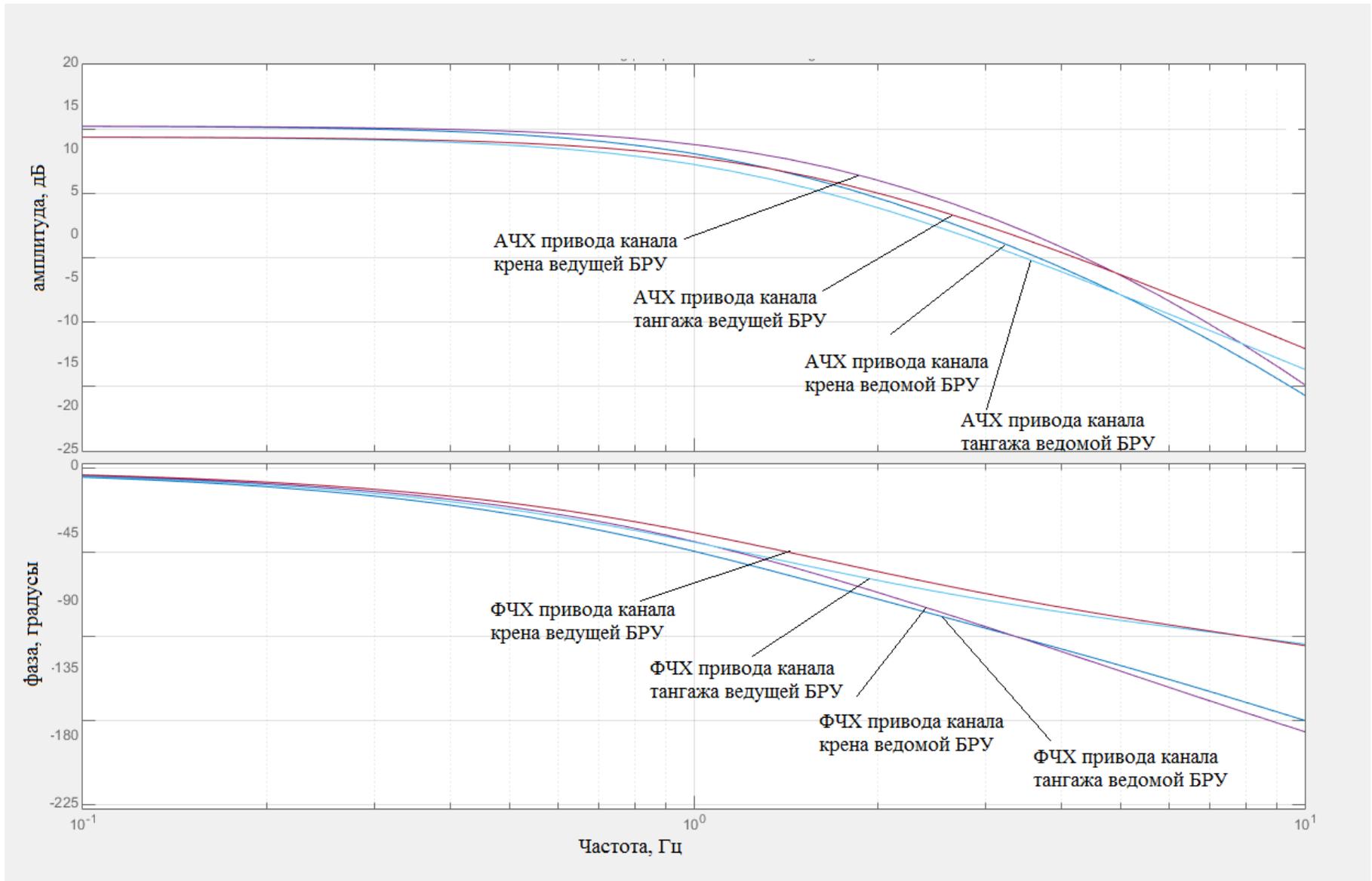


Рисунок 4.8 – Частотные характеристики при работе пары БРУ в режиме «синхронизация»

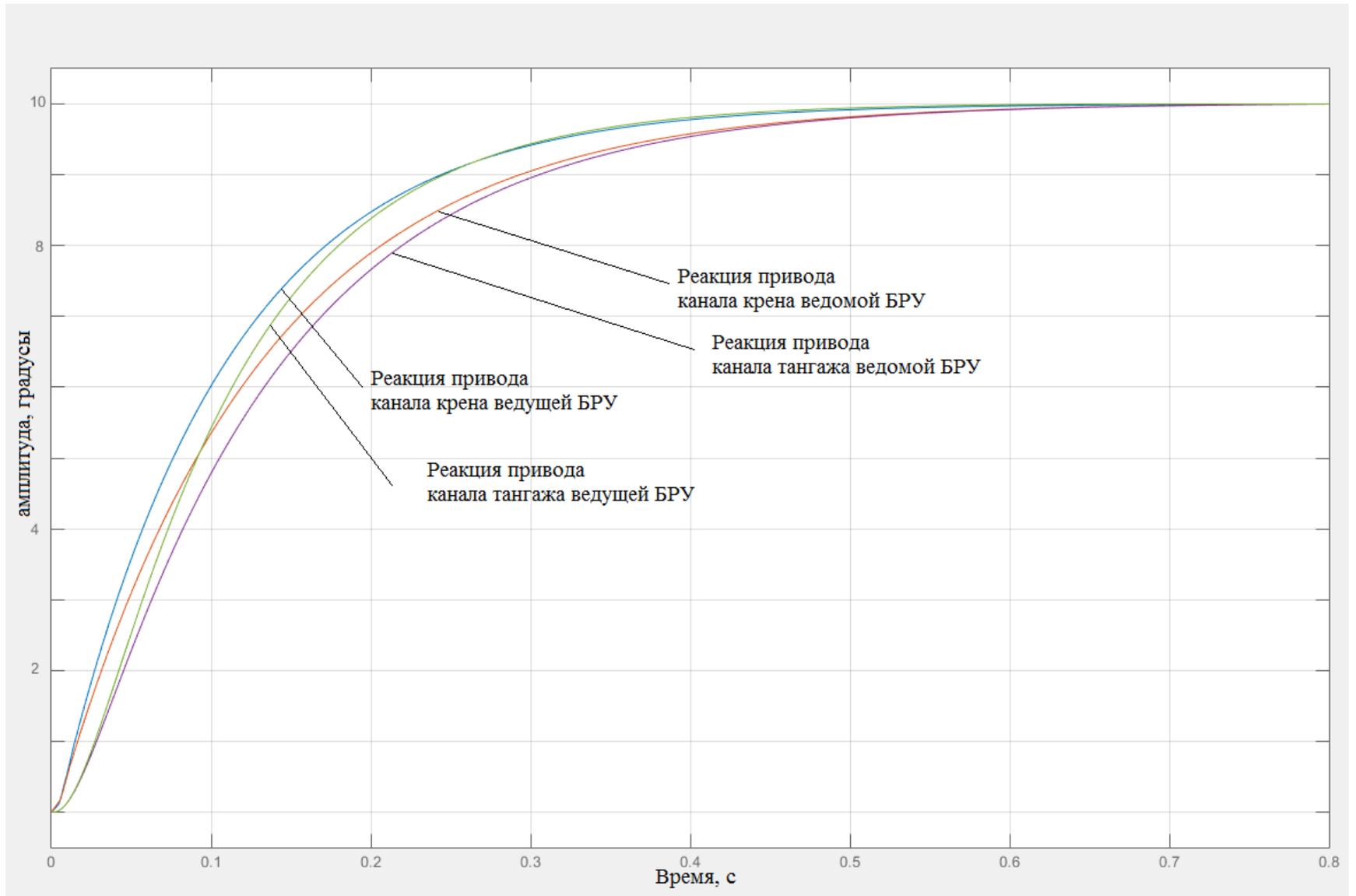


Рисунок 4.9 – Переходные процессы приводов БРУ при работе в режиме «синхронизация»

4.3 Методика проектирования боковой ручки управления

В результате проведенной работы была создана методика проектирования БРУ, включающая в себя следующие основные этапы:

1. Формирование требований к приводной системе БРУ, которые включают: диапазоны рабочих углов, усилий, скоростей и ширину полосы пропускания системы.
2. Расчет мощности исполнительного электродвигателя исходя из требований к динамике привода.
3. Расчет общего передаточного числа редуктора и его разделение на ступени для обеспечения минимальных массогабаритных показателей.
4. Разработка твердотельной модели с учетом физических свойств ее элементов, таких как плотность материала.
5. Разработка математической модели путем экспорта разработанной твердотельной модели в среду разработки Matlab-Simscape. Задание входных воздействий в систему управления и вывод основных параметров контроля средствами Matlab-Simulink.
6. Определение статических и динамических характеристик с помощью разработанной математической модели. Ширина полосы пропускания системы должна быть не менее 2 Гц.
7. Доработка твердотельной модели и повтор пп. 5-7, в случае неудовлетворительных статических и динамических характеристик.
8. Коррекция параметров системы управления путем введения корректирующих устройств в систему автоматического управления. Использование двухканального корректирующего устройства с использованием принципа инвариантности является предпочтительным для обеспечения требуемого диапазона рабочих частот, который составляет 2 Гц.
9. Корректировка параметров демпфирования приводов при работе в ручном режиме для обеспечения требуемого диапазона рабочих скоростей. Предпочтительные значения коэффициентов демпфирования составляют 5 Нм·рад/с для канала крена и 6 Нм·рад/с для канала тангажа.

10. Разработка документации на изготовление исполнительного механизма и блока управления.

4.4 Выводы по главе 4

- С помощью разработанной модели БРУ определено взаимное влияние каналов управления при их одновременной работе.
- Определено, что при работе БРУ в режиме автоматического управления привод канала крена показывает лучшую динамику по сравнению с приводом канала тангажа в силу того, что дополнительная нагрузка при работе демпфера канала крена имеет меньшие значения, чем для канала тангажа.
- Для компенсации влияния «эффекта присоединенной массы» были найдены параметры демпфера. Для канала крена коэффициент демпфирования составляет $5 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{рад/с}$, а для канала крена – $6 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{рад/с}$.
- С помощью модели пары БРУ исследована работа БРУ в режиме «синхронизация». Выявлено, что приводы ведомой БРУ имеют фазовые сдвиги, составляющие 5 градусов для канала крена и 4 градуса для канала тангажа на частоте 1 Гц .
- Создана методика проектирования, которая включает в себя обобщение проделанных шагов при определении основных конструктивных параметров, обеспечивающих требуемые статические и динамические характеристики БРУ.

ГЛАВА 5 Испытания изготовленных макетов боковых ручек управления

5.1 Разработка электронного блока управления

Для проведения экспериментальных исследований требуется создание электронного блока управления (ЭБУ) для управления макетом БРУ с помощью внешней компьютерной системы.

Прототип ЭБУ (показан на Рисунке 5.1) выполнен в виде двух печатных плат с питанием 27В, каждая из которых управляется 32 разрядным микроконтроллером STM32F405RG фирмы ST microelectronics. Преимуществом данного контроллера является наличие широкого набора периферийных узлов, ядро ARM Cortex M4 с тактовой частотой 168 МГц, развитые средства среды разработки. Полученные алгоритмы в интерпретации языка С могут быть перенесены на микропроцессоры отечественного производства, речь о которых пойдет далее.

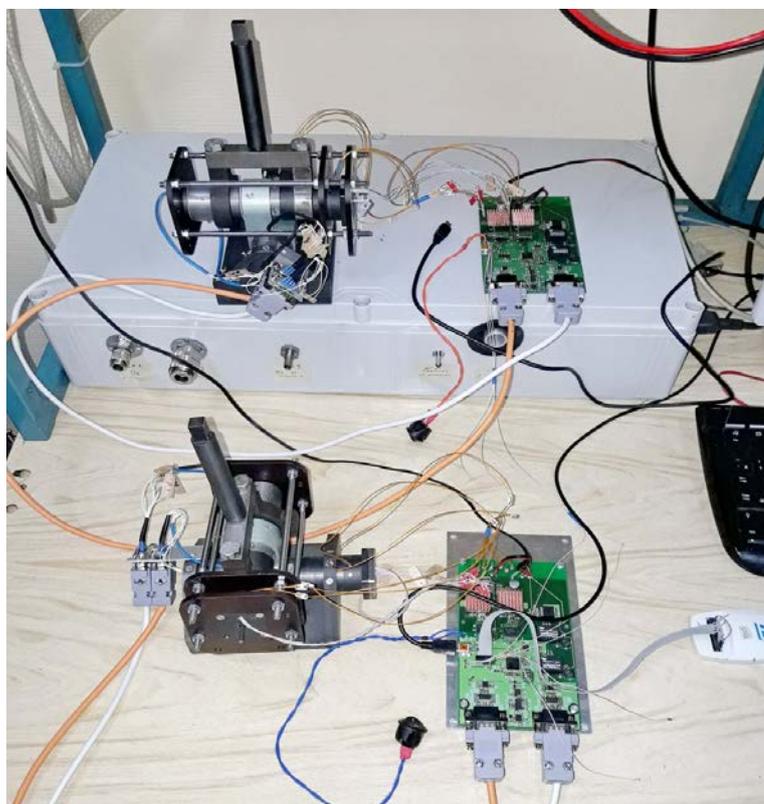


Рисунок 5.1 – Прототип ЭБУ

Для указанного микропроцессора и плат написаны драйверы АЦП DMA, USB, USART, таймеров, микросхемы управления двигателями.

Обе платы объединены между собой цифровым полнодуплексным каналом связи, обеспечивающим циклическую передачу данных между ними с установленной частотой 100 Гц. Физически канал построен на USART передатчике, работающем в DMA режиме на скорости 115200 бит/сек. Система управления построена таким образом, что в любой момент времени информация о состоянии и параметрах противоположной ручки доступна для анализа и передачи к управляющему компьютеру.

На каждой плате установлены по два драйвера управления электродвигателями, которые входят в состав приводов отклонения ручки по двум осям и обеспечивают необходимые вращающие моменты электродвигателей приводов. На каждой ручке установлена кнопка приоритета.

Связь с моделирующим компьютером осуществляется по каналу USB, поверх которого реализован виртуальный COM порт STMicroelectronics STLink Virtual COM Port для корректной работы которого необходима установка драйвера. Кабель USB должен быть подключен к любой одной из двух плат ЭБУ. Данные от/для противоположной платы идут через подключенную к компьютеру плату.

Для отработки взаимодействия ЭБУ и моделирующего стенда, разработано специальное программное обеспечение для персонального компьютера – далее ПО «монитор-автопилот». ПО позволяет отображать на стрелочных индикаторах в реальном времени основные параметры работы, телеметрии БРУ, управлять перемещением каждой из осей ручек в режиме автоматического управления как по законам движения с заданными параметрами: синусоидальный, пилообразный, ступенчатый, так и по произвольному потоковому заданию. Также ПО «монитор-автопилот» позволяет устанавливать значения коэффициентов и параметров имеющихся алгоритмов управления БРУ. Интерфейс указанного ПО показан на Рисунке 5.2.



Рисунок 5.2 – Интерфейс ПО «Монитор-автопилот»

ПО «монитор-автопилот» совместно с прототипами ЭБУ и БРУ позволяют моделировать автономную или совместную работу двух БРУ в заданных режимах, разрабатывать и отлаживать различные алгоритмы и логику работы, разрабатывать принципы парирования возможных отказов (электрических и механических).

Передача управляющих команд от внешней системы к ЭБУ происходит по мере необходимости в одностороннем порядке без подтверждения приема от ЭБУ. Результат выполнения команды анализируется по данным телеметрии. В случае потокового задания движения рекомендуется ограничить частоту отправки пакетов задания положения ручек до 100 Гц.

Передача телеметрических данных от ЭБУ в управляющий компьютер происходит в асинхронном режиме с частотой 100 Гц и не требует подтверждений со стороны внешней системы (стенда). По умолчанию после включения питания телеметрия отключена. Запуск передачи телеметрии инициализируется соответствующими командами (ПО «монитор-автопилот» отправляет такую команду при попытке автоматического установления подключения по каждому СОМ порту, имеющихся на ПК). ЭБУ прекращает передачу телеметрии через 2 сек после потери соединения со стендом.

Все данные, передаваемые по каналу управляющий компьютер – ЭБУ, объединены в информационные пакеты. Пакет передачи данных имеет динамическую длину и состоит из полей, сведенный в Таблицу 5.1.

Таблица 5.1 – Структура пакета передачи данных

STX	(Признак начала пакета)	3 байта
NOB	(Число байт данных после NOB)	n+2 байт
CMD	(Командный код)	1 байт
DATA	(Байты данных)	n байт
CRC8	(Контрольная сумма)	1 байт

Признак начала пакета STX состоит из трех байт 0xAB, 0xCD, 0xEF и необходим для выделения пакета среди возможного информационных помех, передаваемых по каналу связи.

Поле данных NOB содержит информацию о том, сколько полезных байт следует за ним. NOB определяет длину пакета и используется драйвером приемника для сбора нужного числа байтов.

Командный код CMD в запросе говорит, какое действие необходимо провести и/или какого типа данные следуют далее.

Поле данных DATA содержит информацию, которая необходима для выполнения указанной в поле CMD команды. Поле данных может и не существовать (иметь нулевую длину) в определенных типах сообщений, например команда 0x11 или 0x31 не нуждается в дополнительных данных, а

команда 0x12 будет иметь дополнительные данные – установки положения для осей обеих ручек алгоритма «Позиционирование».

Контрольная сумма CRC8 необходима для контроля достоверности передачи и является результатом сложения над содержимым информационного пакета, начиная с NOB включительно и заканчивая последним байтом блока DATA. Результат представлен одним байтом. Переполнение при суммировании сбрасывается.

Описание взаимодействия БРУ – ЭБУ – внешняя система

Виды и уровни электрических сигналов интерфейсов в комплексах, системах и функционально независимых устройствах оборудования самолетов, вертолетов и сопрягаемых с ними узлов регламентируются ГОСТ 18977, РТМ 1495 (ARINC-429), ГОСТ Р 52070 (MIL STD 1553b).

С целью обеспечения передачи данных во внешнюю систему разрабатывается новое схемотехническое решение на базе отечественных компонентов и общепринятых в авиатехнике каналов связи.

ARINC-429 – стандарт на компьютерную шину для применения в авионике, разработанный фирмой Aeronautical Radio Incorporated. Стандарт описывает основные функции и необходимые физические и электрические интерфейсы для цифровой информационной системы самолёта. На бортах гражданских и военных летательных аппаратов до 75 % цифрового межсистемного обмена приходится на каналы интерфейса ARINC-429. Структурная схема технических средств интерфейса ARINC-429 показана на Рисунке 5.3, а его характеристики сведены в Таблицу 5.2.

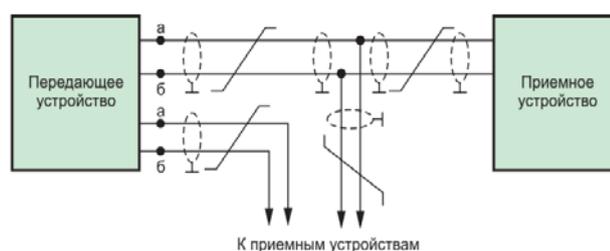


Рисунок 5.3 – Структурная схема технических средств интерфейса ARINC-429

Таблица 5.2 – Основные технические характеристики интерфейса ARINC-429

Скорость передачи, кбит/с	12,5, 50, 100, 250, 500, 1000
Кодирование	Самосинхронизирующийся RZ-код данных
Уровни сигналов в линии связи	+10±3 В — «1» кода, -10±3 В — «0» кода, 0±0,5 В — пауза для передатчика, 0±2,5 В — пауза для приемника
Размер слова, бит	32
Максимальное количество приемников или абонентов, шт	20
Тип линии связи	Несогласованная витая пара
Трансформаторная развязка	не предусмотрена
Способ связи	Симплекс или полудуплекс
Принцип передачи	Широковещательный
Принцип приема	Тип информации (адрес) в каждом слове

Выбранный для создания прототипа контроллер MILANDR K1986BE1QI содержит в своём составе 8 приёмников и 4 передатчика по ГОСТ 18977-79 (далее – ARINC). Каждый приёмник поддерживает функцию распознавания меток (или адресов). Для каждого приёмника может быть запрограммировано до 16 (32 с ревизии 3) 8-разрядных меток. Помимо этого, фильтрация входных данных может осуществляться не только на базе меток, но и на базе двух бит Источник/Приёмник.

Функциональная схема информационного обмена БРУ-ЭБУ-внешняя система показан на рисунке 5.4.

Оба ЭБУ ручек управления объединены полнодуплексным каналом связи по ARINC-429. По этому же стандарту осуществляется передача данных телеметрии от ручек в компьютер-имитатор КСУ, передача управляющих команд и их параметров режима «моделирование». На ПК установлен адаптер интерфейсов USB-ARINC429, например, CP7036-R2T1-HIZ фирмы Nginuity, YED-A429-R4-T4/USB фирмы YED.

Каждый передатчик K1986BE1QI поддерживает однонаправленную передачу 32-разрядных слов по двухпроводной витой паре, используя формат кодирования RZ. Передатчик всегда активен, он либо передаёт 32-битовые слова

данных или выдаёт «пустой» уровень. На шине допускается не более 20 приёмников, и не более одного передатчика. Вид сигналов последовательного кода по ARINC-429 показан на Рисунке 5.5.

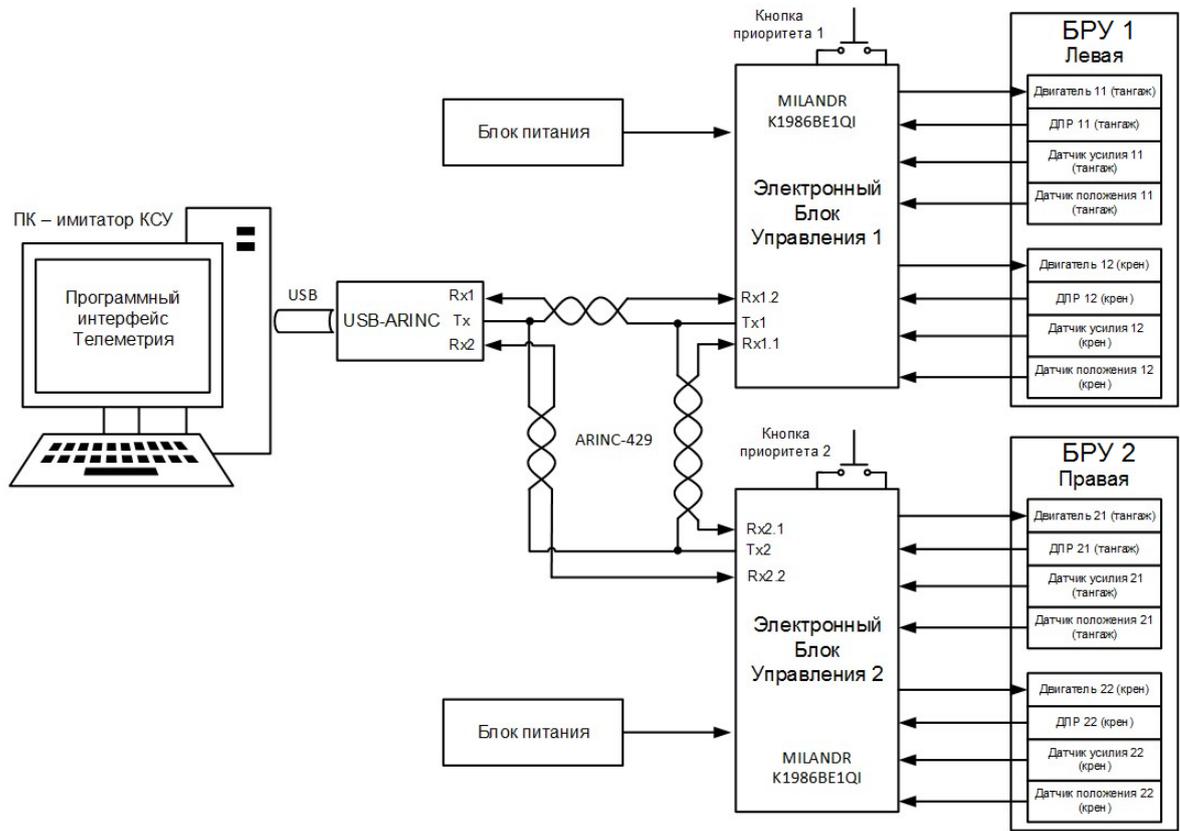


Рисунок 5.5 – Функциональная схема информационного обмена БРУ-ЭБУ-внешняя система

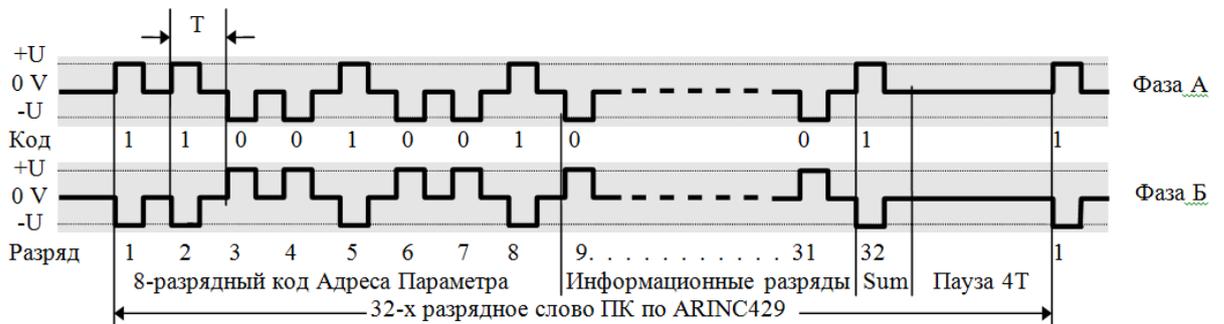


Рисунок 5.5 – Вид сигналов последовательного кода по ARINC-429

Доступна возможность запрограммировать 32-й бит либо как данные, либо как бит паритета. В случае формирования бита паритета, программируется его

чётность или нечётность. Каждый приёмник и передатчик использует собственный буфер FIFO для хранения данных. Размеры буфера FIFO варьируются от 32x32 до 256x32. Контроллер поддерживает различные скорости приёма и передачи данных. Работа контроллера осуществляется на базовой частоте 1 МГц, что позволяет обнаруживать ошибки в скорости приёма/передачи данных, а также в паузах между сообщениями.

Выводы микроконтроллера с функцией интерфейсных линий ARINC-429 требуют дополнительной аппаратной обвязки с применением специальных приемопередатчиков, например, 1485ХК3У или 1586ИН4У.

Особенности интерфейса:

- Симплексный режим приёма/передачи со скоростями 12,5/100 кГц;
- Фильтрация входных данных на базе меток 16x8 (32x8 с ревизии 3) и двух бит Источник/Приёмник для каждого приёмника;
- Возможность передачи 32 бита, как данных, так и паритета;
- Выбор чётности/нечётности бита паритета;
- Буферы FIFO;
- Возможность формирования прерываний при разных статусах наполненности буферов FIFO и при возникновении ошибок скорости передачи слова и паузы между словами;
- Маскирование прерываний.

Слова в интерфейсе ARINC всегда 32 разрядные, и включают в себя 5 полей: паритет, SSM, данные, источник/приёмник, метка. Формат слова показан на Рисунке 5.6.

MSB																				LSB													
32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1		
P	SSM	MSB										Data										LSB	SDI	Label									

Рисунок 5.5 – Формат слова данных ARINC 429

Биты передаются младшими разрядами вперёд, за исключением метки, которая передаётся старшими разрядами вперёд. В результате можно описать порядок следования бит по шине ARINC следующим образом: 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2, 1, 9, 10, 11, 12, 13...32, как показано на Рисунке 5.7.

8	7	6	5	4	3	2	1	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32
Label								SDI	Data																		MSB	SSM	P		

Рисунок 5.7 – Порядок следования бит по ARINC 429

Старший разряд всегда бит паритета. Стандартом установлено, что бит паритета должен дополнять слово до нечетного. Таким образом, количество единиц в 32 разрядном слове должно быть нечётным. Например, если биты 1-31 содержат чётное количество единиц, то бит паритета должен быть установлен в единицу, с другой стороны, если биты 1- 31 содержат нечётное количество единиц, то бит паритета должен быть сброшен в ноль.

Биты 31 и 30 содержат знак или статус. В контроллере эти биты рассматриваются как обычные данные и помещаются в FIFO вместе с полем данных без изменений и дополнительной обработки. Так же биты называют «Матрицей Признака» или SSM. Они часто указывают, действительны ли данные в слове. Как пример биты 31 и 30 могут кодировать следующие характеристики:

- Рабочее состояние — данные в этом слове, как полагают, являются правильными данными.
- Тестовое состояние — данные предоставляются для тестовых целей.
- Отказ — Отказ аппаратных средств, связанных с выдачей этого слова.
- Отсутствуют — Данные отсутствуют, неточные или устаревшие по некоторым причинам кроме отказа аппаратных средств. Например, команды автопилота покажут это состояние, когда автопилот не будет включён.

Иногда данное поле может указывать знак (\pm) данных или быть частью информации. Для передачи отрицательного значения используется обратный код.

Биты 10 и 9 позволяют распознать Источник/Приёмник данных. Это применяется при нескольких приёмниках на шине ARINC, чтобы определить, для кого из них предназначаются данные. В системе со сложной структурой эти биты могут также использоваться, чтобы определить источник передачи. В остальных случаях эти разряды используются как данные.

Биты с 1 по 8 позволяют идентифицировать тип данных оставшейся части слова, следовательно, методы преобразования, применяемые к данным. Помимо этого, в контроллере метки используются для фильтрации входных данных, то есть если метка в принятом сообщении не соответствует ни одной из меток определённой в памяти меток приемного канала, то данные не помещаются в FIFO. Это может служить аналогом того, что приёмник не может интерпретировать метод обработки этих данных, следовательно, эти данные предназначены для другого приёмника.

В случае если приёмник принимает данные с неправильным битом паритета, они не будут обработаны.

Схема приемника работает на частоте $CLK = 1$ МГц, в этом случае ошибка обнаружения бита в линии не будет составлять более 0,1 %.

Сдвиговые регистры длиной 10 бит, предназначенные для обнаружения в линии трёх последовательностей единиц (Ones), нулей (Zeros) и отсутствие сигнала (Null), позволяют считать данные действительными. В дополнении к этому для бит данных, One или Zero в верхних битах сдвигового регистра должны сопровождаться Null в нижних битах в пределах битового интервала. В пределах паузы между сообщениями, три последовательных бита Null должны быть сэмплированы в верхней и нижней части сдвигового регистра Null. В этом случае гарантируется минимальная ширина импульса данных.

Каждый бит данных должен быть обнаружен в пределах от 8 до 12 сэмплов. В этом случае скорость передачи считается верной.

5.2 Определение статических характеристик боковых ручек управления

Цель испытаний макетного образца БРУ состоит в определении соответствия статических и динамических характеристик изделия результатам математического моделирования. Внешний вид макетов БРУ представлен на Рисунке 5.8. Каждый пост управления БРУ имеет габариты 220x260x200мм, массу 4 кг и диапазон рабочих углов $\pm 15^\circ$ для каждого канала. Схема испытательного стенда показана на Рисунке 5.9.



Рисунок 5.8 – Фото макета БРУ (вверху), со снятыми защитными кожухами (внизу)

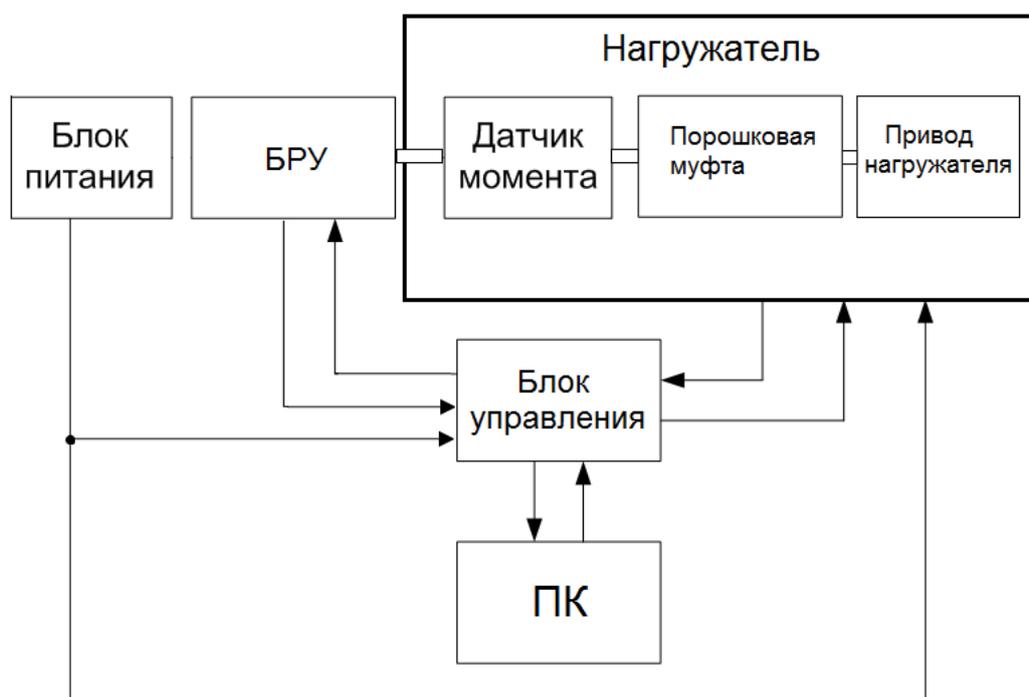


Рисунок 5.9 – Схема испытательного стенда

В испытательный стенд входит нагружатель, используемый для снятия характеристик приводов БРУ, который включает в себя привод, порошковую муфту и датчик момента. Порошковая муфта регулирует передаваемый момент.

Блок питания предназначен для обеспечения электропитанием элементов стенда. Блок управления осуществляет контроль и управление приводами БРУ, контроль и управление нагружателем, и осуществляет обмен данными с персональным компьютером (ПК).

Макет БРУ механически соединяется с нагружателем через качалку, при этом макет БРУ может располагаться по отношению к нагружателю таким образом, чтобы снимать характеристики приводов соответствующих каналов.

Для снятия характеристик демпфирования и механических характеристик на вход соответствующего привода БРУ подается сигнал, соответствующий скорости холостого хода, а к рукоятке прикладывается усилие, значение которого задается при помощи электромагнитной муфты, управляемой блоком управления. Скорость определяется по интенсивности нарастания сигнала датчика угла поворота привода БРУ по времени. Соответственно, при известных значениях

момента достигаются различные значения скорости, пропорциональные данному моменту.

Для снятия частотной характеристики, на вход привода БРУ подается гармонический сигнал известной амплитуды и частоты. Значение отношения амплитуд рассчитывается путем сопоставления требуемого угла отклонения, формируемого блоком управления, и текущего угла отклонения по показаниям датчика угла привода БРУ.

Определение моментов страгивания и механических характеристик приводов БРУ

Значения моментов страгивания, сведенные в Таблицу 5.3, получены путем плавного увеличения передаваемой нагрузки привода нагрузателя с помощью муфты, что соответствует увеличению приложенного усилия к рукоятке БРУ до начала ее движения. При этом требуемое положение рукоятки БРУ равно нулю, т.к. она работает в режиме «ручного» управления и имитирует пружинную нагрузку.

Таблица 5.3 – Усилия и моменты страгивания приводов БРУ

Канал управления	Усилие, Н	Момент, Нм
БРУ 1 (левая) канал 1 (крен)	3	0,42
БРУ 1 (левая) канал 2 (тангаж)	3,3	0,59
БРУ 2 (правая) канал 1 (крен)	3,1	0,43
БРУ 2 (правая) канал 2 (тангаж)	3,4	0,61

Эксперимент показал, что усилие «предварительной затяжки» соответствует значениям, определенным в п. 2.3.

Полученные механические характеристики электроприводов представлены на Рисунке 5.10.

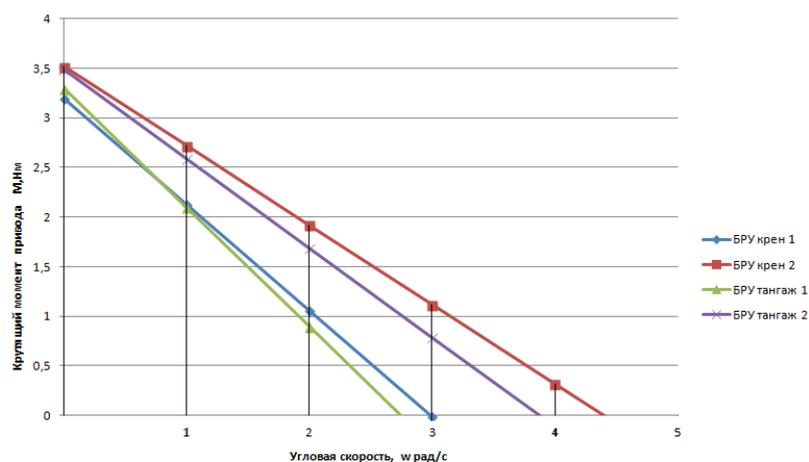


Рисунок 5.10 – Механические характеристики приводов БРУ

Определение коэффициентов жесткости виртуальных пружин приводов БРУ

При работе БРУ в «ручном» режиме с помощью привода нагрузителя и электромагнитной муфты осуществлялось плавное нагружение выходного звена БРУ, при этом известные крутящие моменты пересчитывались в усилия с учетом рычагов различной длины приводов крена и тангажа.

Полученные характеристики представлены на Рисунке 5.11.

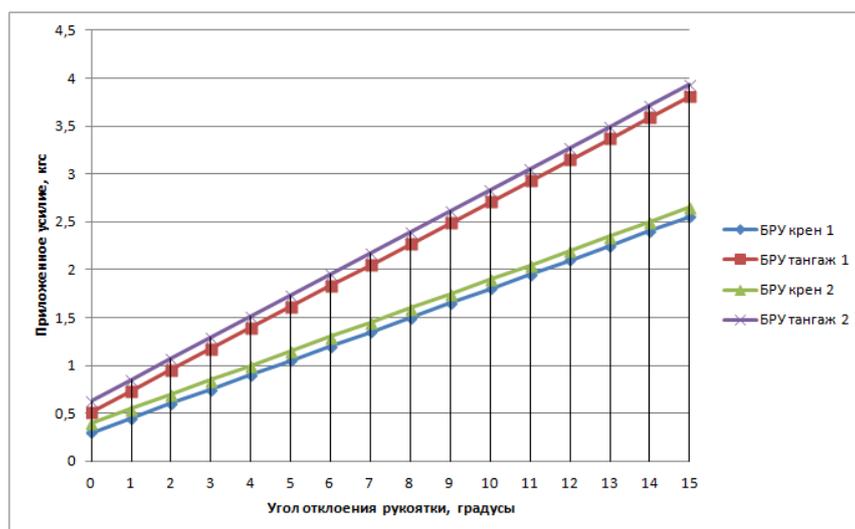


Рисунок 5.11 – Характеристики жесткости виртуальных пружин БРУ.

Эксперимент показал, что коэффициенты жесткости «пружины» каналов соответствует значениям, определенным в п.2.3.

5.3 Определение динамических характеристик боковых ручек управления

Определение величины дополнительной загрузки рукоятки при демпфировании

С помощью блока управления задавалась требуемая скорость привода нагрузателя, а выходное звено БРУ, связанное с нагрузателем, движется с некоторой скоростью. При этом движении измеряются показания датчика момента, а скорость поворота рукоятки БРУ вычисляется по сигналам датчика соответствующего привода БРУ. Таким образом, усилия, полученные при известных скоростях отклонения и моментах нагрузки, соответствуют суммарным значениям нагрузки «пружины» и демпфера.

Полученные характеристики демпфера приведены на Рисунке 5.12.

Эксперимент показал, что макеты БРУ в режиме «пружина с демпфером» развивают противодействующие усилия, соответствующие результатам математического моделирования в п.3.2 и 4.1.

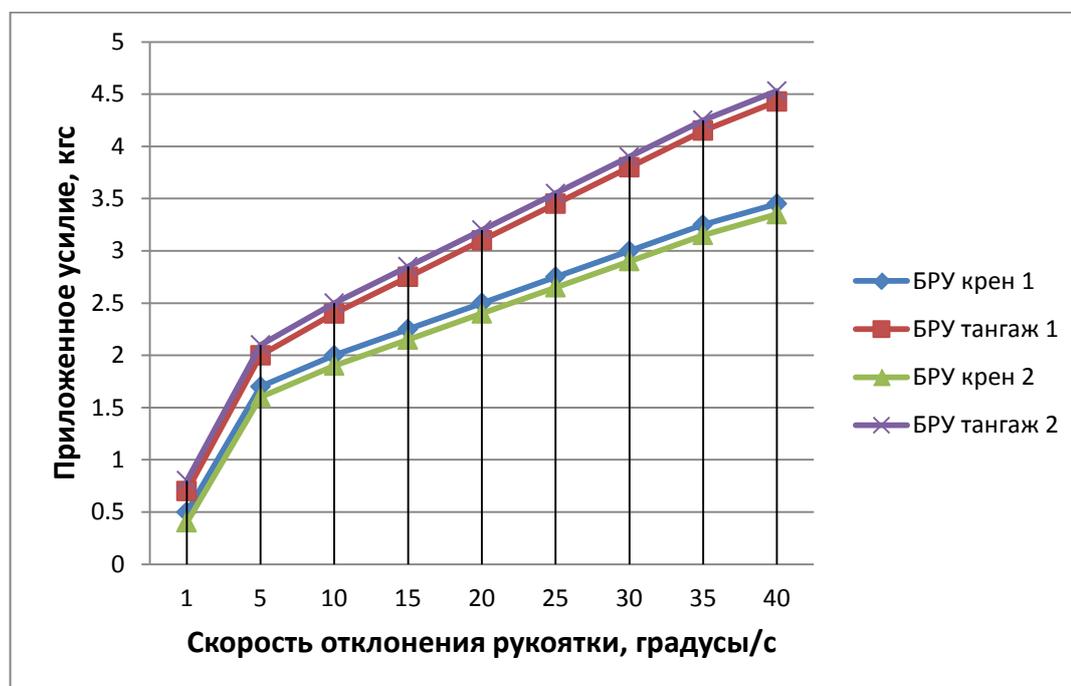


Рисунок 5.12 – Характеристики демпфирования БРУ

Определение частотных характеристик приводов БРУ при работе в режиме автоматического управления

Частотные характеристики получены для каждого канала управления методом осциллографирования. На вход приводов БРУ подавался сигнал с фиксированной амплитудой, а частота менялась в диапазоне 0,3-5 Гц.

Характеристики представлены на Рисунке 5.13.

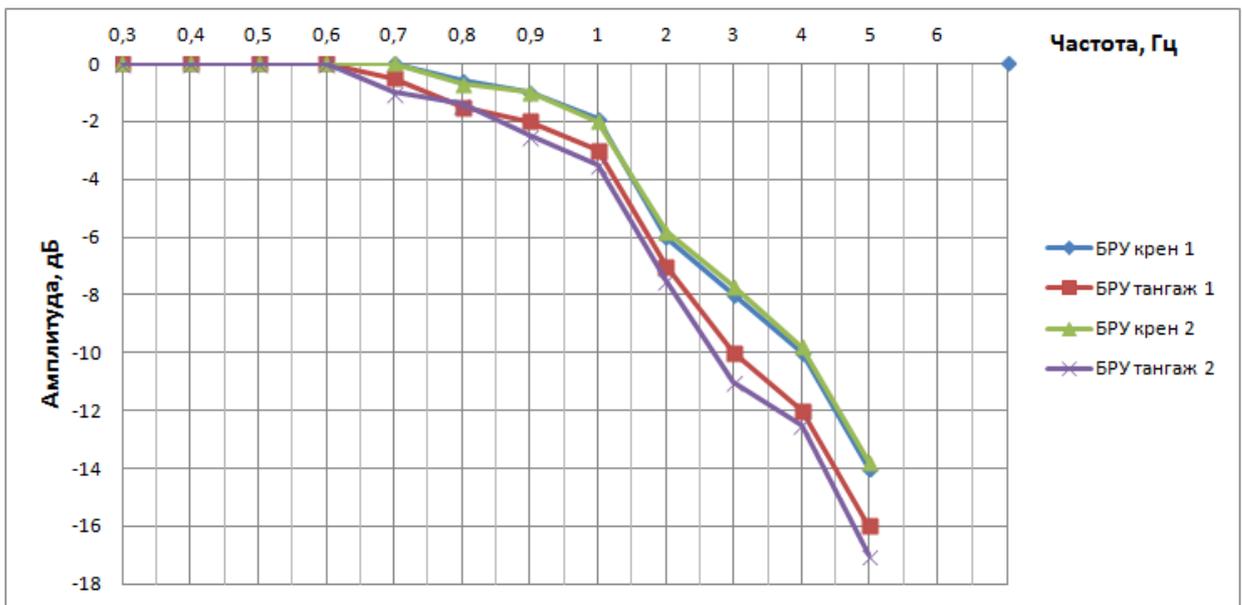


Рисунок. 5.13 – Частотные характеристики приводов БРУ

Из частотных характеристик видно, что ширина полосы пропускания приводов составляет частоты $2 \pm 0,1$ Гц, что соответствует результатам математического моделирования, полученным в п. 4.2.

5.4 Выводы по главе 5

- Создан электронный блок управления БРУ и описан интерфейс информационного обмена БРУ–ЭБУ–внешняя система;
- Разработанные макеты-образцы БРУ выполняют заданные функциональные технические требования.
- Статические и динамические характеристики макета БРУ подтверждают результаты математического моделирования.
- Макетные образцы показали точность следования парной БРУ в режиме «синхронизация», которая составила $0,5 \pm 0,1^\circ$
- Проведенные экспериментальные исследования свидетельствуют о том, что разработанная в главе 4 модель является информативным способом исследования динамики БРУ методом математического моделирования и позволяет существенно сократить затрачиваемое время на разработку макетного образца.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В итоге проведенного исследования получены следующие результаты:

- Предложена и запатентована конструкция активной БРУ с исполнительными механизмами, построенными на основе силовых мини-приводов, которые расположены так, что их продольные оси образуют карданный шарнир.
- Сформированы требования к режимам работы БРУ и алгоритм переключения между режимами работы.
- Проведен анализ требований к приводной системе БРУ. На основании физиологических особенностей ручного управления рассчитаны требуемые энергетические параметры приводной системы БРУ, определяющие облик и габаритные параметры исполнительных механизмов БРУ.
- Разработана математическая модель активной БРУ на основе электромеханических приводов с волновыми передачами с телами качения. Модель позволяет исследовать динамику работы БРУ при различных значениях параметрах элементов БРУ в двух режимах работы (ручном или автоматическом), исследовать влияние корректирующих устройств и исследовать совместную работу пары активных БРУ.
- Создана методика проектирования БРУ, включающая в себя поэтапное решение задач проектирования.
- Проведены экспериментальные исследования макетных образцов БРУ в ручном и автоматическом режимах работы. Сравнение экспериментальных данных и результатов математического моделирования подтверждает адекватность разработанной математической модели задачам настоящего исследования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефремов А.В., Александров В.В., Валеров К.В. Исследование влияния типа рычага и управляющего сигнала на свойства системы самолет-летчик // [Электронный ресурс] Труды МАИ, 2017 № 94,. <http://trudymai.ru/published.php?ID=80903>.
2. Hess R.A. Analyzing manipulator and feel system effects in aircraft flight control // IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 1990.
3. Ли Б.П., Родченко В.В., Зайчик Л.Е. An approach to feel system characteristics selection // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. AIAA Paper № 5362, 2004.
4. Hermans R.L. Design of an actuated side stick controller for the SiMoNa research simulator // Delft, Delft University of Technology, 1999. - 154 p.
5. Родченко В.В., Зайчик Л.Е., Яшин Ю.П. Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 21, no.2, pp. 307-314. 1998.
6. Зайчик Л. Е., Гринев К. Н., Яшин Ю.П., Сорокин С.А. Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters // Proceedings of the 1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-Systems, Brazil, Florianapolis, pp. 165-170, 2016.
7. Black, G. Thomas and David J. Moorhouse, Flying Qualities Design Requirements for Sidestick Controllers // AFFDL-TR-79-3126, Oct. 1979.

8. Hall G. Warren and Roger E. Smith, Flight Investigation of Fighter Side-Stick Force-Deflection Characteristics // AFFDL-TR-75-39, May 1975.
9. Jenney, Dr. Gavin, Bruce Raymond, William Talley, and Xung Bui, Investigation of Two Sidestick Flight Controllers // SBIR Phase II Final Report under Air Force contract F33615-95-C-3610, 1998.
10. Jann Mayer, Timothy H. Cox. Evaluation of Two Unique Side Stick Controllers in a Fixed-Base Flight Simulator // NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 2003.
11. Шумилов И.С. Возможные пути снижения массы системы управления рулями самолета // [Электронный ресурс] «Наука и образование», №2, URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/531715.html>, 6.07.2013.
12. Chialastri A. Human-centered design in aviation. // CEUR proceedings 4th Workshop HCP Human Centered Processes, Rome, Aviationlab, 2011. - 43-47с.
13. Cooper, G.E., White, M.D., & Lauber, J.K. Resource management on the flightdeck // Proceedings of a NASA/Industry Workshop (NASA CP-2120), 1980.
14. Dekker, S., Johan Rignér, Sharing the Burden of Flight Deck Automation Training // The International Journal Of Aviation Psychology, Lawrence Erlbaum Associates, Inc. 2000.
15. Dekker, S. Reconstructing human contributions to accidents // Technical Report - 01, Lund University School of Aviation, 2001.
16. Dismukes, Berman, Loukopoulos, The limits of expertise // Ashgate, Aldershot, Hampshire 2008.

17. Hollnagel E., Woods D., Leveson N., Resilience engineering, concepts and precepts // Ashgate, Aldershot Hampshire, 2006.
18. Hollnagel E., Critical Information Infrastructures: should models represent structures or functions in Computer Safety, Reliability and Security // Springer, Heidelberg, 2008.
19. Hollnagel E., The ETTO Principle – Efficiency-Thoroughness Trade-Off // Ashgate, Surrey, England, 2009
20. Reason J, Human error // Cambridge University Press, Cambridge, 1990.
21. Tichauer E. R.. The Biomechanical Basis of Ergonomics: Anatomy Applied to the Design of Work Stations // New York: John Wiley & Sons,1978.
22. Heinlein R. Pilots in loop? Airbus and the FBW sidestick // "Critical uncertainties", URL: <http://criticaluncertainties.com/2011/09/16/pilots-in-the-loop-airbus-and-the-fbw-side-stick>, 2011.
23. Loftin L. K., Jr. Quest for performance: The evolution of modern aircraft. // Washington D.C., NASA, Scientific and Technical Information Branch, 1985.
24. Mersky, Peter B. Vought F-8 Crusader (Osprey Air Combat). // Oxford, UK: Osprey Publishing Limited, 1986.
25. Hanke D., Herbst C. Active sidestick technology- a means for improving situational awareness// Aerospace science technology, 1999.
26. W.Hegg Jeffrey Mechanically linked active sidesticks // Patent US 5456428 B64C 13/12, 10.10.1995.

27. Геращенко А.Н., Постников В.А., Самсонович С.Л. Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов, Москва, МАИ-Принт, 2010. - 547с.
28. Raymond P., Meenen Jr. Sidestick flight control simulator // Patent US 4861269A, 29.08.1989.
29. Самсонович С.Л., Крылов Н.В., Макарин. М.А., и др. Боковая ручка управления самолетом Патент РФ №2572011, Бюл. №36, Оpubл. 27.12.2015.
30. Левин А.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С. Перспективы и проблемы разработки электромеханических силовых миниприводов для летательных аппаратов нового поколения // Авиационная промышленность, 2013 №3, стр 8-13.
31. Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Степанов В.С., Макарин М.А. // Design of the embedded electromechanical power hinge mini actuators for more electric aircraft concept, Toulouse, MEA, 2015.
32. Довгаленок В.М., Самсонович С.Л., Степанов В.С. и др. Силовой мини-привод петлеобразной формы //Патент RU 2519612 С2, бюл.№17, опубл. 20.06.14
33. Борисов М.В., Самсонович С.Л., Крылов Н.В. и др. Электромеханический минипривод поступательного действия // Патент RU 2526366 С2, бюл № 23, опубл. 20.08.2014.
34. Самсонович С.Л., Степанов В.С. Принципы построения силовых мини-приводов // Известия ТулГУ. Серия. Вычислительная техника.

Информационные технологии. Вып. 3. Системы управления. Том 2. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2006.

35. Васильева В.В., Волков В.М., Степочкина Н.А., Трунин В.В. Физиология человека // Москва, Физкультура и спорт, 1984. - 319 с.
36. Яшин Ю.П., Зайчик Л.Е., Родченко В.В., Non-Maneuverable Aircraft Control with a Side Stick. // Aircraft flight safety, International conference proceedings, Zhukovsky, 1993, 361-369 с.
37. Полковников В.В., Предельные динамические возможности следящих приводов систем управления летательных аппаратов, // Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010.
38. Герман-Галкин С.Г. Проектирование мехатронных систем на ПК // СПб, КОРОНА-Век, 2008,-368 с.
39. Крылов Н.В. Исследование жёсткости и прочности волновой передачи с телами качения электромеханического силового привода летательного аппарата, дис. канд техн. наук: 05.02.02/ Крылов Николай Валерьевич. - М, 2014. -155 с.
40. Крылов Н.В., Степанов В.С., Самсонович С.Л., Автоматизированное проектирование волновых редукторов с телами качения. // [Электронный ресурс] Труды МАИ №62, 2012 г, URL <http://trudymai.ru/published.php?ID=35503>.
41. Крылов Н.В., О прочностном расчете волновых передач с телами качения с вращательным движением выходного звена. // Электронный журнал «Труды МАИ», №65, Москва, 2013, URL <http://trudymai.ru/published.php?ID=35841>

42. Петров Б.Н. Принцип инвариантности и условия его применения при расчёте линейных и нелинейных систем // Теория непрерывных систем: Труды 1 междунар. конгр. ИФАК. Т.1. М.: Изд-во АН СССР, 1961. С.259
43. Петров Б.Н., Викторов В.А., Лункин Б.В., Совлуков А.С. Принцип инвариантности в измерительной технике // М.: Наука, 1976. 244 с
44. Ермаков С.А. Автономный электрогидравлический привод с цифровым регулятором // Приводная техника, №3, Москва, 2001.