

На правах рукописи

Баженов Сергей Георгиевич



**ДИНАМИКА ЦИФРОВЫХ РЕЗЕРВИРОВАННЫХ АСИНХРОННЫХ
МНОГОТАКТНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ**

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
доктора технических наук

Жуковский 2017

Работа выполнена во ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ)».

Научный консультант:

Сыпало Кирилл Иванович, член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор РАН.

Официальные оппоненты:

Константинов Сергей Валентинович, доктор технических наук, Главный конструктор ПАО «Компания Сухой»,

Оболенский Юрий Геннадьевич, доктор технических наук, заместитель Главного конструктора АО «РСК «МиГ»,

Косьянчук Владислав Викторович, доктор технических наук, заместитель Генерального директора ФГУП «ГосНИИАС».

Ведущая организация:

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» (МИЭА).

Защита диссертации состоится 15 февраля 2018 года в 16.00 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.12 при ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, Ученый совет МАИ.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте МАИ <http://www.mai.ru>.

Автореферат разослан « » 2017 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
кандидат технических наук, доцент

А.В. Старков

Общая характеристика работы

Актуальность работы. Практически все современные самолеты, начиная с Ту-204 и Ил-96-300 оборудованы цифровыми системами дистанционного управления (ЦСДУ). При их разработке возникает ряд проблем, не свойственных аналоговым дистанционным системам, не говоря уже о механических. Формирование требований к характеристикам ЦСДУ, качественная и количественная оценка влияния цифровой реализации СДУ и ее резервирования на динамические характеристики самолета требуют разработки новых методов исследования и моделирования сложных цифровых систем управления. Необходимо учитывать многоканальность, асинхронность выполнения операций между каналами резервированной ЦСДУ и внутри каждого канала, многотактность, т.е. использование различных частот для обновления информации и выполнения вычислительных операций, выравнивание информации между каналами для обеспечения идентичности вычислительных процессов в различных каналах ЦСДУ. Для построения эффективной системы контроля ЦСДУ необходима оценка рассогласований между контролируемыми сигналами, что также требует учета упомянутых выше особенностей построения и функционирования ЦСДУ. Необходимо получить распределения рассогласований для выбора параметров системы контроля, чтобы удовлетворить требованиям к вероятности несрабатывания и ложного срабатывания системы контроля.

Объектом исследования являются цифровые резервированные системы дистанционного управления современных высокоавтоматизированных самолетов.

Предметом исследования являются методы и средства анализа сложных резервированных асинхронных многотактных ЦСДУ самолетов, особенности их динамики, методы синхронизации работы каналов ЦСДУ и оценка их влияния на динамические свойства элементов ЦСДУ, на устойчивость замкнутой системы «самолет – ЦСДУ» и на эффективность системы контроля.

Целью диссертационной работы является формирование теоретического задела и создание прикладных методов и средств для исследований и разработки цифровых резервированных асинхронных многотактных систем управления и научного сопровождения создания систем дистанционного управления магистральных самолетов.

В процессе выполнения диссертационной работы для достижения сформулированной выше цели **были решены следующие задачи:**

1. Проведен анализ вариантов структурного построения ЦСДУ, функций и алгоритмов управления, методов обеспечения надежности и построения эффективной системы контроля современных самолетов транспортной категории.
2. Проведен анализ информационных потоков и вычислительных процессов, реализующих функции и алгоритмы ЦСДУ. Определены типовые циклограммы работы ЦСДУ и сформулированы требования к максимальным допустимым запаздываниям в трактах передачи информации системы управления.
3. Разработаны методы расчета резервированных асинхронных ЦСДУ с целью определения их динамических характеристик, запасов устойчивости системы «самолет – резервированная ЦСДУ» и оценки их отличия от аналогичных характеристик для случая одноканальных синхронных систем.
4. Разработаны методы анализа влияния выравнивания информации на динамические характеристики резервированных ЦСДУ. Проведена оценка искажения динамических характеристик ЦСДУ вследствие выравнивания входных и выходных сигналов, значений интегралов и фильтров.
5. Проведена оценка влияния наиболее распространенных видов многотактности ЦСДУ на ее динамические свойства и устойчивость системы «самолет – ЦСДУ».
6. Разработаны методы оценки рассогласований в цифровых системах управления, вследствие их дискретности, асинхронности и многотактности.
7. Разработаны методы обеспечения идентичности состояний и вычислительных процессов в каналах резервированной ЦСДУ для ее стабильного функционирования как многомашинного комплекса. Синтезированы и отработаны алгоритмы выравнивания значений интегральных звеньев и фильтров, а также синхронизации логических элементов релейно-гистерезисного типа.
8. Разработаны методы выбора параметров системы контроля ЦСДУ для выполнения требований к возможности ложного срабатывания.

Научная новизна работы состоит в том, что:

- Разработаны универсальные, практически применимые методы исследования сложных цифровых систем управления современных самолетов с учетом особенностей их построения и функционирования.
- Раскрыты особенности процессов, происходящих в цифровых резервированных системах, и определено их влияние на динамику как самой системы управления, так и замкнутой системы «самолет – ЦСДУ».
- Изучена структура передаточной функции, определяющей устойчивость замкнутой системы «самолет – ЦСДУ», выявлено наличие нелинейной зависимости запасов

устойчивости замкнутой системы от коэффициентов усиления ЦСДУ, проведена количественная оценка этого нелинейного влияния.

- Выявлено влияние выравнивания информации между каналами ЦСДУ на динамические свойства системы, получены аналитические выражения для эквивалентных передаточных функций и количественные оценки этого влияния.
- Проведен анализ динамических характеристик систем с разными частотами обновления информации, выявлен факт влияния циклограммы работы систем на частотные характеристики лишь при выраженном рациональном соотношении частот обновления информации. Исследовано влияние циклограммы работы на динамические характеристики двухтактной двухканальной системы, обнаружена зависимость структуры передаточной функции системы от циклограммы работы.
- Предложена модификация метода гармонического баланса с учетом транспонирования гармоник, комбинированных на нелинейных элементах, в низкочастотную область, оценен их вклад в частотную характеристику.
- Предложен подход к выбору параметров системы контроля для достижения максимальной эффективности контроля и выполнения требований к вероятности ее ложного срабатывания.

Теоретическая и практическая значимость работы. Основные результаты работы использованы при разработке цифровых систем управления отечественных магистральных самолетов (Ту-204, Ту-334, Сухой Суперджет 100, МС-21). Сформированы требования к динамическим характеристикам основных трактов управления и обратных связей с точки зрения устойчивости, управляемости и построения эффективной системы контроля и на их основе обоснованы частоты обновления информации этих сигналов. На основании разработанных методов анализа сложных цифровых систем создано программное обеспечение для расчета частотных характеристик ЦСДУ и областей устойчивости. Эталонные частотные характеристики были использованы при стендовых испытаниях реальных БЦВМ самолетов Ту-204, Ту-334, Сухой Суперджет 100. Предложены методы обеспечения согласованной работы каналов системы управления, разработаны алгоритмы выравнивания информации и синхронизации состояний. Проведенный анализ процессов в резервированной системе управления самолета Сухой Суперджет 100 и полученные двумерные распределения рассогласований между каналами позволили обоснованно выбрать параметры системы контроля и обеспечить ее эффективную работу.

Методы исследования. В ходе выполнения диссертационной работы использовались методы исследования динамики полета и систем автоматического управления, теории дискретных и многосвязных систем, теории конечных автоматов, теории случайных процессов и цепей Маркова, статистического анализа данных летных испытаний, а также математическое моделирование.

Обоснованность и достоверность результатов. Достоверность результатов подтверждается данными обширного набора вычислительных экспериментов, а также сопоставлением с имеющимися данными физических экспериментов по стендовой отработке ЦСДУ самолетов Ту-204, Сухой Суперджет 100, МС-21.

Реализация результатов работы. Результаты работы использовались при разработке и отработке цифровых систем дистанционного управления самолетов Ту-204, Ту-334, Сухой Суперджет 100 и МС-21. Также теоретическая часть работы положена в основу программного пакета DASIS (Digital Asynchronous Systems Investigation Software), который применялся при расчете динамических характеристик ЦСДУ и оценке запасов устойчивости самолетов с ЦСДУ.

Апробация работы. Результаты работы докладывались на ряде российских и международных конференций, среди которых 8-й Международный аэрокосмический конгресс (IAC-15) и 7-я Всероссийская научно-практическая конференция «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2015). Диссертация одобрена НТС комплекса безопасности полета ФГУП «ЦАГИ».

Публикация результатов. Результаты, полученные в ходе выполнения диссертационной работы, представлены в монографии, в 20 публикациях в рецензируемых журналах и сборниках научных трудов, а также в сборниках тезисов конференций. Из них 12 статей в журналах из перечня ВАК РФ. Список основных публикаций автора по теме диссертации приведен в конце автореферата.

На защиту выносятся следующие результаты:

1. Комплекс универсальных, применимых на практике методов анализа цифровых систем управления с учетом особенностей их построения и функционирования, включая резервирование, асинхронность, многотактность и выравнивание информации по линиям межмашинного обмена.
2. Результаты исследований устойчивости системы «самолет – цифровая резервированная СДУ», включая структуру передаточной функции, определяющей

- устойчивость, нелинейную зависимость запасов устойчивости от коэффициентов усиления системы, оценку ее влияния на устойчивость системы «самолет – ЦСДУ».
3. Аналитические выражения для эквивалентной передаточной функции двухканальной цифровой системы управления с прямой цепью, интегралом и апериодическим фильтром с учетом выравнивания информации.
 4. Выявленные особенности динамических характеристик многотактных систем, включая влияние циклограммы работы на динамические характеристики двухтактной двухканальной системы, в том числе изменение структуры передаточной функции системы в зависимости от реализуемой циклограммы.
 5. Методы обеспечения согласованной работы каналов системы управления, алгоритмы выравнивания информации и синхронизации состояний.
 6. Подход к выбору параметров системы контроля, обеспечивающий ее высокую эффективность и выполнение требований к вероятности ложного срабатывания, методы использования двумерных распределений рассогласований между каналами для обоснованного выбора параметров системы контроля и обеспечения ее эффективной работы.

Объем и структура работы. Работа состоит из введения, пяти глав и заключения, а также списка использованных источников с 96 наименованиями. Диссертация общим объемом 314 страниц содержит 163 рисунка, 12 таблиц и 2 приложения.

Личный вклад автора. Все основные результаты, изложенные в диссертации, включая постановку задач, их алгоритмическое решение и созданное программное обеспечение получены автором лично или выполнены под его научным руководством и при непосредственном участии.

Содержание работы

Во **введении** определено место работы в ряду исследований цифровых систем управления, обоснована потребность в разработке методов и средств исследования резервированных цифровых систем управления самолетов.

В **первой главе** определен предмет исследования, т.е. проведен обзор основных особенностей построения и функционирования современных цифровых систем дистанционного управления самолетов транспортной категории. Рассмотрены основные требования, предъявляемые к самолету с ЦСДУ, и современный подход к разработке цифровых систем. Выделены основные особенности построения и

функционирования ЦСДУ, учет которых необходим при анализе устойчивости и характеристик управляемости самолета с цифровой системой управления. Среди них – асинхронность работы цифровых датчиков, информационных систем, вычислителей и линий связи, многотактность, использование линий связи для обеспечения идентичности данных, согласования вычислительных процессов и состояний вычислителей разных каналов.

В настоящее время цифровые системы управления самолетов характеризуются следующими основными чертами (рис. 1):

- системы управления строятся на базе цифровых вычислителей с применением разнородного резервирования, цифровых информационных систем и линий связи, боковых ручек или миништурвалов и электрогидравлических приводов для отклонения поверхностей управления;

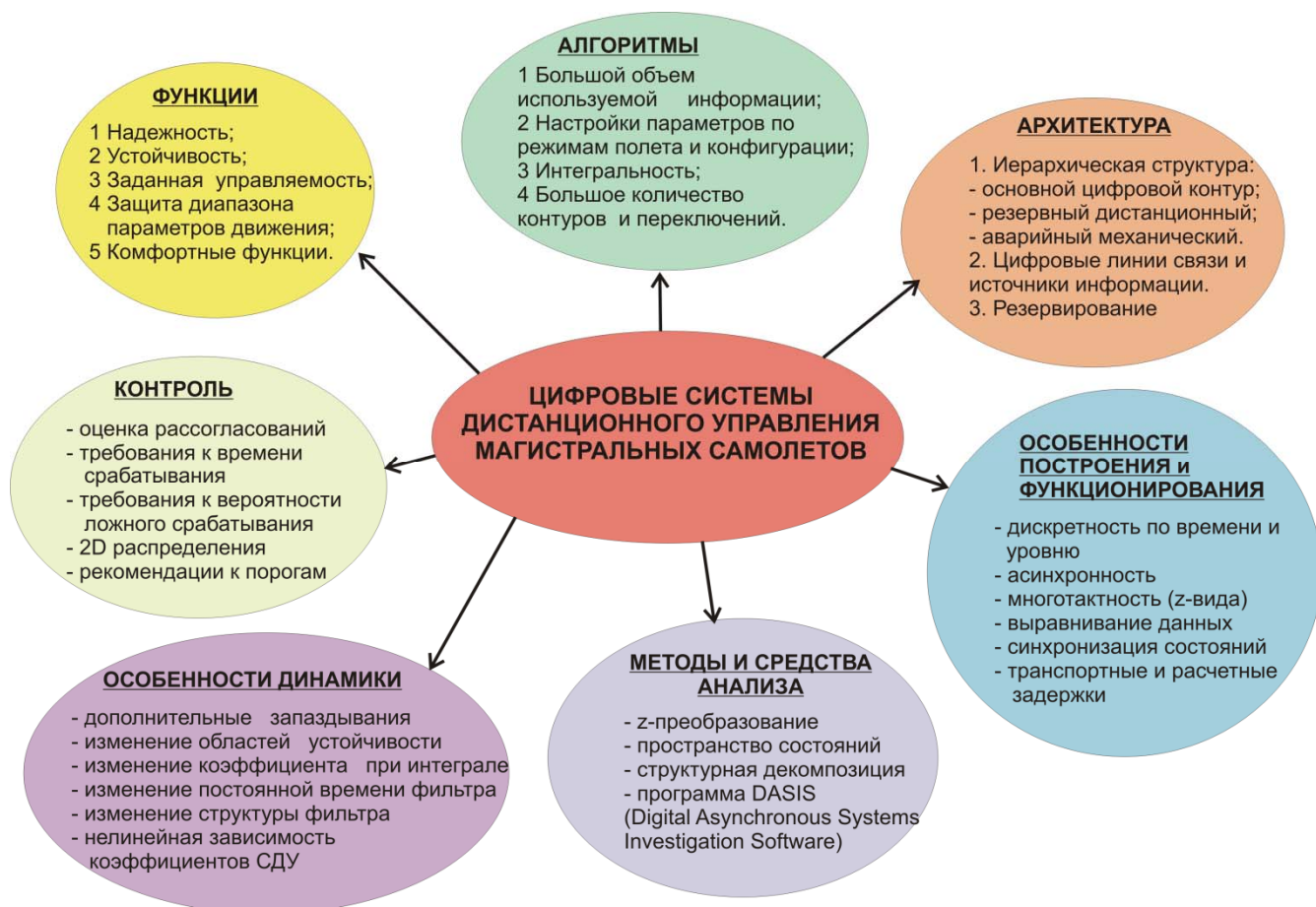


Рисунок 1 – Особенности построения и анализа современных цифровых систем управления самолетов

- в ЦСДУ реализуется широкий набор функций для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости, ограничения параметров движения,

- повышения комфорта управления, для реализации которых используются алгоритмы управления со сложными настройками по параметрам полета, нелинейными и логическими элементами;
- самолет должен обладать отличными динамическими характеристиками, что приводит к жестким требованиям к динамике трактов управления. Для этого необходимы высокая скорость передачи информации, большое быстродействие вычислителей и высокие частоты обновления информации цифровых датчиков, информационных систем и вычислителей СДУ;
 - в системе управления используется много цифровых устройств, работа которых не синхронизирована, т.е. система является асинхронной. Это приводит к дополнительным запаздываниям в трактах управления и к рассогласованию каналов. Обеспечение согласованной работы каналов требует специальных мер, которые оказывают влияние на динамические характеристики системы;
 - частоты обновления информации датчиков, информационных систем и вычислителей ЦСДУ отличаются друг от друга. Разная значимость функций ЦСДУ позволяет разнести выполнение различных функций по разным тактам ЦСДУ и обеспечить оптимальную реализацию циклограммы работы. Однако эти особенности делают систему управления многотактной и усложняют ее анализ;
 - жесткие требования к надежности и отказобезопасности в сочетании с высокой сложностью системы управления ведут к необходимости разработки высокоэффективной системы контроля. Выбор параметров алгоритмов контроля определяется как стохастическими и динамическими характеристиками контролируемых сигналов, так и требованиями к вероятности несрабатывания и ложного срабатывания системы контроля.

Современная ЦСДУ строится по иерархическому принципу и имеет трехуровневую структуру – основной, резервный и аварийный контуры (рис. 2).

Основной цифровой дистанционный контур СДУ совместно с сопрягаемым оборудованием должен обеспечивать весь спектр функций управления.

Резервный электродистанционный контур должен обеспечивать ограниченный спектр функций управления, достаточный для безопасного завершения полета.

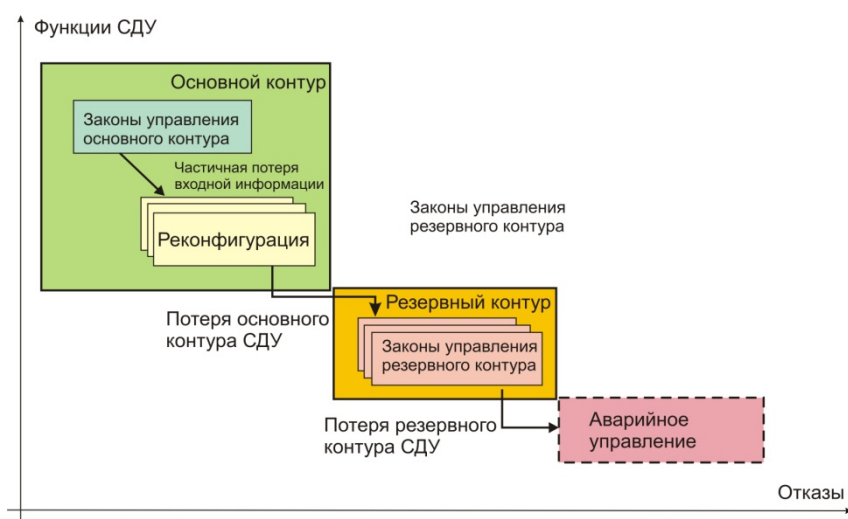


Рисунок 2 – Иерархическое построение системы управления самолета

Аварийный контур (если он необходим) должен обеспечивать минимальный уровень управляемости в случае отказа основного и резервного контуров.

Все функции, характерные для систем управления современных самолетов транспортной категории, можно разделить на три основные группы:

- функции управления;
- функции, повышающие безопасность полета, т.е. защита границ эксплуатационной и предельной областей режимов полета от нарушения;
- функции комфортного управления.

Функции управления. К функциям управления относится формирование сигналов управления по тангажу, крену и курсу от рычагов управления и переключателей. Необходимо обеспечить заданные статические характеристики управляемости $X_B^{n_y}$, $P_B^{n_y}$ и другие, устойчивость самолета с ЦСДУ и характеристики переходных процессов.

Функции, повышающие безопасность полета. Функции, повышающие безопасность полета, подразделяются на функции ограничения и функции предупреждения.

Функции ограничения, обеспечивающие надежную защиту самолета от выхода за границы предельной области, необходимы по тем параметрам, превышение которых может привести к аварийным или катастрофическим ситуациям, т.е. это защита от превышения предельной перегрузки, угла атаки, скорости V_D и числа Маха M_D и др.

Функции предупреждения обеспечивают информирование экипажа о приближении к границе эксплуатационной области по основным параметрам полета.

Функции комфортного управления. Эти функции обеспечивают высокий уровень удобства управления, включая автобалансировку самолета, стабилизацию углового положения без вмешательства летчика в управление, автоматическое парирование возмущений при отказе двигателя, изменении положения механизации и т.д.

Весьма важным этапом при разработке сложных цифровых систем управления является анализ функциональных отказов, которые определяют ее архитектуру, резервирование и систему контроля (примеры в табл. 1, 2). Для обеспечения надежности системы возможно применение вычислителей, построенных по схеме самоконтролируемой пары с разнородным резервированием аппаратной и программной частей каналов, где один канал выполняет функции контроля, а другой – функции управления. Также требуется два типа блоков управления и контроля (БУК) приводов для обеспечения надежности резервного управления и предотвращения отказа из-за наличия «общей точки» в программном обеспечении.

Во **второй главе** рассмотрены особенности построения и функционирования асинхронной одноканальной системы управления. В процессе создания систем управления самолетов наибольший интерес вызывает синтез алгоритмов системы управления, реализующих заданные функции ЦСДУ и характеристики устойчивости и управляемости. Для этого требуются обширные исследования, включающие:

- оценку запасов устойчивости и характеристик управляемости;
- определение требований к трактам управления;
- определение требований к исполнительным элементам;
- математическое и стендовое моделирование.

Результаты этих исследований существенно зависят от законов управления и их реализации. Как правило, алгоритмы управления синтезируются и отрабатываются в аналоговой форме, но для реализации в цифровой системе управления их нужно перевести в дискретную форму, принимая во внимание следующие особенности:

- дискретность по времени и уровню;
- асинхронность работы каналов;
- множество тактов обновления информации и выполнения операций;
- выравнивание информации между каналами.

Таблица 1 – Анализ функциональных отказов информационно-вычислительной части

№	Проявление отказа	Этапы полета	Воздействие на самолет	Летная ситуация	Требуемая вероятность, 1/час
1	Контролируемый отказ основного управления	Все	Ухудшение управления во всех каналах	СС/ АС	$< 10^{-5}$ $< 10^{-7}$
2	Неконтролируемый отказ основного управления	Все	Потеря управления самолетом	КС	$< 10^{-9}$
3	Отказ резервной системы управления	Все	Потеря управления самолетом	КС	$< 10^{-9}$
4	Отказ сигнала перемещения рычага управления в продольном и поперечном каналах	Все	Потеря управления самолетом	КС	$< 10^{-9}$
5	Отказ сигнала перемещения педалей	Все	Значительное ухудшение управления в путевом канале. Сложность выполнения посадки при боковом ветре	АС	$< 10^{-7}$
6	Отказ сигналов угловых скоростей в основном управлении	Все	Значительное ухудшение устойчивости самолета	АС	$< 10^{-7}$
7	Отказ сигналов ИНС в основном управлении	Все кроме взлета, посадки Взлет, посадка	Ухудшение управления в продольном канале. Потеря автоматического ограничения нормальной перегрузки и углового положения. Потеря стабилизации углового положения	СС АС	$< 10^{-5}$ $< 10^{-7}$
8	Отказ сигналов СВС в основном управлении	Все	Потеря настройки системы управления по числу Маха и скорости. Потеря автоматического ограничения угла атаки. Ухудшение устойчивости на больших углах атаки	СС/ АС	$< 10^{-5}$ $< 10^{-7}$

Таблица 2 – Рекомендации к архитектуре информационно-вычислительной части на основе анализа функциональных отказов

№	Элемент	Степень резервирования	Внутреннее резервирование	Количество типов
1	Вычислитель ЦВ	Два или более	Два или более	1
2	Программное обеспечение ЦВ	Два или более	Два или более (уровень разработки канала контроля – А)	1
3	Аналоговый блок БУК (АСЕ)	Четыре или более	Нет	1
4	Вычислитель БУК (АСЕ)	Четыре или более	Два или более	2
5	Программное обеспечение БУК (АСЕ)	Четыре или более	Два или более (уровень разработки канала контроля – А)	2
6	Система воздушных сигналов (СВС)	Три или более	Должно присутствовать для обеспечения высокой полноты контроля	1
7	Инерциальная навигационная система (ИНС, БИНС)	Три или более	Должно присутствовать для обеспечения высокой полноты контроля	1
8	Датчик перемещения штурвала	Четыре или более	Может присутствовать	1
9	Датчик перемещения педалей	Три или более	Может присутствовать	1

Оценить устойчивость можно путем интегрирования уравнений движения самолета с ЦСДУ. Однако более предпочтительным видится определение запасов устойчивости программно-аналитическим путем, с помощью разработанного в ЦАГИ программного обеспечения, и их подтверждение по результатам численного моделирования.

При разработке цифровых систем управления очень важную роль играет определение требований к допустимым запаздываниям в трактах различных сигналов, которые позволяют определить частоты обновления информации. Наиболее критичными для устойчивости являются тракты угловой скорости тангажа и перегрузки (рис. 3).

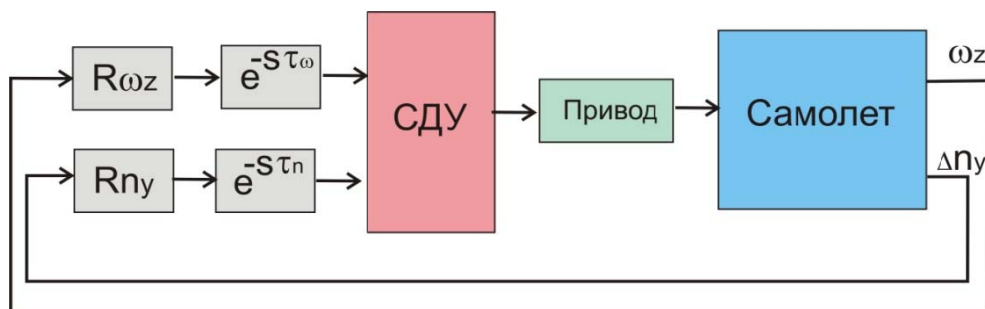
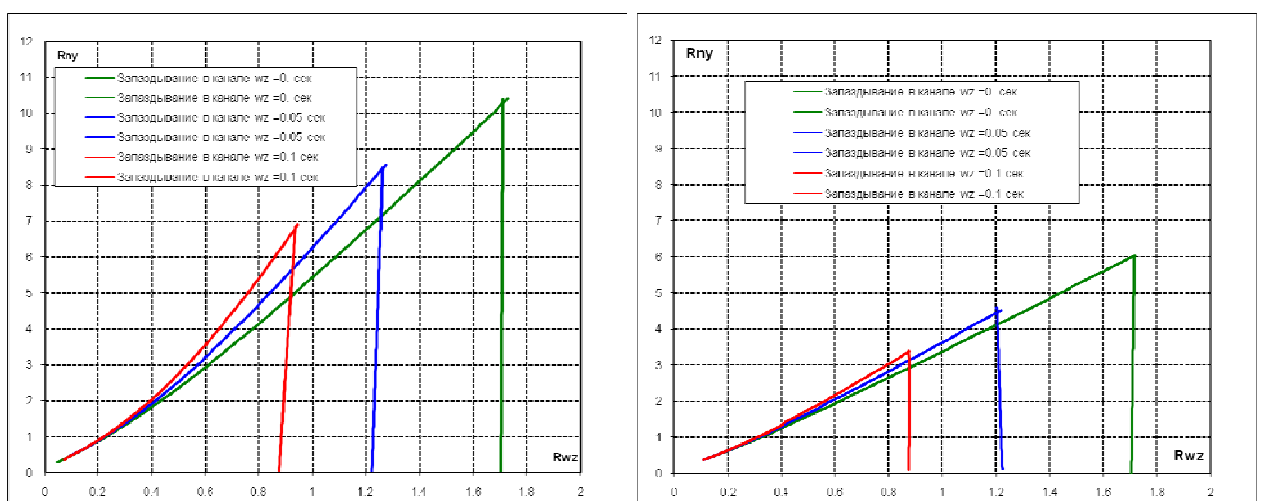


Рисунок 3 – Расчетная схема анализа устойчивости замкнутой системы

Режим V_D-M_D является расчетным для выбора максимального временного запаздывания. Для этого режима на рис. 4 приведены области устойчивости системы «самолет – ЦДУ» при варьировании запаздываний в этих трактах. Видно, что запаздывание в тракте угловой скорости тангажа $\tau = 0,1$ с является недопустимым.



а) Запаздывание $\tau_{n_y} = 0$

б) $\tau_{n_y} = 0,2$ с

Рисунок 4 – Области устойчивости. Режим V_D-M_D

Кроме сокращения областей устойчивости другими критериями выбора максимального допустимого времени запаздывания являются:

- сильное возмущение переходного процесса вследствие запаздывания;
- потеря или неудовлетворительное выполнение функции ЦСДУ;
- невозможность проведения эффективного контроля сигнала.

Для того чтобы дать количественную меру возмущения переходного процесса, т.е. разницу между реальным $y(t)$ и эталонным $y_{ref}(t)$ процессами, можно воспользоваться функциональной нормой рассогласования, которая может быть либо интегральной:

$$\|\Delta y(t)\|_2 = \sqrt{\frac{\int_0^T (y(t) - y_{ref}(t))^2 dt}{\int_0^T y_{ref}(t)^2 dt}},$$

где T – характерное время затухания переходного процесса, либо пиковой:

$$\|\Delta y(t)\|_\infty = \frac{\max(|y(t) - y_{ref}(t)|)}{\max(y_{ref}(t)) - \min(y_{ref}(t))}.$$

На рис. 5 приведены интегральные нормы возмущений переходного процесса по нормальной перегрузке, угловой скорости тангажа и рулю высоты. При обычном пороге допустимого возмущения в 10% от исходного процесса величина допустимого запаздывания в канале ω_z составляет $\sim 0,06$ с. Также запаздывание в канале ω_z более 0,05 с приводит к появлению колебательности, выражающейся в росте числа экстремумов и точек пересечения с эталонным процессом (рис. 6).

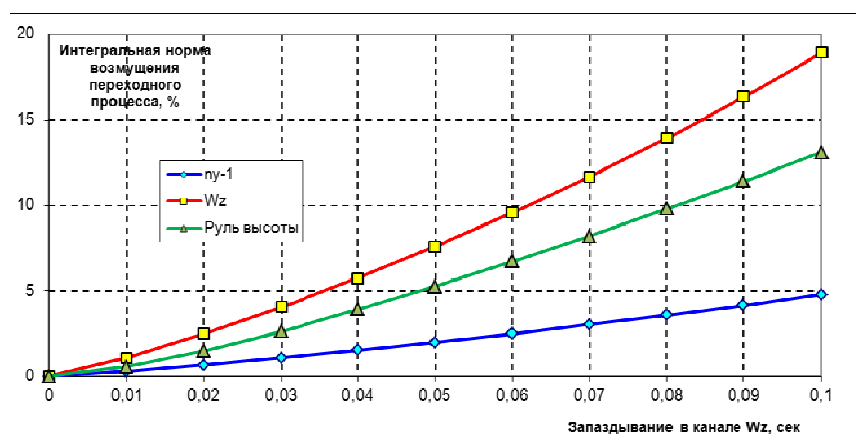


Рисунок 5 – Интегральная норма возмущения переходных процессов.

Режим $M_{MO}-V_{MO}$, задняя центровка. Запаздывания $\tau_{n_y} = 0$, $\tau_{\omega_z} - var$

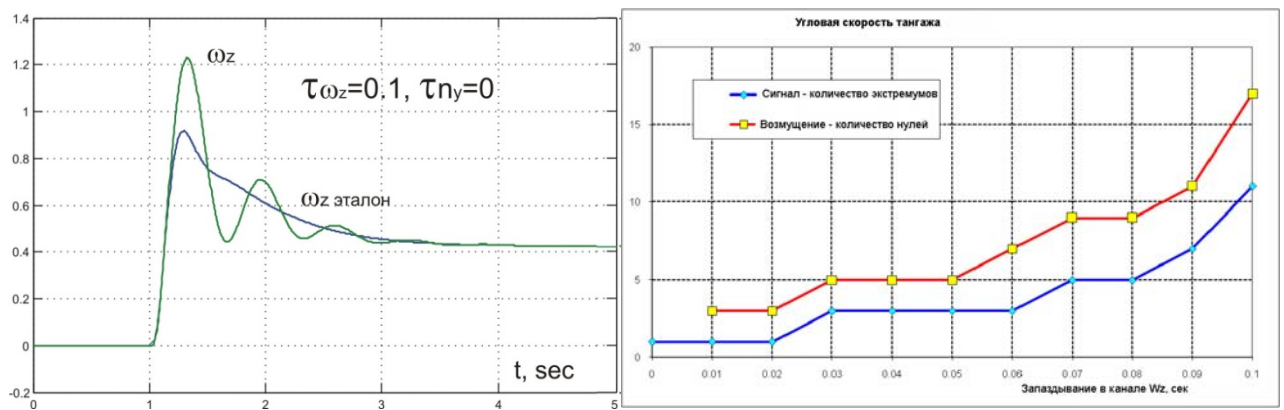


Рисунок 6 – Количество экстремумов и пересечений с эталонным процессом.

Режим $M_{MO}-V_{MO}$, передняя центровка. Запаздывания $\tau_{n_y} = 0$, $\tau_{\omega_z} - var$

Очень важным фактором для выбора максимального допустимого запаздывания в трактах сигналов является эффективность системы контроля, основным методом работы которой является сравнение контролируемых сигналов. Вследствие асинхронности работы ЦСДУ производится сравнение сигналов, относящихся к разным моментам времени, т.е. оценивается рассогласование:

$$|\Delta y(t)| = |y_1(t) - y_2(t - \tau)| \approx |dy(t)/dt| \tau,$$

которое не должно превышать порога срабатывания алгоритма контроля H .

Максимальное запаздывание, допустимое по условиям работы системы контроля, оценивается формулой $\tau \approx H / |\dot{y}(t)|_{\max}$. Характерное значение порога составляет $\sim 10\%$ от диапазона изменения сигнала, и для предварительной оценки имеем выражение:

$$\tau_{\max} \approx 0,1 (y_{\max} - y_{\min}) / |\dot{y}(t)|_{\max}.$$

Вследствие асинхронности системы временной сдвиг между контролируемыми сигналами может достигать двух периодов обновления информации сигнала. Поэтому для эффективной работы системы контроля необходимо, чтобы выполнялось условие:

$$T_0 < \tau_{\max} / 2 \approx 0,05 (y_{\max} - y_{\min}) / |\dot{y}(t)|_{\max}.$$

Для того чтобы воспользоваться этой оценкой, необходимо знать распределение $P_{dx/dt}$ производных контролируемых сигналов, которые на первом этапе получают при стендовом моделировании, а затем уточняют по результатам летных испытаний. На основании этих данных и моделирования движения самолета в условиях ветровых порывов оцениваются периоды обновления информации основных сигналов (табл. 3) при принятом пороге срабатывания алгоритмов контроля – 10% от диапазона.

Таблица 3 Примерные оценки максимальных периодов обновления информации.

Параметр – X	$ dX/dt $, $T = 0,2$ с	Диапазон	Порог (10%)	Допустимое запаздывание	Рекомендуемая частота, Гц
Угловая скорость тангажа	30	15	1,5	0,05	0,02
Угловая скорость крена	40	20	2,0	0,05	0,02
Угловая скорость рыскания	20	15	1,5	0,075	0,02
Угол атаки	18	20	2,0	0,11	0,05
Нормальная перегрузка	1,5	3,5	0,35	0,233	0,05–0,1
Сигнал на отклонение руля высоты	95	50	5,0	0,05	0,02
Сигнал на отклонение руля направления	70	50	5,0	0,07	0,02
Сигнал на отклонение элеронов	125	50	5,0	0,04	0,02
Отклонение рычага по тангажу*	450	300	30	0,067	0,02
Отклонение рычага по крену*	500	300	30	0,06	0,02
Отклонение педалей*	400	300	30	0,07	0,02

* – данные должны быть скорректированы для конкретных рычагов управления.

В **третьей главе** рассмотрено влияние асинхронности, выравнивания информации между каналами и многотактности на устойчивость и динамические характеристики многоканальной цифровой системы управления (рис. 7).

Рассматриваемая модель асинхронной работы системы подразумевает, что:

- одинаковые операции в разных каналах выполняются с временным сдвигом;
- разные операции в одном вычислителе выполняются не одновременно.

Модель многотактной работы ЦСДУ подразумевает, что:

- разные операции могут выполняться с разными частотами;
- выполнение операций может быть разнесено по разным тактам;
- разные цифровые системы могут работать с разными частотами.

Все эти особенности значительно усложняют анализ и синтез цифровых систем управления.

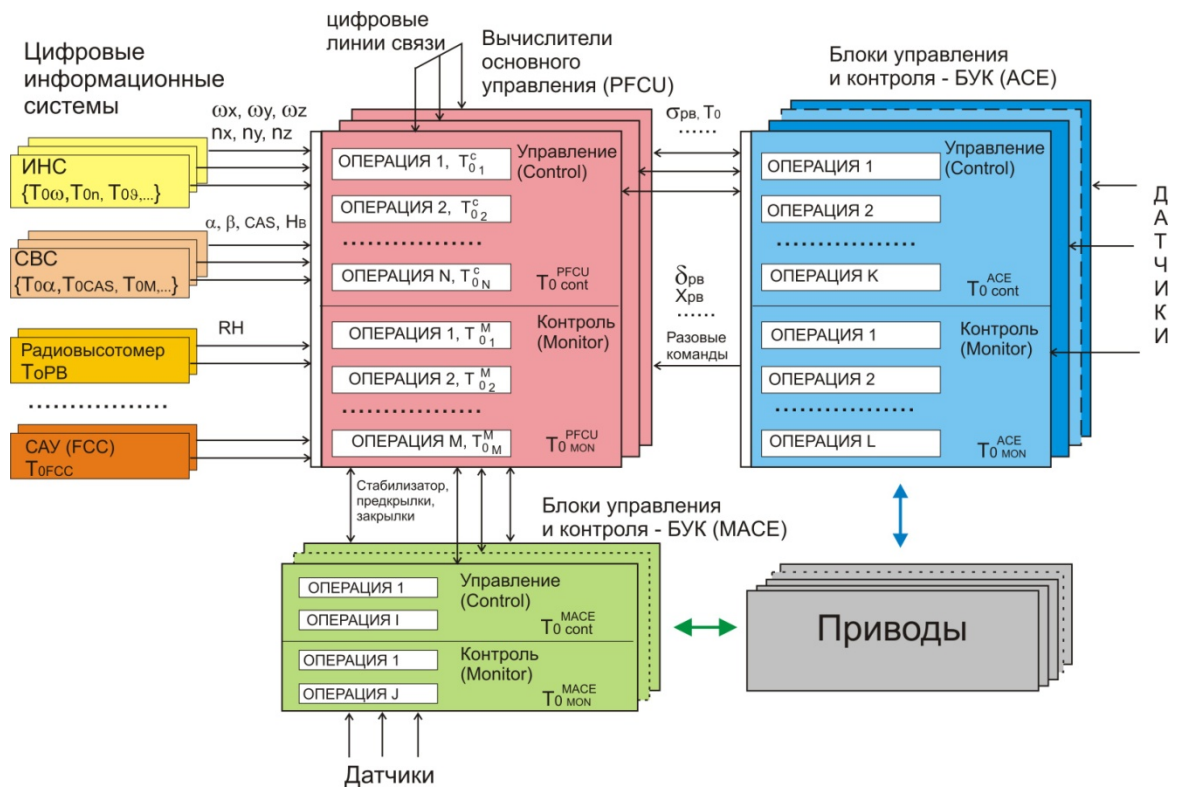


Рисунок 7 – Общая архитектура цифровой части системы управления

Управляющие сигналы от летчика и сигналы обратной связи от датчиков и информационных систем обновляются с разными частотами, в разное время и обрабатываются в вычислителе в соответствии с алгоритмами управления. Возможен обмен информацией между каналами для контроля и выравнивания информации. Последовательность этих процедур определяет циклограмму работы системы. Методика анализа динамики самолета с цифровой резервированной асинхронной многотактной системой управления основана на частотных принципах и включает этапы:

1. Цифровая система, использующая разные частоты обновления информации, сводится к эквивалентной одноконтурной асинхронной системе с частотой обновления, равной наибольшему общему делителю частот исходной системы.
2. Асинхронная одноконтурная система сводится к эквивалентной синхронной с помощью введения звеньев чистого опережения и запаздывания.
3. Система размыкается между ее дискретной и непрерывной частями. Замкнутая система описывается следующей системой операторных уравнений:

$$\begin{bmatrix} Z(u_1) \\ \dots \\ Z(u_N) \end{bmatrix} = \mathbf{A}(z) \begin{bmatrix} Z(u_1) \\ \dots \\ Z(u_N) \end{bmatrix} + \mathbf{B}(z) \begin{bmatrix} Z(x_i) \\ \dots \\ Z(x_i) \end{bmatrix},$$

где: $Z(u_i) = \sum_{n=0}^{\infty} u_i(nT_0)z^{-n}$ – Z-преобразование сигнала i -го вычислителя;

$Z(x_i) = \sum_{n=0}^{\infty} x_i(nT_0)z^{-n}$ – Z-преобразование управляющего сигнала x_i ;

$\mathbf{A}(z), \mathbf{B}(z)$ – операторные матрицы,

$z = e^{sT_0}$ – оператор дискретного преобразования Лапласа.

Условием устойчивости является отсутствие корней уравнения $\det[\mathbf{E} - \mathbf{A}(z)] = 0$ вне круга единичного радиуса: $|z| = 1$. Уравнение можно переписать в виде $W_{PC}^*(z) = 1$, где $W_{PC}^*(z) = 1 - \det[\mathbf{E} - \mathbf{A}(z)]$. Данное уравнение эквивалентно уравнению потери устойчивости одноканальной системы, где $W_{PC}^*(z)$ – передаточная функция разомкнутой системы. Для матрицы $\mathbf{A}(z)$ справедливо выражение $\mathbf{A}(z) = \mathbf{D}(z)\mathbf{W}^*(z)$, где $\mathbf{D}(z)$ – матрица передаточных функций цифровой части системы, $\mathbf{W}^*(z)$ – матрица передаточных функций непрерывной части.

Недостатком этого метода является неопределенность физического смысла полученной частотной характеристики (рис. 8), поскольку по ней можно судить лишь о наличии или отсутствии устойчивости.

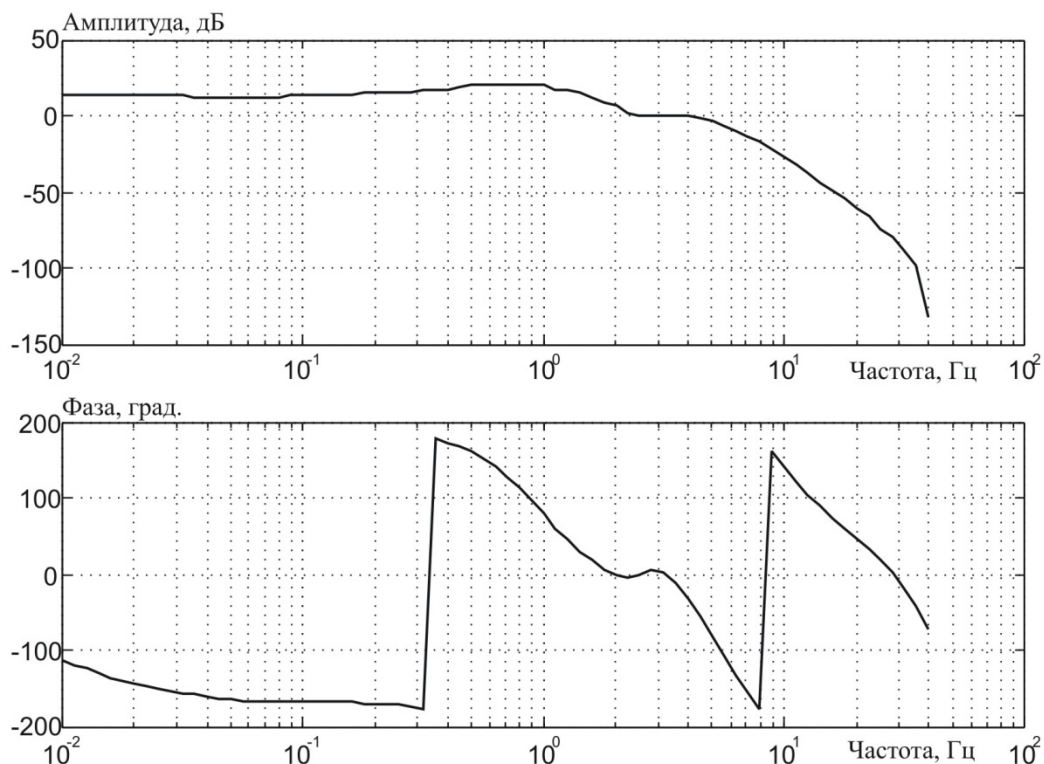


Рисунок 8 – Частотная характеристика, определяющая устойчивость самолета с ЦСДУ в боковом канале

Предложен другой подход, основанный на расчете собственных значений матрицы частотных характеристик $\mathbf{A}(\omega)$. Если одно из собственных значений $\lambda_i(\omega)$ равно нулю, то система находится на границе устойчивости. Формируется ряд частотных характеристик:

$$W_i(\omega) = 1 + \lambda_i(\omega), i = 1, \dots, n,$$

которые назовем частотными характеристиками контуров, составляющих многосвязную систему. Анализ этих характеристик (рис. 9) позволяет оценить устойчивость многосвязной системы в целом, а также выделить контур, в котором система теряет устойчивость.

Частотные характеристики, приведенные на рис. 9, имеют ясный физический смысл, поскольку близки к характеристикам разомкнутой системы в поперечном и поперечном каналах, что делает структурную декомпозицию эффективным методом анализа многосвязных систем.

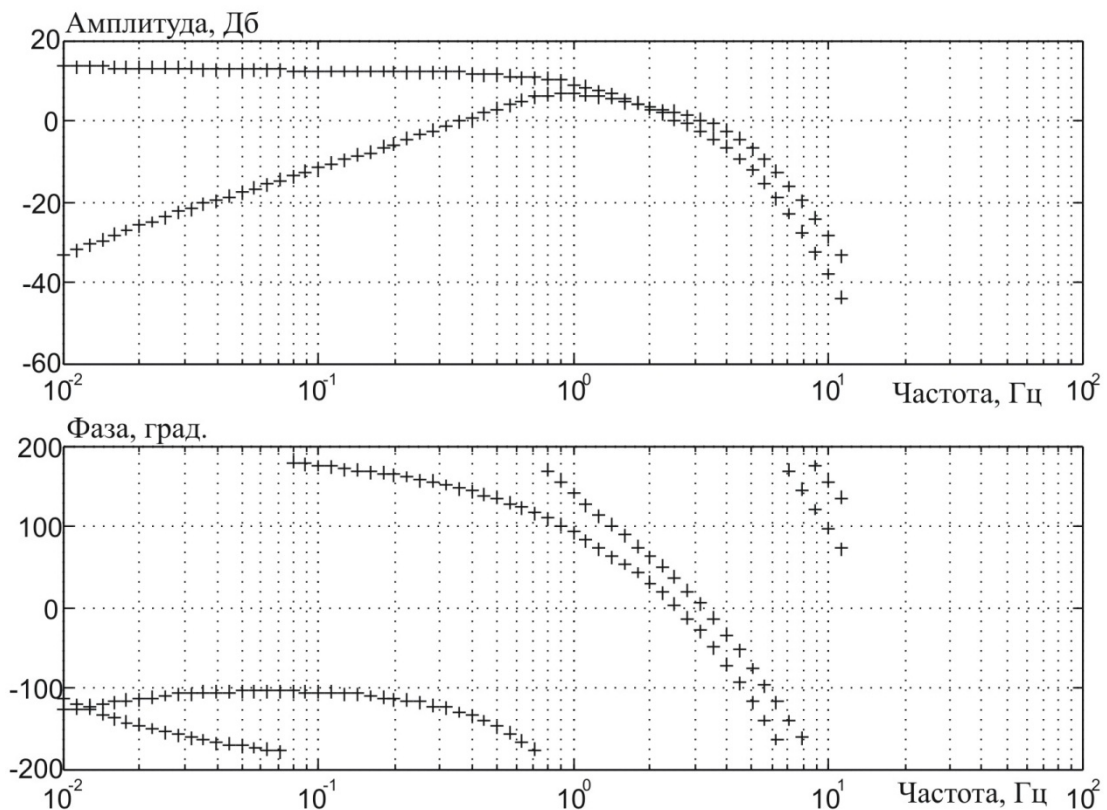


Рисунок 9 – Частотные характеристики системы после декомпозиции

Рассмотрена двухканальная асинхронная одноканальная система. Для передаточной функции, определяющей устойчивость замкнутой системы, справедливо выражение:

$$W_{PC}^* = D_{11}W_{11}^* + D_{22}W_{22}^* + D_{12}W_{21}^* + D_{21}W_{12}^* - \det \left(\begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} \\ D_{21} & D_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_{11}^* & W_{12}^* \\ W_{21}^* & W_{22}^* \end{bmatrix} \right).$$

В случае $D_{11} = D_{12} = D(z)$; $D_{12} = D_{21} = 0$ вычислители разных каналов используют одинаковые законы управления, межканальные связи отсутствуют и частотная характеристика, определяющая устойчивость, описывается выражением:

$$W_{PC}^*(\omega) = \frac{z-1}{zT_0} D(z) \sum_{k=-\infty}^{+\infty} \frac{W(\omega + k\omega_s)}{i(\omega + k\omega_s)} + \\ + \frac{1}{4} D^2(z) \left(\frac{z-1}{zT_0} \right)^2 \sum_{m=-\infty}^{+\infty} (1 - \cos(m\omega_s \tau)) \cdot \sum_{k=-\infty}^{+\infty} \frac{W(\omega + k\omega_s)}{\omega + k\omega_s} \cdot \frac{W(\omega + (k+m)\omega_s)}{\omega + (k+m)\omega_s},$$

где τ – временной сдвиг между каналами.

Данная частотная характеристика содержит линейную и нелинейную части. Линейная часть – это частотная характеристика разомкнутой одноканальной системы, которая не зависит от τ . Нелинейная часть зависит от временного сдвига, при $\tau = 0$ обращается в ноль и является квадратичной формой коэффициентов усиления, т.к. зависит от $D^2(z)$. Это приводит к искажению понятий запасов по амплитуде и фазе, поскольку они нелинейным образом зависят от коэффициентов усиления. Обычно влияние нелинейной части весьма мало, т.е. частотная характеристика, определяющая устойчивость замкнутой системы, и ее линейная часть близки.

В случае, когда $D_{12} \neq 0$, $D_{21} \neq 0$, существует обмен информацией по каналам межмашинной связи, и для расчета управляющего сигнала используются сигналы соседних вычислителей. Для линейной части частотной характеристики, определяющей устойчивость замкнутой системы, справедливо выражение:

$$W_{PC}^*(\omega) = \frac{1}{2} (D_{11} + D_{22}) \frac{z-1}{zT_0} \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \frac{W(\omega + n\omega_s)}{i(\omega + n\omega_s)} + \\ + \frac{1}{2} D_{12} \frac{z-1}{zT_0} \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \frac{W(\omega + n\omega_s)}{i(\omega + n\omega_s)} \cdot e^{i(\omega + n\omega_s)\tau} + \frac{1}{2} D_{21} \frac{z-1}{zT_0} \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \frac{W(\omega + n\omega_s)}{i(\omega + n\omega_s)} \cdot e^{-i(\omega + n\omega_s)\tau}.$$

Можно видеть, что даже линейная часть этой частотной характеристики является функцией временного сдвига, т.е. влияние асинхронности значительно. Рассмотрим случай $D_{11} = D_{22} = 0,5D(z)$, $D_{21} = 0,5D(z)$, $D_{12} = 0,5D(z)/z$, который соответствует выравниванию выходных сигналов разных каналов. Для частотной характеристики, определяющей устойчивость замкнутой системы, имеем выражение:

$$W_{PC}^*(\omega) = \frac{1}{4} D(z) \frac{z-1}{zT_0} \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \frac{W(\omega + n\omega_s)}{i(\omega + n\omega_s)} \cdot [2 + e^{-i(\omega + n\omega_s)\tau} + e^{-i(\omega + n\omega_s)(T_0 - \tau)}].$$

Если существует резонансный пик на частоте $\omega_s - \omega$, то выражение для частотной характеристики приобретает вид:

$$W_{PC}^*(\omega) \cong D(z)W(\omega)e^{-i\omega\frac{3}{4}T_0} + \frac{D(z)W(\omega_s - \omega)}{2i(\omega_s - \omega)}(1 - \cos(\omega_s\tau)),$$

т.е. выравнивание выходных сигналов эквивалентно дополнительному запаздыванию в четверть периода обновления, а транспонирование резонансного пика в низкочастотную область отличается от случая одноканальной системы, что нужно учитывать.

Рассмотрим влияние особенностей ЦСДУ, описанных выше, на области устойчивости самолета с автоматом продольной устойчивости (рис. 10). Использование цифровых систем управления уменьшает области устойчивости (рис. 11), поскольку цифровая обработка информации приводит к запаздываниям. Особенно сильному искажению подвержена высокочастотная граница устойчивости. Выравнивание сигналов приводит к дальнейшему сокращению области устойчивости, что объясняется дополнительным запаздыванием, вызванным осреднением.

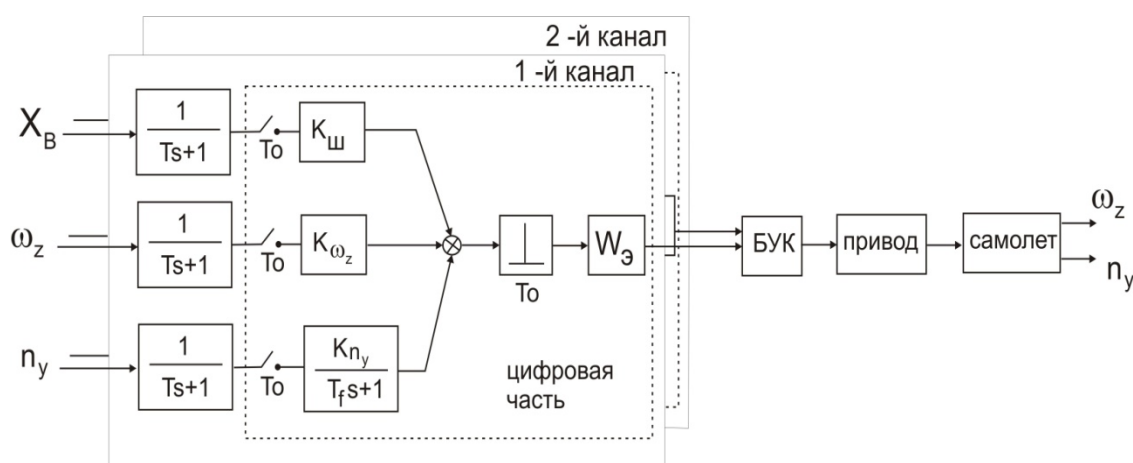


Рисунок 10 – Структура двухканальной цифровой системы управления

Проведен анализ возможности экспериментального исследования цифровых резервированных асинхронных систем управления. Размыкая систему в общей точке непрерывной части (на входе в исполнительную часть) и анализируя прохождение гармонического сигнала через элементы системы, можно получить, что частотная характеристика ЦСДУ, рассматриваемой в качестве непрерывной системы, т.е. ее экспериментальная частотная характеристика, имеет вид:

$$W_{PC}(\omega) = \sum_{L=1}^N \sum_{k=1}^N W(\omega) e^{i\omega\tau_k} D_{Lk} \frac{1}{T_0} W_{ЦАП}(\omega) e^{-i\omega\tau_L}.$$

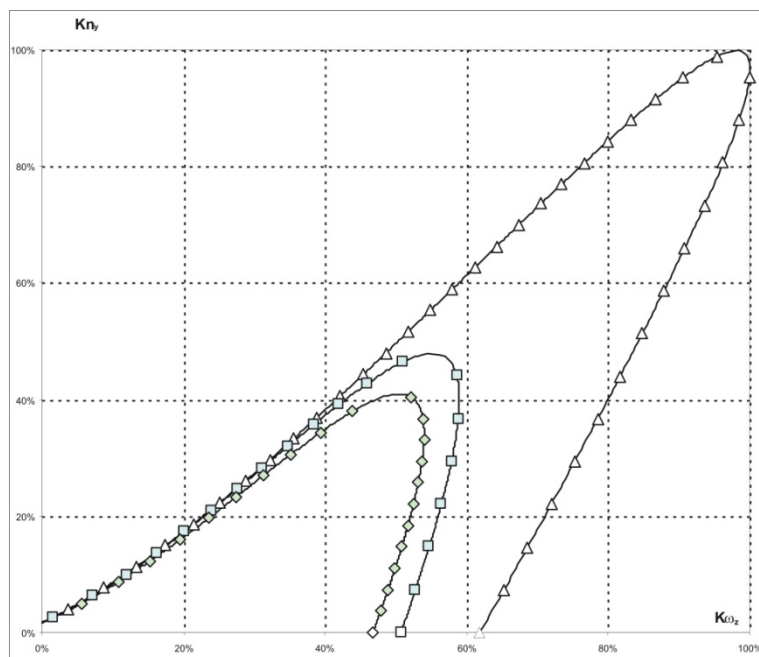


Рисунок 11 – Области устойчивости: Δ – аналоговая система, \square – цифровая система, \diamond – цифровая система с выравниванием информации

После операции свертки имеем:

$$W_{PC}^*(\omega) = \sum_{L=1}^N \sum_{k=1}^N D_{Lk}(z) \sum_{m=-\infty}^{+\infty} W(\omega + m\omega_s) e^{i(\omega + m\omega_s)(\tau_k^{in} - \tau_L^{out})} \frac{1}{T_0} W_{ЦАП}(\omega + m\omega_s). \quad (1)$$

Рассмотрим частотную характеристику, определяющую устойчивость замкнутой системы:

$$W_{PC}^*(\omega) = 1 - \det[\mathbf{E} - \mathbf{D}(z) \mathbf{W}^*(\omega)].$$

Ее линейная часть имеет вид:

$$\text{лч}(W_{PC}^*(\omega)) = \sum_{L=1}^N \sum_{k=1}^N D_{kL}(z) \frac{1}{T_0} \sum_{m=-\infty}^{+\infty} W(\omega + m\omega_s) W_{ЦАП}(\omega + m\omega_s) e^{i(\omega + m\omega_s)(\tau_k^{in} - \tau_L^{out})}. \quad (2)$$

Выражения для (1) и (2) идентичны, т.е., определяя экспериментально частотную характеристику системы, разомкнутой в общей точке непрерывной части, мы получаем линейную часть частотной характеристики, определяющей устойчивость замкнутой системы. Этот подход позволяет рассчитывать эталонные частотные характеристик реальных цифровых систем, что весьма важно для их экспериментальной отработки. На рис. 12 приведены экспериментальные и расчетные частотные характеристики реальной трехканальной цифровой системы управления. Различие между характеристиками в пределах допуска и можно говорить о том, что законы ЦСДУ реализованы корректно.

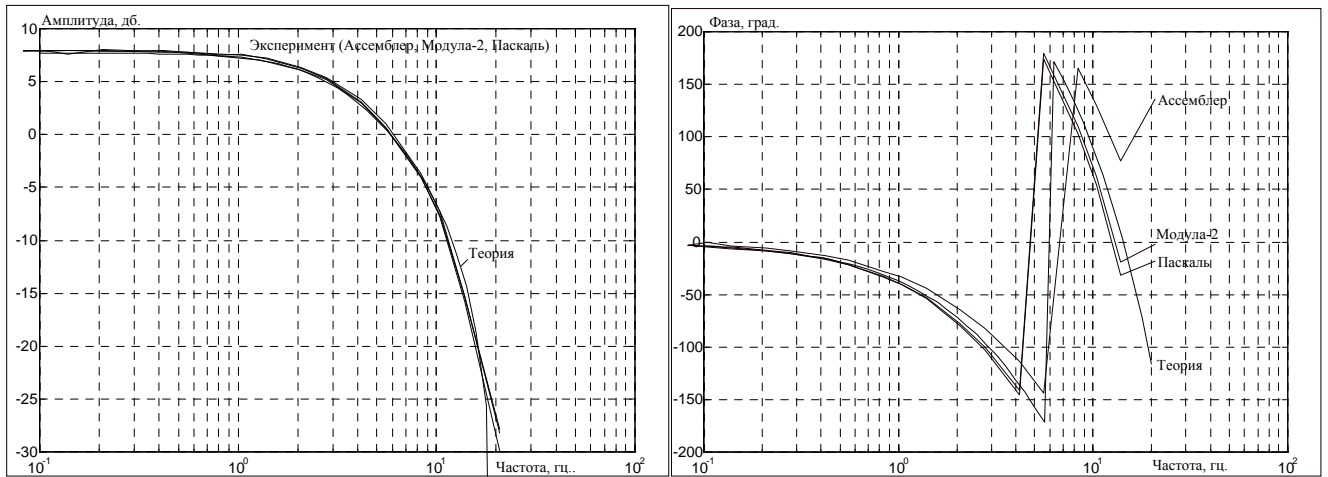


Рисунок 12 – Теоретические и экспериментальные характеристики трехканальной цифровой системы управления. Вход – ω_z , выход – сигнал на отклонение руля высоты

Для современных систем управления весьма актуальна проблема т.н. «разбегания» интегралов. Основными причинами «разбегания» интегралов являются различие во входных сигналах интегральных звеньев вследствие асинхронности, наличия постоянных смещений и случайных составляющих в сигналах датчиков разных каналов и т.н. сбои интегралов, т.е. изменение их значений вследствие возмущений разной природы. Чтобы не допустить «разбегания», применяется выравнивание интегралов, при наличии которого система описывается уравнениями:

$$u_1(nT_0) = (1 - c) [u_1(nT_0 - T_0) + T_0 X(nT_0 - T_0)] + cu_2(nT_0 - T_0 + \tau - n_2T_0),$$

$$u_2(nT_0 + \tau) = (1 - c) [u_2(nT_0 + \tau - T_0) + T_0 X(nT_0 + \tau - T_0)] + cu_1(nT_0 - n_1T_0).$$

Преобразуя систему в операторную форму, можно получить выражение для эквивалентной передаточной функции:

$$W = \frac{0,5T_0(1-c)}{\left(1 - \frac{1-c}{z}\right)^2 - \frac{c^2}{z^{n_1+n_2+1}}} \times$$

$$\times \left\{ 1 - \frac{1-c}{z} + \frac{c}{z^{n_2+1}} \left(1 + \frac{\tau}{T_0}(z-1) \right) + \left(1 + \frac{\tau}{T_0} \left(\frac{1}{z} - 1 \right) \right) \left[\frac{c}{z^{n_1+1}} + \left(1 - \frac{1-c}{z} \right) \left(1 + \frac{\tau}{T_0}(z-1) \right) \right] \right\}.$$

Упрощая это выражение, имеем:

$$W \cong \frac{1}{s} \frac{1}{1 + \frac{c(n_1 + n_2 + 1)}{2(1-c)}}$$

т.е. выравнивание приводит к изменению коэффициента при интеграле (рис. 13).

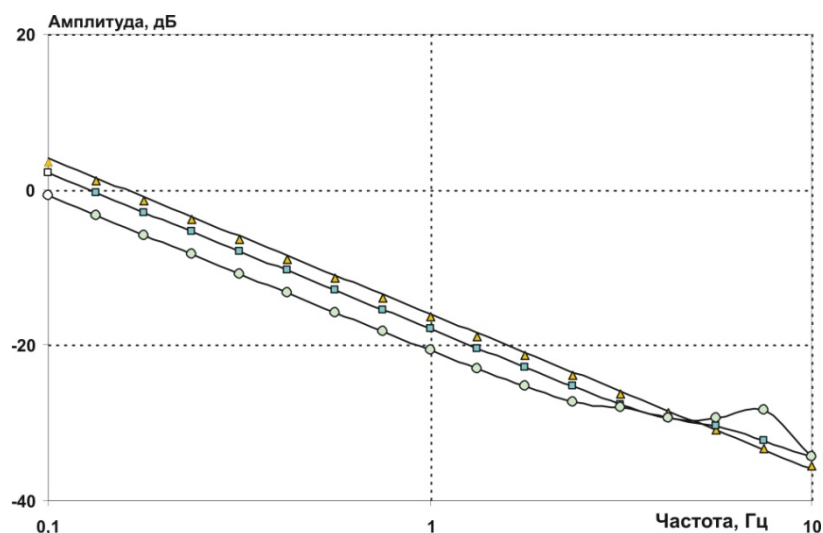


Рисунок 13 – Частотные характеристики двухканальной системы при выравнивании интегралов: — нет выравнивания; Δ – $c = 0,1, n = 0$; \square – $c = 0,5, n = 0$; \circ – $c = 0,5, n = 1$

Аналогичным образом можно получить, что выравнивание выходных сигналов апериодических фильтров приводит к изменению их постоянной времени. Это легко объяснимо, поскольку апериодический фильтр есть интеграл, охваченный единичной обратной связью. Постоянная времени фильтра – это обратная величина коэффициента при интеграле, т.е. его изменение ведет к соответствующему изменению постоянной времени апериодического фильтра.

В четвертой главе проведен анализ особенностей динамики многотактных систем. Рассмотрена одноканальная система, состоящая из двух последовательно соединенных цифровых систем (рис. 14). Частоты обновления информации систем разные.

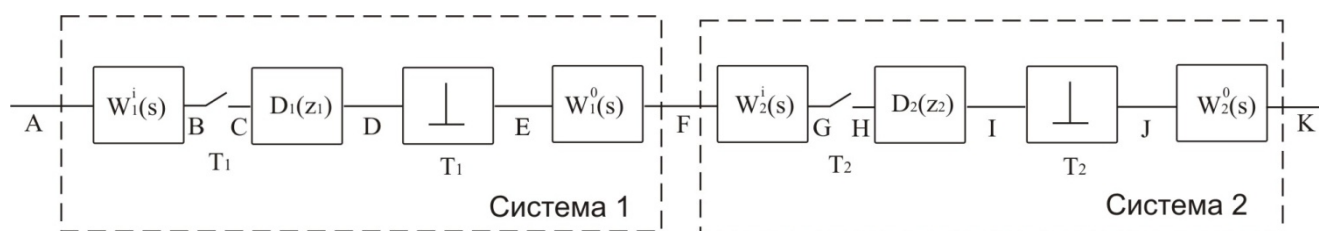


Рисунок 14 – Соединение двух цифровых систем с разными частотами обновления

К такой схеме сводятся многие важные с практической точки зрения случаи:

- соединение цифровых информационных и управляющих систем (БИНС, СВС, автопилот и др.) и вычислителей системы управления;
- соединение вычислителей системы управления и БУКов;
- расчет последовательных операций вычислителя с разной частотой.

Рассмотрим изменение гармонического сигнала $e^{i\omega t}$ при его прохождении через систему. На входе в аналого-цифровой преобразователь второй системы – G (рис. 14) имеем сигнал:

$$W_1^{\text{in}}(\omega)D_1(z_1)\frac{1}{T_1}\sum_{n=-\infty}^{+\infty}W_1^{\text{out}}\left(\omega+n\frac{2\pi}{T_1}\right)\cdot W_2^{\text{in}}\left(\omega+n\frac{2\pi}{T_1}\right)\cdot e^{i\left(\omega+n\frac{2\pi}{T_1}\right)t}.$$

Если периоды обновления T_1 и T_2 находятся в рациональном соотношении, т.е. $N_1T_1 = N_2T_2 = T_0$, то: $T_1 = T_0/N_1$, $T_2 = T_0/N_2$, где T_0 – общий период системы.

Гармонический сигнал с частотой $\omega + 2\pi/T_0 \cdot N_1N_2m = \omega + 2\pi/T_1 \cdot N_2m = \omega + 2\pi/T_2 \cdot N_1m$, проходя через аналого-цифровой преобразователь, транспонируется на частоту ω и вносит вклад в частотную характеристику системы, которая имеет вид:

$$W = W_1^{\text{in}}(\omega)D_1(z_1)D_2(z_2)\left(\frac{W_2^{\text{out}}(\omega)}{T_2}\right)\cdot\sum_{m=-\infty}^{+\infty}\left[W_1^{\text{out}}\left(\frac{\omega+2\pi}{T_0}N_1N_2m\right)/T_1\right]\cdot W_2^{\text{in}}\left(\frac{\omega+2\pi}{T_0}N_1N_2m\right).$$

Если периоды обновления информации находятся в иррациональном соотношении, то $T_0 = \infty$, $N_1 = N_2 = \infty$, и частотная характеристика есть произведение частотных характеристик составляющих подсистем:

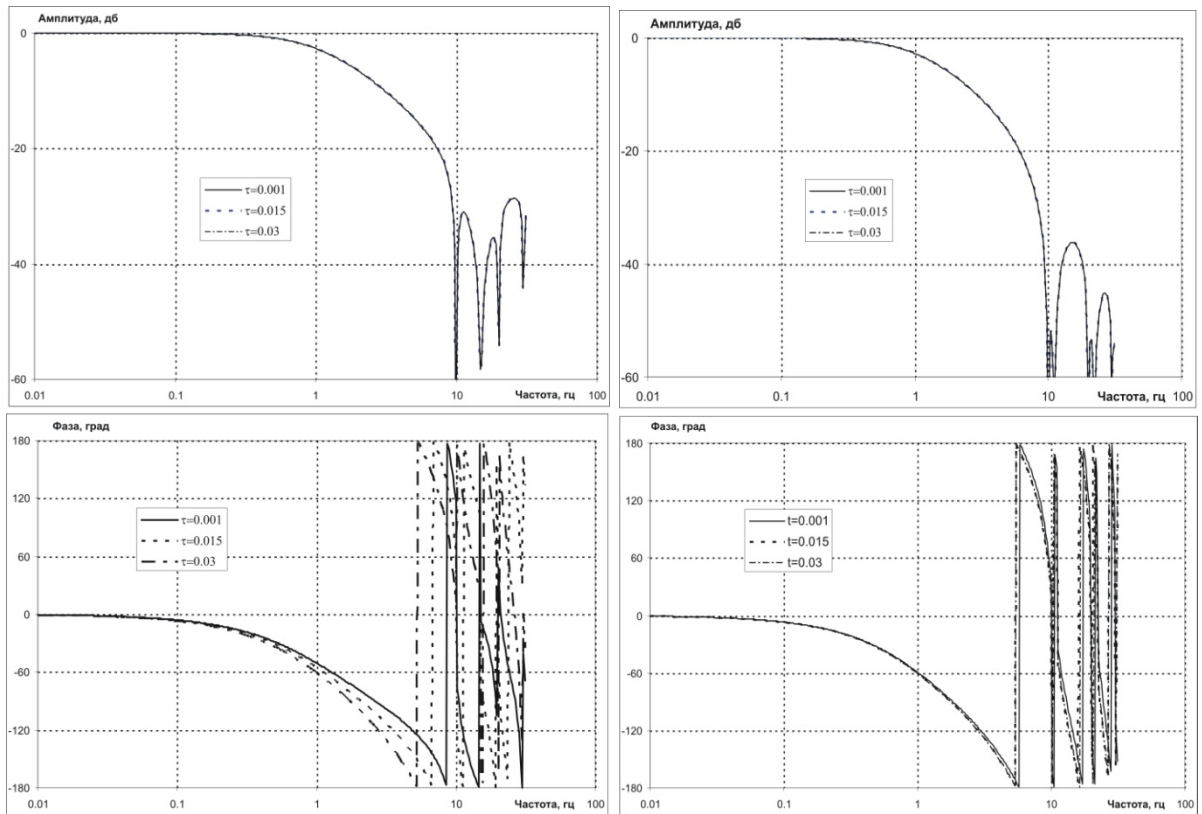
$$W = \left(W_1^{\text{in}}(\omega)D_1(z_1)\frac{1}{T_1}W_1^{\text{out}}(\omega)\right)\left(W_2^{\text{in}}(\omega)D_2(z_2)\frac{1}{T_2}W_2^{\text{out}}(\omega)\right).$$

Системы коммутативны и их можно менять местами. Расчеты реальных систем демонстрируют, что чем больше числа N_1 и N_2 , тем меньше влияние асинхронности на динамику всей системы (рис. 15).

Большой интерес представляет влияние выравнивания информации между каналами многотактной системы на динамические характеристики типовых звеньев. Рассмотрена двухканальная система управления с единичным коэффициентом усиления, в которой выравнивание производится в два раза реже, нежели обновление выходного сигнала. Для системы возможны различные циклограммы работы (рис. 16). Если система работает по циклограмме № 1, то передаточная функция имеет вид:

$$W = W_{\text{ЦАП}}\frac{1}{1+s\frac{2k^2(n_1+n_2+1)}{1-k^2}}\left[1+\frac{k(3k-1)}{2(1-k^2)}(n_1+n_2+1)\right]$$

и выравнивание выходного сигнала приводит к появлению свойств апериодического фильтра.



а) $T_1 = 0,0667$ c, $T_2 = 0,1$ c

б) $T_1 = 0,09$ c, $T_2 = 0,1$ c

Рисунок 15 – Частотные характеристики системы с фильтром $T_F = 0,1$ c



Структура системы управления

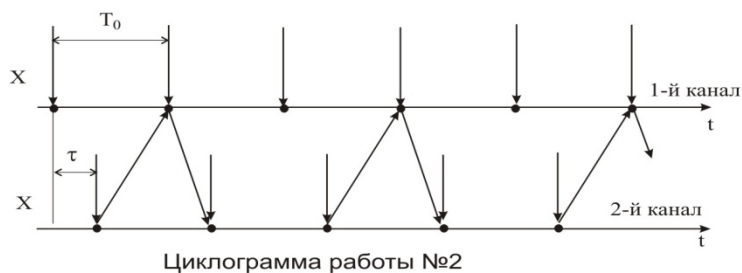
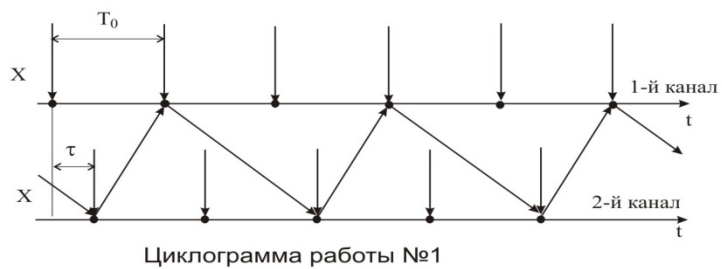


Рисунок 16 – Структура двухканальной ЦСДУ и циклограммы ее работы

Если реализуется иная циклограмма работы (№ 2 на рис. 16), то:

$$W = W_{\text{ЦАП}} \left[1 - sT_0 \frac{k(2n_1 + 2n_2 + 1) + k^2(2n + 1 - \tau/T_0)}{4} \right]$$

и свойств аperiodического фильтра нет, т.к. возмущение выходного сигнала ограничено во времени, тогда как для циклограммы № 1 возмущение распространяется бесконечно.

На основе разработанного подхода к анализу сложных цифровых систем и с учетом выявленных особенностей можно решать более сложные практические задачи. В частности, анализ динамики самолета с цифровой СДУ в боковом канале (рис. 17) является сложной задачей, поскольку из-за наличия двух органов управления – элеронов и руля направления – эта задача всегда является многоконтурной. Определены области устойчивости этой многотактной системы управления. Увеличение частоты обновления угловых скоростей приводит к уменьшению запаздывания в этом тракте и расширению областей устойчивости (рис. 18).

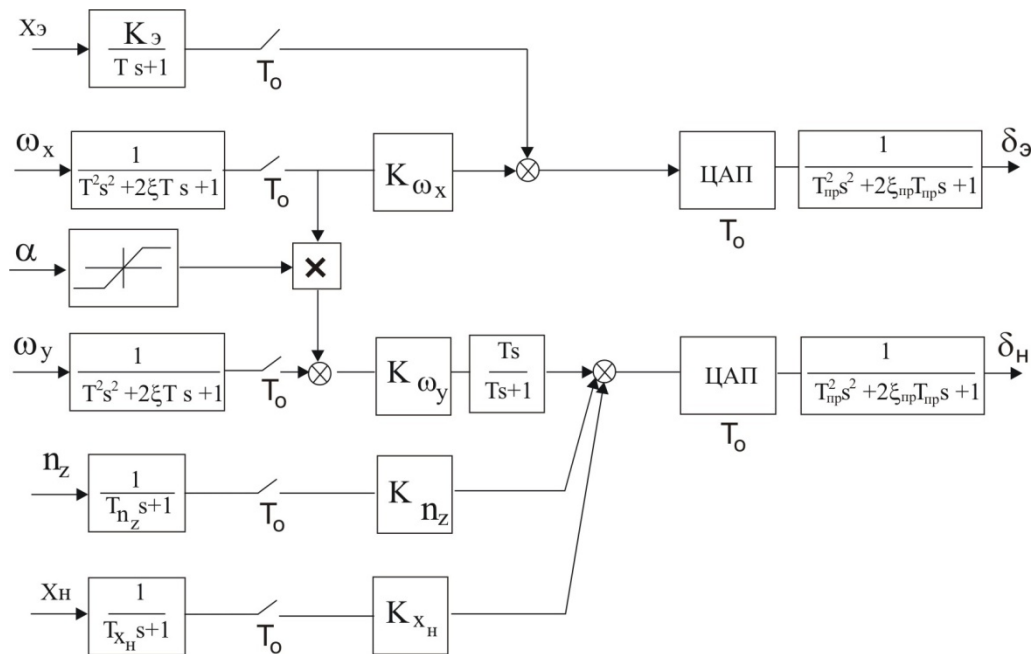


Рисунок 17 – Блок-схема цифровой СДУ в боковом канале

Ранее на рис. 8 были представлены частотные характеристики передаточной функции, определяющей устойчивость замкнутой системы для угловой точки границы устойчивости, где система имеет две частоты потери устойчивости, а на рис. 9 – частотные характеристики контуров, полученных в результате структурной декомпозиции, которые подтверждают, что оба контура находятся на границе устойчивости.

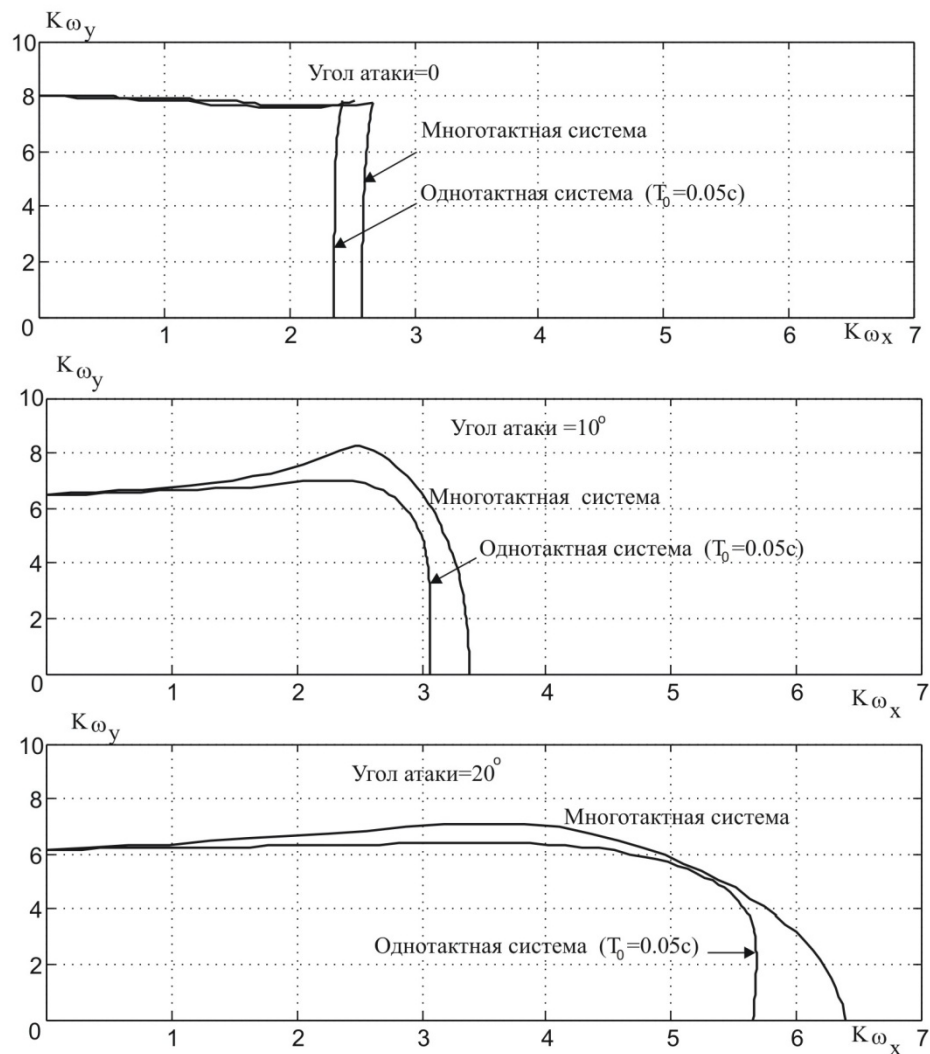


Рисунок 18 – Области устойчивости с одноканальной многотактной СДУ

В пятой главе рассмотрен ряд вопросов, связанных с построением эффективной системы контроля ЦСДУ. Предложены алгоритмы синхронизации дискретных сигналов цифровой резервированной системы управления (рис. 19) и проведена оценка их эффективности. На основе стендовых экспериментов и летных испытаний получены двумерные функции распределения рассогласований между контролируемыми сигналами в зависимости от уровня рассогласования и времени превышения этого уровня. На основе полученных распределений и требований к вероятности ложного срабатывания системы контроля ЦСДУ сформулированы рекомендации к выбору порогов срабатывания алгоритмов контроля сигналов.

Весьма важной проблемой при построении систем управления с высоким уровнем логической сложности является обеспечение идентичных состояний логических элементов в разных каналах.

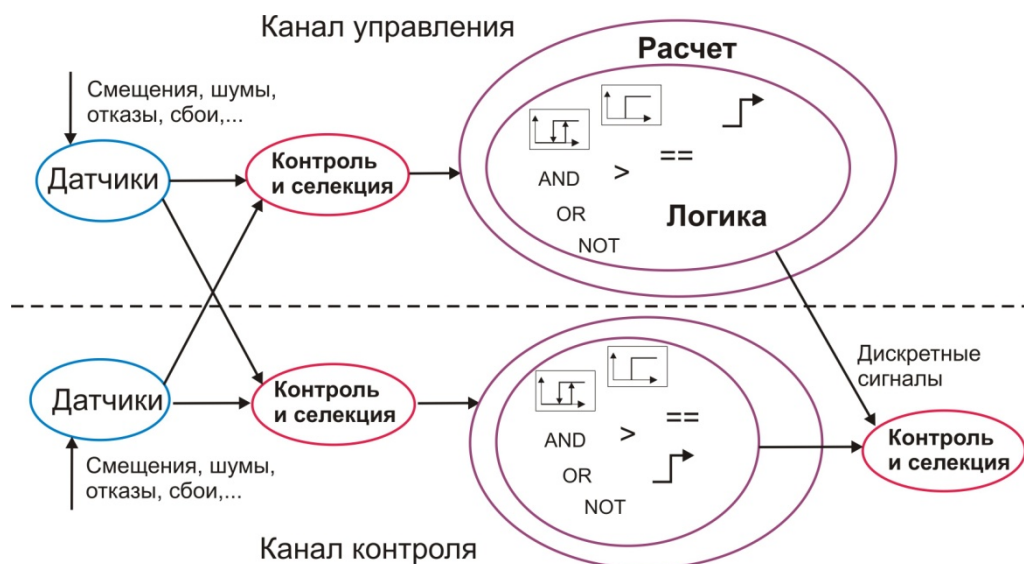


Рисунок 19 – Использование логических элементов в вычислительной паре

Наиболее распространенным логическим элементом являются реле, которые применяются для переключения режимов и трактов управления при превышении параметром порогового значения, вмешательстве летчика, подключении режимов стабилизации параметров полета и т.д. Если входной сигнал близок к пороговому значению и медленно меняется, то даже небольшое отличие входных сигналов в каналах системы управления приводит к значительной разнице по времени между срабатываниями реле, что ведет к различным состояниям каналов и может трактоваться системой контроля как отказ. Для того чтобы обеспечить надежную и синхронную работу реле и предотвратить ложные срабатывания, разработан алгоритм в виде конечного автомата (рис. 20), который показал высокую эффективность при решении подобных задач. Проведен анализ эффективности разработанного алгоритма при различных сценариях, включая появление «шумов», линейно нарастающий уход сигнала датчика, остановку сигнала в произвольном положении, сброс сигнала в ноль и др. Математическое моделирование показало высокую эффективность применения конечного автомата для контроля и синхронизации реле для рассмотренных сценариев.

Наиболее сложными для синхронизации дискретными элементами являются элементы, которые включаются по одному признаку, а выключаются по другому. Частным случаем такого элемента является гистерезис. В системе управления самолета гистерезис используется для реализации функции «перекачки» балансировочного отклонения руля высоты на стабилизатор.

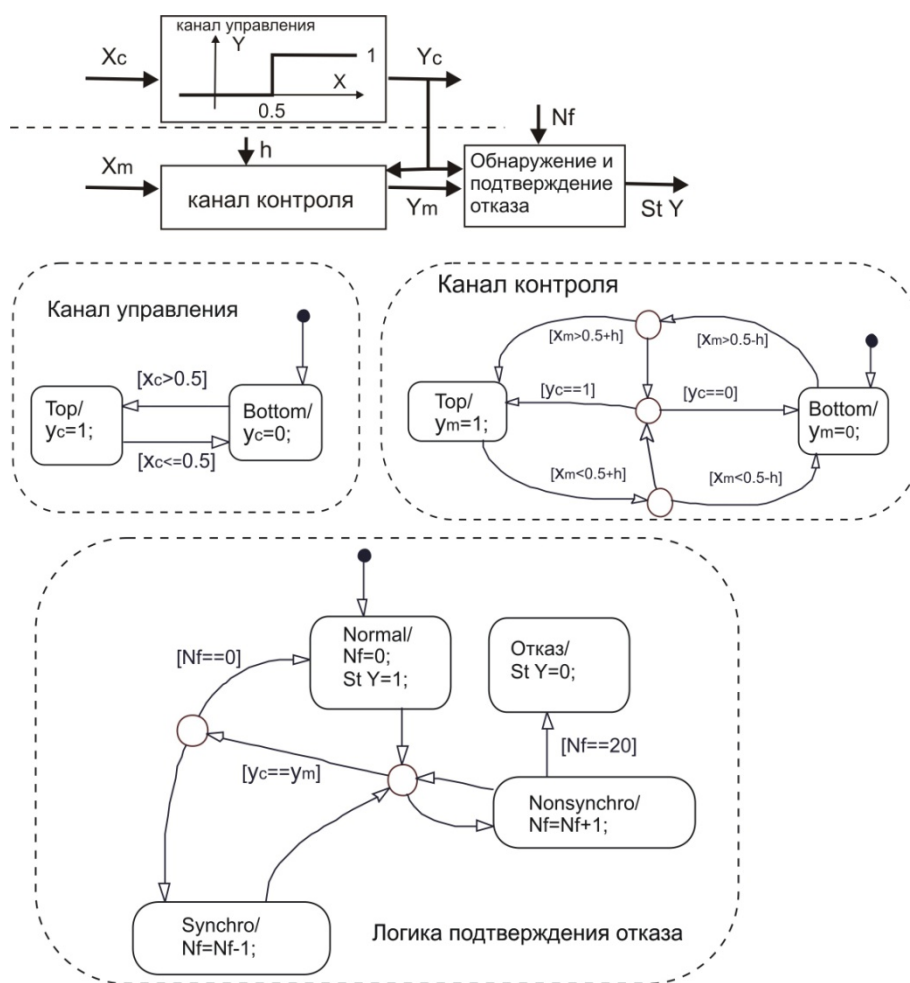


Рисунок 20 – Синхронизация реле между каналами управления и контроля

Чтобы обеспечить надежную и синхронную работу гистерезиса и предотвратить ложные срабатывания, разработан алгоритм в виде конечного автомата. В канале управления реализован обычный гистерезис. В канале контроля предусмотрены меры по обеспечению синхронизации срабатывания, аналогичные тем, которые использовались для реле. Для подтверждения эффективности разработанных алгоритмов синхронизации и контроля проведено математическое моделирование, которое продемонстрировало высокую эффективность предложенного метода контроля и синхронизации.

Как и всякий другой элемент системы управления, система контроля подвержена отказам, включая несрабатывание и ложное срабатывание. Отказы системы контроля для разных сигналов приводят к последствиям разной тяжести. Критичность этих отказов для каждого сигнала должна быть определена на этапе анализа функциональных отказов (АФО). Вероятностный анализ этих двух видов отказов системы контроля очень важен для выбора ее ключевых параметров – порогов срабатывания и времени подтверждения. Существует ограничение на время, в течение которого отказ системы

управления должен быть обнаружен, оно определяется из условия, что за время обнаружения активного отказа на режиме максимального скоростного напора V_D самолет не должен превысить предельную перегрузку $n_y = 2,5$. При этом сценарии на вход привода идет большой сигнал и привод отклоняется с максимальной скоростью. Через некоторое время система контроля обнаруживает отказ и привод идет в обратную сторону (рис. 21). За это время самолет не должен выйти за границы предельной области. На рис. 21 приведены переходные процессы при различных временах обнаружения отказа, из которых видно, что допустимое время обнаружения отказа составляет $\sim 0,25$ с.

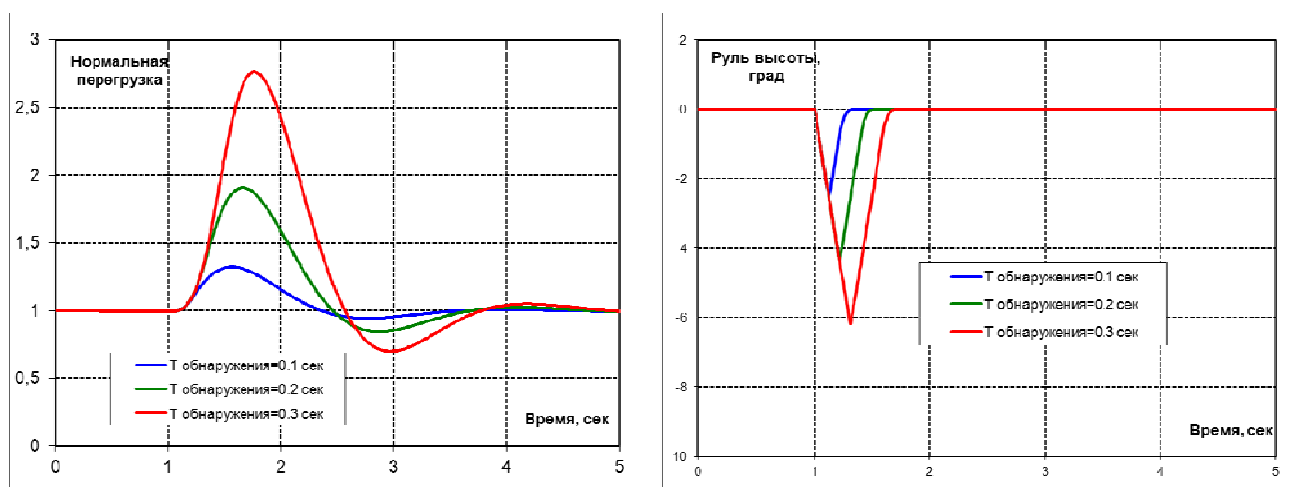


Рисунок 21 – Оценка максимально допустимого времени обнаружения отказа

В работе оценивается вероятность срабатывания системы контроля вследствие сбоя данных в типовых звеньях (прямая цепь, апериодический фильтр, интегральное звено, блок подтверждения отказов. Под сбоями понимается случайное изменение значений сигналов, вызванное внешними возмущениями с интенсивностью λ . Вероятность достижения счетчиком несравнений максимального значения определяет вероятность ложного срабатывания системы контроля. Для распределения $\mathbf{P}(y(nT_0))$ справедливо уравнение перехода:

$$\mathbf{P}(y_n) = \mathbf{R}(y_n | y_{n-1}) \mathbf{P}(y_{n-1}),$$

где: $\mathbf{P}(y_n) = \begin{bmatrix} P(y_n \in L_0) \\ P(y_n \in L_m) \end{bmatrix}$ – вектор вероятностей различных состояний сигнала, \mathbf{R} – матрица перехода процесса Маркова.

Аналогично получается уравнение перехода для двумерной функции распределения контролируемого сигнала и счетчика несравнений $P(y_n \in L_i, J_n = j)$,

описывающей вероятность того, что в момент времени $t = nT_0$ значение сигнала будет лежать в промежутке L_i , а значение счетчика несравнений будет равно j . Уравнение перехода для этого процесса имеет вид:

$$P(y_n \in L_i, J_n = j) = \sum_{k,l} P(y_n \in L_i, J_n = j | y_{n-1} \in L_k, J_{n-1} = l) \cdot P(y_{n-1} \in L_k, J_{n-1} = l).$$

Решения данного уравнения дает стационарное условное распределение $P(J=j | y \in L_k)$, после чего можно найти вероятность $P(J = J_{\max}) = \sum_k P(J = J_{\max} | y \in L_k) \cdot P(y \in L_k)$, которая определяет интенсивность достижения счетчиком несравнений максимального значения. Эта интенсивность, а значит и вероятность ложного срабатывания, для апериодического фильтра значительно выше, нежели для прямой цепи, поскольку у апериодического фильтра существенно большее, нежели у сигнала прямой цепи время восстановления и одного сбоя сигнала фильтра может быть достаточно для достижения счетчиком несравнения максимального значения. Для того чтобы этого не произошло, должно выполняться условие:

$$J_{\max} > \lg\left(\frac{H_{\max}}{h}\right) / \lg\left(\frac{T_0 + T_{\phi}}{T_{\phi}}\right) + 1.$$

На рис. 22 приведены области допустимых для самовосстановления значений постоянной времени фильтра и параметров алгоритма контроля – порога срабатывания и времени подтверждения.

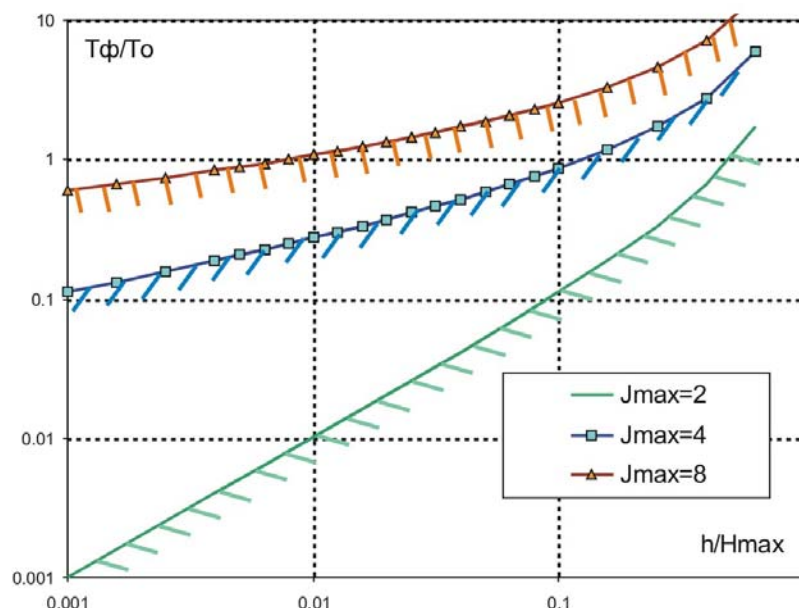


Рисунок 22 – Область допустимых параметров апериодического фильтра T_{ϕ} и алгоритма контроля (h, J_{\max})

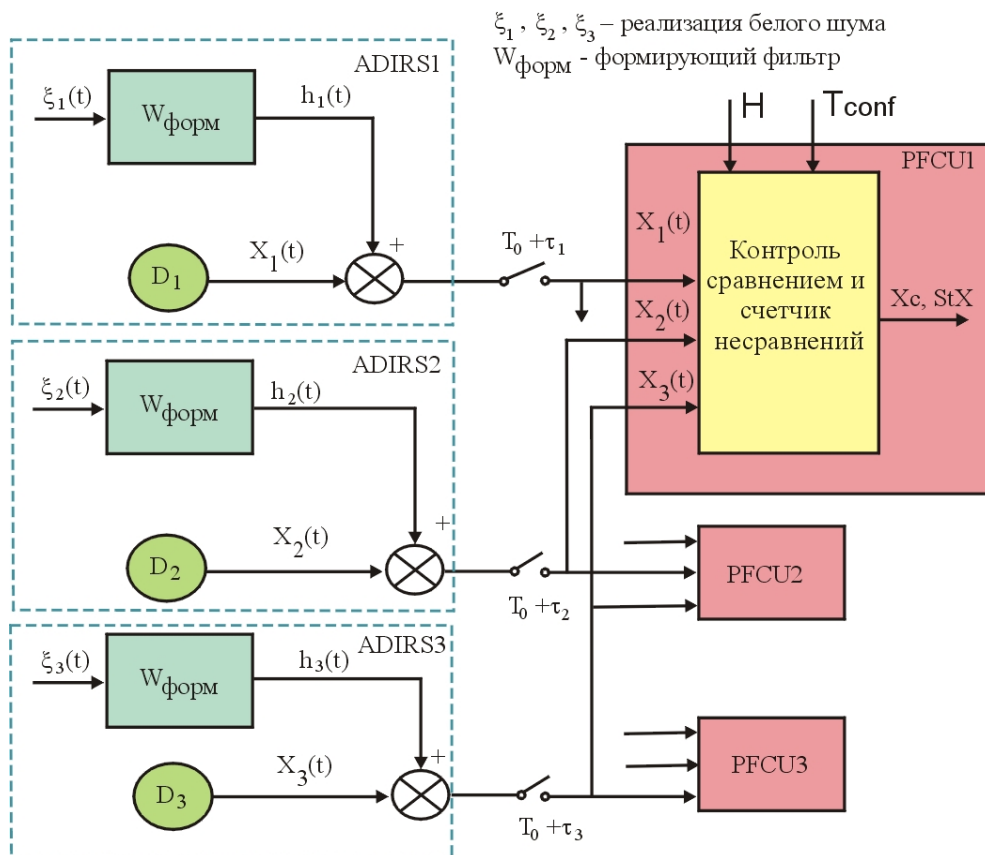


Рисунок 23 – Схема подключения датчиков к вычислителям

В работе оценена вероятность ложного срабатывания системы вследствие «шумов» датчиков и асинхронности работы контролируемых каналов для типичной ЦСДУ (рис. 23). Имеются три датчика и три вычислителя системы управления. В каждом вычислителе имеется информация от всех трех датчиков. При контроле анализируется рассогласование $y_i(t) - y_j(t - \tau)$, т.е. показания датчиков, относящиеся к разным моментам времени. Это связано с асинхронностью работы и задержками при передаче информации по цифровым линиям связи. В сигнале каждого датчика присутствует случайная составляющая – «шум», содержащая постоянное смещение и центрированный случайный сигнал, получаемый с помощью формирующего фильтра. Спектральные характеристики «шумов» в различных каналах одинаковы, но сами случайные процессы считаются независимыми. Рассматривается классическая задача теории выбросов – оценка вероятности того, что случайный процесс превысит заданный уровень в течение времени T за время наблюдения $T_{\text{полета}}$. Имеем приближенное выражение для рассогласования между контролируемыми сигналами: $\Delta y_{ij} = dy(t)/dt \cdot \tau + \sqrt{2} \eta(t)$, анализ которого показывает, что рассогласование контролируемых сигналов складывается из двух основных компонент:

- случайной, вызванной наличием «шумов» в контролируемом сигнале;
- асинхронной, вызванной изменением контролируемого сигнала и наличием временного сдвига между моментами обновления информации сравниваемых сигналов.

Временной сдвиг определяется не только асинхронной работой цифровых систем, но и задержками в цифровых линиях передачи информации. Если распределение сигнала $\eta(t)$ – нормальное с дисперсией σ , то вероятность превышения сигналом Δy_{ij} порогового значения h оценивается выражением:

$$P(\Delta y_{ij} > h) = 2 F\left(-\frac{h}{\sqrt{2} \sigma}\right) + \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} \exp\left(-\frac{h^2}{4\sigma^2}\right) \left(\frac{dy(t)}{dt} \tau\right)^2,$$

где $F(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-\frac{y^2}{2}} dy$ – интегральная функция распределения.

Асинхронная составляющая оказывает заметное влияние на вероятность ложного срабатывания системы контроля на одном шаге при $\frac{1}{\sigma} \frac{dy}{dt} \tau > 0,4$, а при $\frac{1}{\sigma} \frac{dy}{dt} \tau > 1$ это влияние становится доминирующим. В общем виде получить решение задачи о выходе счетчика несравнений на максимальный уровень (рассогласование больше порогового в течение времени больше времени подтверждения T_{conf}) весьма сложно, поэтому в работе рассматриваются два более простых случая.

В первом случае основную роль в рассогласовании играет случайная составляющая, вызванная «шумами» датчиков контролируемого сигнала, т.е. предполагается, что процесс $y(t)$ достаточно медленный. Слагаемое $dy(t)/dt \cdot \tau$ можно рассматривать как квазипостоянное смещение, которое эквивалентно уменьшению порога срабатывания алгоритмов контроля. Вероятность достижения счетчиком несравнения максимального уровня составляет:

$$P(J = J_{\text{max}}) = P(\eta(t) < h_{\text{min}}(t), T > T_{\text{conf}}) + P(\eta(t) > h_{\text{max}}(t), T > T_{\text{conf}}).$$

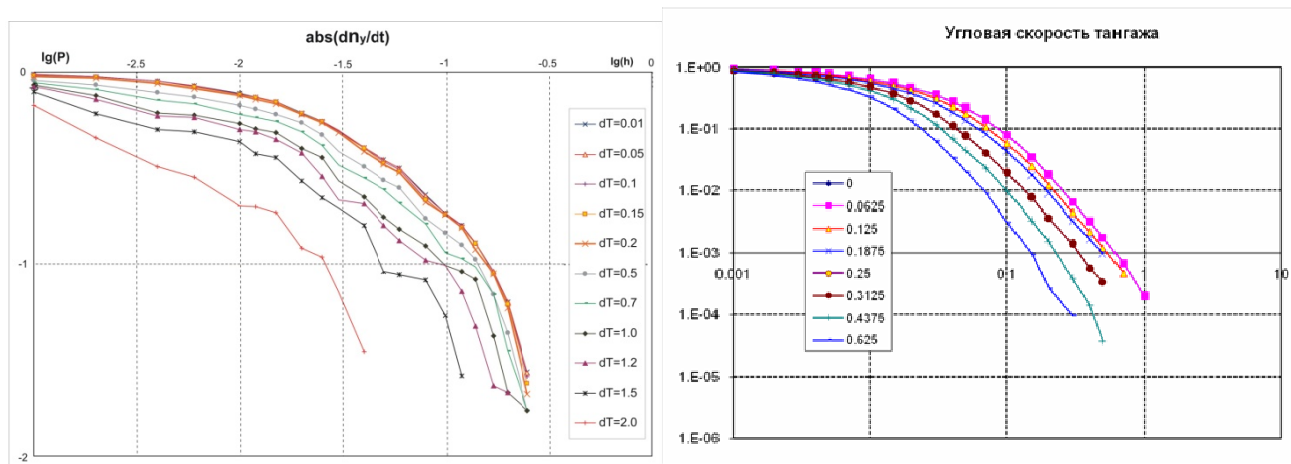
В первом приближении можно записать:

$$P(J = J_{\text{max}}) = \int [P_{\eta}(h_0 - dX/dt \cdot \tau, T_{\text{conf}}) + P_{\eta}(h_0 + dX/dt \cdot \tau, T_{\text{conf}})] P_{dX/dt} d(dX/dt).$$

Для более точной оценки требуется анализ на основе многомерных цепей Маркова либо большой объем статистического моделирования. Таким образом, для оценки вероятности выхода счетчика несравнений за предельное значение требуется знание следующих распределений:

- $P_{\eta}(h, T_{\text{conf}})$ – вероятность превышения случайным процессом $\eta(t)$ порогового значения h в течение интервала времени $t \geq T_{\text{conf}}$;
- $P_{dx/dt}$ – плотность распределения значения производной сигнала по времени.

Распределения $P_{dx/dt}$ для основных контролируемых сигналов могут быть получены в результате обработки результатов моделирования полета самолетов и работа системы управления на пилотажном стенде с участием опытных операторов и летчиков (рис. 24а) и затем уточнены по результатам летных испытаний (рис. 24б).



а) стенд – нормальная перегрузка б) летные испытания – угловая скорость тангажа

Рисунок 24 – Распределение $P_{dy/dt}(h, T_{\text{conf}})$ по результатам моделирования самолета на пилотажном стенде и $P_{\Delta y_{ij}}(h, T_{\text{conf}})$ – в летных испытаниях

Рассмотрен и другой случай, когда основную роль для превышения счетчиком несравнений максимального значения играет составляющая, связанная с асинхронностью. Это справедливо, если производная параметров движения очень велика и существует заметный временной сдвиг между сравниваемыми сигналами. «Шумами» датчиков в этом случае пренебрегаем, и рассогласование между контролируемыми сигналами имеет вид: $\Delta y_{ij} \geq dy(t)/dt \cdot \tau$. Из этого выражения следует, что если порог срабатывания алгоритмов контроля будет меньше, чем произведение производной контролируемого сигнала на временной сдвиг между сигналами разных каналов, т.е. $h \geq dy(t)/dt \cdot \tau$ в течение времени подтверждения, то эта ситуация будет трактоваться как отказ контролируемого сигнала. Чтобы оценить максимальное значение скорости изменения по времени параметров полета, рассмотрены два расчетных случая. Производная контролируемых сигналов очень велика при резком отклонении рычага управления на максимальное значение и при входе самолета в

ветровой порыв большой интенсивности. Зависимости производной от времени позволяют оценить минимальные пороги срабатывания для алгоритмов контроля ряда параметров полета. В этом случае определяется время превышения производной контролируемого сигнала заданного уровня (рис. 25). Из этих зависимостей получены максимальные значения производной контролируемого параметра, соответствующие времени подтверждения $T_{\text{conf}} = 0,2$ с. Умножая это значение производной на максимально возможное время рассогласования между сравниваемыми параметрами, можно получить первое приближение порогов срабатывания. В дальнейшем они должны быть уточнены по результатам летных испытаний.

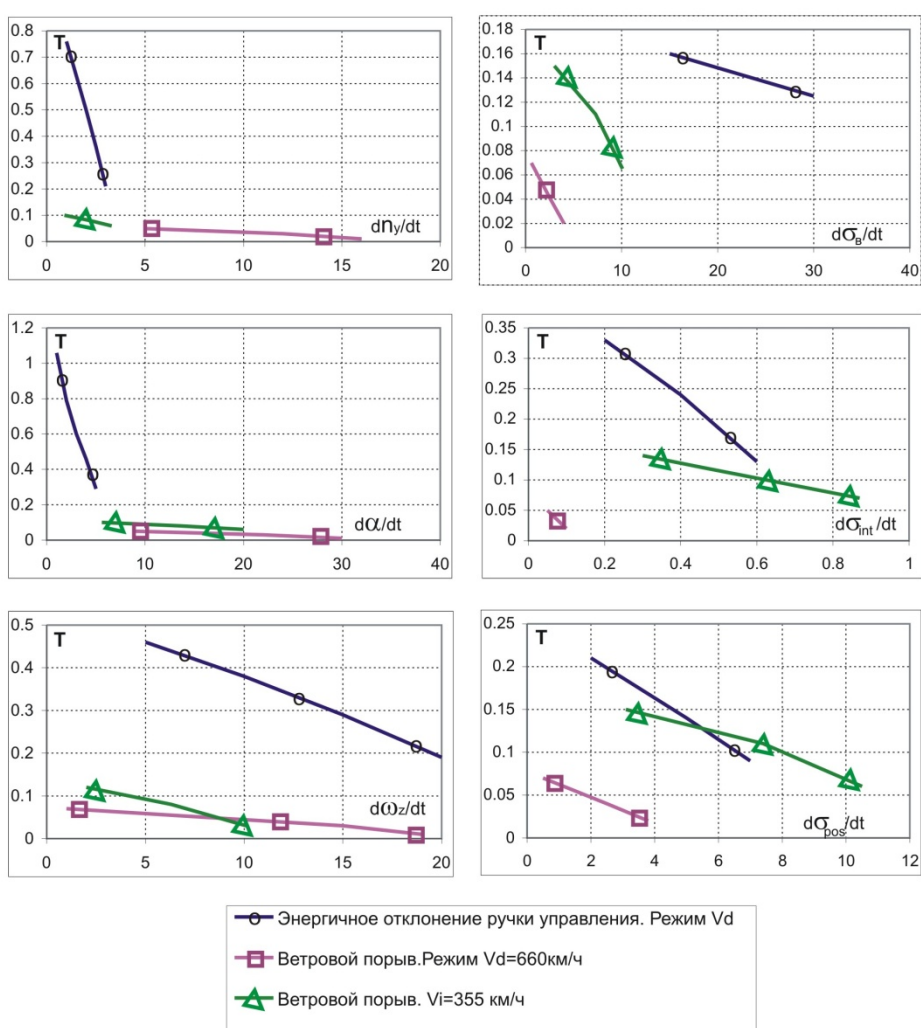


Рисунок 25 – Зависимость времени превышения производной параметра движения заданного уровня от этого уровня

Результаты летных испытаний не только являются ценнейшим источником информации о характеристиках самолета, но также могут быть использованы для получения статистических данных о параметрах движения самолета и сигналах системы

управления. Эти данные весьма полезны для коррекции распределений $P_{dy/dt}(h, T_{\text{conf}})$ – вероятности превышения производной контролируемого сигнала заданного порога в течение заданного времени и $P_{\Delta y_{ij}}(h, T_{\text{conf}})$ – превышения рассогласования между сравниваемыми сигналами заданного значения в течение заданного времени (рис. 24б).

Заключение

1. Разработана методика исследования устойчивости и динамики цифровых резервированных асинхронных многотактных систем управления высокоавтоматизированных самолетов. Методика базируется на частотных методах анализа и учитывает основные особенности построения и функционирования сложных цифровых систем управления самолетов, включая резервирование, асинхронность, многотактность, выравнивание информации между каналами, наличие запаздываний при передаче информации по цифровым линиям связи.
2. Разработано программное обеспечение для анализа сложных цифровых систем управления самолетов, позволяющее оценивать запасы устойчивости, рассчитывать динамические характеристики с учетом особенностей построения и функционирования цифровых систем дистанционного управления самолетов.
3. Проведен анализ влияния выравнивания информации на динамические характеристики цифровой резервированной системы управления. Показано, что доминирующим влиянием выравнивания является:
 - появление дополнительного запаздывания;
 - изменение коэффициента при интеграле;
 - изменение постоянной времени фильтра;
 - изменение структуры динамических звеньев.
4. Разработан подход к анализу устойчивости цифровых резервированных асинхронных систем управления на основе методов теории многосвязных систем. Показано, что передаточная функция, определяющая устойчивость замкнутой системы, является нелинейной функцией коэффициентов усиления, а ее линейная часть совпадает с передаточной функцией разомкнутой системы. Предложен метод структурной декомпозиции для анализа многоконтурных систем управления.
5. Разработан подход к тестированию сложных цифровых систем управления с помощью программно-аналитических моделей систем управления самолетов, учитывающих особенности цифровой реализации. С помощью этих моделей

- проводится расчет эталонных частотных характеристик, необходимых для тестирования системы управления при квалификационных испытаниях.
6. Проведен синтез алгоритмов выравнивания значений интегральных звеньев и фильтров для системы управления самолета. Оценено влияние выравнивания на динамику системы и на рассогласование между сигналами разных каналов. На основе теории конечных автоматов синтезированы алгоритмы синхронизации логических элементов разных каналов системы управления и проведен анализ их эффективности.
 7. Разработана методика предварительного выбора порогов срабатывания алгоритмов контроля сигналов СДУ современного магистрального самолета. Методика базируется на требованиях к вероятности ложного срабатывания системы контроля и результатах стендовых исследований и летных испытаний самолета.
 8. Проведено исследование особенностей устойчивости и динамических характеристик магистральных высокоавтоматизированных самолетов с ЦСДУ, реализующими современный набор функций системы управления. Определены максимальные допустимые временные запаздывания в сигналах, показана важность учета работы системы контроля для выбора допустимого запаздывания в трактах сигналов.
 9. Разработанные методы использовались для оценки особенностей динамики и формировании рекомендаций при построении цифровых систем управления самолетов Ту-204, Ту-334, Сухой Суперджет 100, МС-21.

Основные публикации автора по теме диссертации

1. Системы дистанционного управления магистральных самолетов / Б.С. Алешин, С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, Ю.Ф. Шелюхин. – М.: Наука, 2013. – 292 с.
2. Баженов, С.Г., Шелюхин, Ю.Ф. Анализ изменения динамических свойств самолета при согласовании информации между резервированными каналами цифровой системы управления // Ученые записки ЦАГИ, 2013. – Т. XLIV, № 1. – С. 94-106.
3. Баженов, С.Г. Некоторые особенности динамики многотактной цифровой системы управления // Ученые записки ЦАГИ, 2010. – Т. XLI, № 5. – С. 56-65.
4. Баженов, С.Г. К расчету устойчивости самолета в боковом канале с цифровой многотактной системой управления // Ученые записки ЦАГИ, 2011. – Т. XLII, № 2. – С. 80-89.

5. Баженов, С.Г. Оценка рассогласований между каналами цифровой системы управления, вызванных сбоями информации // Ученые записки ЦАГИ, 2010. – Т. ХLI, № 6. – С. 43-53.
6. Баженов, С.Г. Синтез алгоритма синхронизации интегральных звеньев цифровой резервированной системы управления // Ученые записки ЦАГИ, 2011. – Т. ХLII, № 1. – С. 86-93.
7. Баженов, С.Г. Синтез алгоритма синхронизации релейно-гистерезисных элементов в цифровой резервированной системе управления с помощью конечных автоматов // Ученые записки ЦАГИ, 2013. – Т. ХLIV, № 3. – С. 83-90.
8. Баженов, С.Г., Лысенкова, Н.Б. К выбору порогов алгоритма контроля цифровой асинхронной системы штурвального управления магистрального самолета // Ученые записки ЦАГИ, 2015. – Т. ХLVI, № 1. – С. 60-71.
9. Баженов, С.Г., Диденко, Ю.И., Козьяйчев, А.Н. Синтез алгоритма ограничения угла крена при движении самолета вблизи поверхности земли // Ученые записки ЦАГИ, 2016. – Т. ХLVII, №3. – С. 71-79.
10. Алешин, Б.С., Баженов, С.Г., Кулида, Е.Л., Лебедев, В.Г. Формирование бесконфликтных траекторий предпосадочного маневрирования с учетом ограничений на маневренные возможности самолета // Проблемы управления, 2012. – №2. – С. 70-75.
11. Алешин, Б.С., Баженов, С.Г., Кулида, Е.Л., Лебедев, В.Г. Оценка реализуемости и безопасности траекторий самолета с помощью бортовой математической модели // Проблемы управления, 2013. – № 4. – С. 64-71
12. Алешин, Б.С., Баженов, С.Г., Кулида, Е.Л., Лебедев, В.Г. Использование бортовой модели самолета для оценки траекторий и повышения безопасности полета / В сб.: Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения. – Москва, 2016. – С. 162-174.
13. Bazhenov, S.G., Korolyov, V.S. Kulida, E.L., Lebedev, V.G. Simulation of On-board Model of Airliner to Evaluate Capability of Trajectories and Flight Safety // Proceedings of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014.