

# **АЗЕРБАЙДЖАНСКАЯ РЕСПУБЛИКА**

*На правах рукописи*

## **НЕСТАЦИОНАРНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Специальность: 3324.04 - Наземные комплексы, стартовое оборудование, эксплуатация летательных аппаратов и их систем

Отрасль науки: Техника

Соискатель: **Тогрул Иса оглы Каримли**

### **АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
доктора наук

**БАКУ - 2023**

Диссертационная работа выполнена на кафедре Авионики в Национальной Академии Авиации (НАА) Азербайджана


**Научные консультанты:** д.ф.-м.н., академик  
**Ариф Мир Джалал оглы Пашаев**  
д.т.н., профессор  
**Тейгубат Байрам оглы Гурбанов**

**Официальные оппоненты:** д.т.н., член корреспондент НАНА  
**Масума Гусейн кызы Мамедова**  
д.т.н., профессор  
**Токай Мурад оглы Гасимзаде**  
д.т.н., профессор  
**Рамиз Али Джабар оглы Садыхов**  
  
д.т.н., доцент  
**Асиф Гаджи оглы Рзаев**

Диссертационный совет ED 2.01 Высшей Аттестационной Комиссии при Президенте Азербайджанской Республики, действующий на базе НАА Азербайджана

Председатель диссертационного совета:  д.ф.-м.н., академик  
**Ариф Мир Джалал оглы Пашаев**

Ученый секретарь диссертационного совета:  д.г.н., доцент  
**Сурхай Гасан оглы Сафаров**

Председатель научного семинара:  д.т.н., профессор  
**Мустафа Рагим оглы Мустафаев**

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы и степень проработки.** В обеспечении безопасности полетов летательный аппарат (ЛА) является вторым составляющим после человеческого фактора. ЛА-это комплексная машина со всеми присущими ей техническими, надежностными, эксплуатационными характеристиками, и основная часть безопасности полетов закладывается на стадии проектирования ЛА, когда отрабатываются необходимые критерии надежности.

С внедрением вычислительной техники (ВТ) качественно улучшились системы, определяющие летно-технические показатели эксплуатации самолетов и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), а также удалось повысить уровень безопасности полета.

В настоящее время совершенствование ЛА переходит на этап создания «интеллектуальных» самолетов, который характеризуется внедрением качественно новых систем и способов управления, датчиков и преобразователей - так называемых приборов первичной информации и унифицированных средств ВТ.

Согласно статистике, от 5 до 10% всех авиационных происшествий общего назначения происходят из-за нарушения пространственной ориентировки, и 90% этих аварий имеют трагические последствия. Поэтому, измерения параметров крена и тангажа, а также их визуальная и звуковая сигнализация для оповещения пилотов альтернативными бортовыми методами и средствами являются одной из основных актуальных задач безопасности полетов.

Надежность систем автоматического управления ЛА определяется многими факторами, одним из которых является точная установка источников первичной информации. Особенно, это относится к микромеханическим акселерометрам и гироскопам, которые чаще других подвергаются динамическим перегрузкам, вследствие чего нарушается их первоначальное механическое крепление и установка.

Для повышения информативности и достоверности полученной информации при выполнении межконтинентальных полетов большое значение приобретает процесс измерения

пилотажных и навигационных параметров аэрометрическим методом. К примеру, если происходит полет ЛА в условиях отсутствия связи с навигационными спутниками, а также с наземной системой управления (такие ситуации могут возникать в процессе выполнения полетов над океанами, полюсами Земли, высокими протяженными горными местностями), то в этих ситуациях, управление полностью осуществляется автономной инерциальной системой воздушных судов (ВС), что возлагает на нее дополнительные требования по надежности и точности.

Проведенный анализ конструктивных, функциональных и эксплуатационных характеристик целого ряда систем воздушных сигналов (СВС) различных типов, а также высокотехнологичных систем, таких как СВС компаний «Goodrich» и «UTC Aerospace Systems», которые успешно эксплуатируются на военных самолетах пятого поколения (F-22, F-35) и гражданских ВС (Embraer ERJ-170/190, Airbus A-350, A-380) показывает отсутствие возможности формирования информации об углах крена, тангажа, рыскания и значении боковой скорости ВС аэрометрическим методом.

Решение задач обеспечения стабилизации полета БПЛА связано, в первую очередь, с проблемами уменьшения чувствительности БПЛА к влиянию ветра и турбулентности без увеличения скорости полета, а также повышения его устойчивости и, одновременно с этим, маневренности. Однако, эти проблемы не решены до конца вследствие кратковременных режимов работы корректирующих реактивных двигателей космических аппаратов, невозможностью учета направления винта при маневрировании малогабаритных БПЛА горизонтального режима взлета и посадки (ГВП).

Таким образом, среди основных актуальных проблем обеспечения безопасности полета ЛА и надежности дистанционного управления БПЛА, можно выделить следующие: повышение надежности источников первичной информации систем автоматического управления и контроля полетом; увеличение уровня информативности и наблюдаемости пилотажно-навигационных параметров и параметров внешней воздушной среды; способность систем стабилизации работать в нестационарных режимах полета.

Диссертационная работа «Нестационарная навигационная система управления летательных аппаратов» посвящена

решению ряда задач, относящихся к проблемам усовершенствования конструкций пьезоэлектрических акселерометров, увеличения уровня информативности и наблюдаемости пилотажно-навигационных параметров с помощью цифровых систем воздушных сигналов (ЦСВС), усовершенствования гироскопических систем стабилизации БПЛА и систем автоматического контроля массы и центровки, а также увеличения безопасности управления полета.

**Целью исследования** является разработка новых вариантов конструкций пьезоэлектрических акселерометров (ПА), расширение функциональных возможностей ЦСВС, способствующих увеличению уровня информативности и наблюдаемости пилотажных и навигационных параметров, совершенствование гироскопических систем стабилизации полета БПЛА, систем безопасного автоматического управления и контроля параметров траектории полета, с учетом фактора смещения центровки ЛА.

**Основные задачи**, которые были поставлены и решены в диссертационной работе:

1. Анализ основных проблем совершенствования системы безопасности полетов, систем первичной информации, автоматического пилотирования и построения СВС.

2. Новые разработки ПА, исследование и моделирование статических и динамических характеристик разработанных ПА.

3. Разработка универсального жидкостного указателя углов со встроенными ПА, снабженного визуальной и звуковой сигнализацией для оповещения экипажа о докритических значениях углов крена и тангажа.

4. Разработка алгоритмов работы, исследование и моделирование усовершенствованной ЦСВС.

5. Разработка устройства повышения стабилизации и маневренности БПЛА с применением гироскопического эффекта.

6. Исследование и моделирование статических и динамических характеристик гиросtabilизатора с регулируемым моментом инерции.

7. Разработка автоматической системы начальной выставки ПА. проблемы крепления ПА, обоснование и постановки задачи и пути ее решения.

8. Разработка, исследование и моделирование автоматической системы обеспечения устойчивости ЛА при механических возмущающих гармонических воздействиях.

9. Исследование системы стабилизации продольного движения с учетом смещения центра тяжести ЛА.

**Методы исследований** базируются на использовании методов теорий математического анализа и физики, пьезоэлектрических преобразователей, аэродинамики и динамики полетов, теорий автоматического управления, математического моделирования, инженерной и компьютерной графики, а также основ техники измерения.

**Объектом исследований** являются системы измерения пилотажно-навигационных параметров и системы управления полетом БПЛА, а также ЛА.

**На защиту выносятся:**

1. Результаты сравнительного анализа основных проблем совершенствования системы безопасности полетов, элементов и преобразователей первичной информации, автоматических систем пилотирования и построения СВС, а также предшествующих теоретических исследований пьезоэлектрических микромеханических акселерометров и гироскопов.

2. Механизмы разработки дифференциальных микромеханических пьезоэлектрических акселерометров, самонастраивающегося пьезоэлектрического гироскопа-акселерометра, а также универсального жидкостного указателя углов с системой встроенных пьезоэлектрических преобразователей.

3. Способ и устройство усовершенствованной ЦСВС.

4. Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности БПЛА.

5. Разработанная автоматическая СНВ для установки ПА.

6. Автоматическая система обеспечения устойчивости ЛА при возмущающих гармонических воздействиях.

Способ и система стабилизации продольного движения ЛА с учетом смещения центра тяжести.

**Научная новизна** диссертационной работы состоит в следующем:

1. Методология по разработке новых ПА.

2. Общая теоретическая методология определения условий обеспечения переходного процесса, настроенного на технический оптимум для разработанных акселерометров и для двухмассовой модели «приводной двигатель–рама гироскопа» гиросtabilизатора с регулируемым моментом инерции.

3. Логические алгоритмы функционирования аналоговой части усовершенствованной ЦСВС.

4. Математические модели гиросtabilизатора с регулируемым моментом инерции, определяющие зависимость диапазона регулирования, времени переходного процесса и частоты вращения от диаметральных размеров и плотности материалов элементов конструкции.

5. Логические уравнения функционирования автоматической системы начальной выставки акселерометров (СНВ), автоматически подключаемой как задатчик и датчик обратной связи в зависимости от направления относительно подкрепляемой поверхности.

6. Динамическая модель автоматической системы обеспечения устойчивости ЛА, оснащенной контуром стабилизации с параллельно подключенным корректором и компенсирующей действующими на фюзеляж механические колебания, возникающие во время полета.

7. Структурная модель системы стабилизации продольного движения при взлете, полете и посадке с учетом смещения центра тяжести ЛА в виде возмущающего момента.

**Теоретическая и практическая значимости работы.** Предложенные в диссертационной работе методология обеспечения переходного процесса, настроенного на технический оптимум, и математический подход могут быть применены для исследования технических систем, описываемых линейными дифференциальными уравнениями второго и высших порядков. Разработанные новые акселерометры и гироскоп-акселерометр могут быть использованы для измерения ускорений, вибраций и углов в транспортных средствах и в промышленных установках различного технологического назначения.

Разработанные основные принципы СНВ также могут быть успешно применены при установках датчиков, приборов и устройств, где требуется высокая точность позиционирования. Гироскопическая система стабилизации с регулируемым

моментом инерции ротора, обеспечивающая ориентацию космических аппаратов может способствовать увеличению ресурсов эксплуатаций электрических аккумуляторов и газореактивных коррекционных двигателей и динамичности маневрирования. Способ и система определения массы и центровки ЛА одновременно могут быть интегрированы в точные навигационные системы различных транспортных средств.

**Апробация работы.** Основные результаты диссертации обсуждались на следующих республиканских и международных научно-технических конференциях, конгрессах и симпозиумах: Республиканская конференция «Роль образования и науки в решении современной проблемы гражданской авиации» (НАА, Баку, 2002); Научная конференция «Безопасность полетов и современные тенденции развития авиационной техники», посвященная 80 летию президента Азербайджанской Республики Г.А. Алиева (Баку-2003); четвертая Международная научно-практическая конференция «Современные информационные и электронные технологии» (Одесса-2003); Международная конференция «Научно-технический прогресс и современная авиация» посвященная 75-летию академика А.М.Пашаева (Баку-2009); Международная конференция «Problems of cybernetic and informatics» (Баку-2010); Республиканская научно-практическая конференция «Инновационные технологии в образовании и науке», посвященная 60 летнему юбилею Азербайджанского Технического Университета (Баку, 2010); Международная конференция «International Federation for the Promotion of Mechanism and Machine Science» (Tbilisi-2015); Вторая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2017); Международный симпозиум «International Symposium of Mechanism and Machine Science», (Баку, АзТУ, сентябрь 2017); Третья Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2018); Четвертая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения,



(Баку, НАА, 2019); Седьмая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2022); Восьмая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2023).

**Реализация результатов работы.** По результатам исследований получены 7 патентов на изобретение и 1 полезная модель Азербайджанской Республики, 1 патент на изобретение Евразийского Патентного Ведомства (ЕАПВ), 2 патента на изобретение США, 1 положительное решение для выдачи патента США, 1 положительное решение для выдачи патента Европы, 1 положительное решение для выдачи Евразийского патента, 3 публикации заявок патентов США и Европы:

- I20060050 «Реверсивный пьезоэлектрический шаговый двигатель», 11.05.2006;
- I20150063 «Дифференциальный микромеханический вибрационный акселерометр, 01.10.2015;
- I20170043 «Жидкостный угломер (варианты)», 12.09.2017;
- I20190047 «Пьезоэлектрический самонастраивающийся гироскоп-акселерометр, 23.09.2019;
- I20190048 «Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта, 23.09.2019;
- I20210047 «Аэрометрический способ и устройство для измерений пространственного положения, рыскания и боковой скорости воздушных судов», 31.05.2021
- F20210018 «Пьезоэлектрический акселерометр», 10.09.2021;
- I2023 0006 «Способ и бортовое устройство измерения массы и центровки, пространственного положения, угла рыскания и смещения центровки летательного аппарата», 08.02.2023
- EP3236202A2 «Universeller flüssiger winkelgeber». European Patent Application, 25.10.2017 (решение для выдачи патента);
- 030859 B1 «Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта, Евразийский патент, ЕАПВ 31.10.2018;

- US10190878B2 «Universal liquid angle indicator». United States Patent, Jan.29, 2019;
- EP3450989A2 «Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity». European Patent Application Publication, 06.03.2019;
- US 2019/0137537A1 «Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity». United States Patent Application Publication (USPA), (решение для выдачи патента), May 9, 2019;
- EP3621055 A1 «Universal Virtual Simulator», European Patent Application Publication 11.03.2020;
- US 2020/0143699A1 «Universal Virtual Simulator», USPA, May 7, 2020;
- US10737770 B2 «Method and device for increasing the stability and maneuverability of unmanned aerial vehicles (UAV) using a gyroscopic effect», United States Patent, Aug.11, 2020.

**Публикации.** Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 64 печатных трудах. По результатам исследований получены 11 патентов на изобретение, 3 решений о выдаче патентов на изобретение США, Европы и ЕАПО, 3 публикации заявок патентов США и Европы, 6 публикаций патентов на изобретение Всемирной организации интеллектуальной собственности WIPO/PCT, 27 статей, 14 тезисов и докладов конференций (из них 10 Международных), 40 работ опубликованы в Республиканских, 24 работ в зарубежных публикациях.

**Личный вклад автора.** Основные научные положения, теоретические исследования, компьютерные моделирования, выводы и рекомендации, содержащиеся в диссертационной работе, получены автором самостоятельно. Реализация результатов исследований и их внедрение осуществлялось автором совместно с сотрудниками Национальной Академии Авиации Азербайджана.

Научными консультантами А.М. Пашаевым, Т.Б. Гурбановым был поставлен ряд научных задач. Со всеми соавторами совместно проводился анализ и обсуждение полученных результатов.

**Диссертационная работа выполнена** в Национальной Академии Авиации Азербайджана.

**Структура и краткое содержание диссертации.** Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения. Содержит 295 страниц машинописного текста, в

том числе 122 рисунка, 2 таблицы и списка литературы из 402 наименования.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность рассматриваемой проблемы, определены цели и направления исследований, приведены научная новизна, практическая ценность работы и основные положения, выносимые на защиту, представлена краткая характеристика работы.

**В первой главе** рассмотрены актуальные проблемы обеспечения безопасности и надежности полетов, в том числе основные проблемы совершенствования системы безопасности полетов, разработки измерителей первичной информации и автоматических систем управления ЛА.

Анализ современного состояния систем автоматического пилотирования (САП) показывает, одним из факторов, влияющих на повышение уровня надежности работы этих систем, является связь с приемниками, датчиками и преобразователями различных параметров воздушной среды, пилотажно-навигационных параметров, в том числе параметров полета, обобщенно называемых источниками первичной информации (ИПИ). В силу жестких требований, предъявляемых к работе самих ИПИ, актуальными становятся вопросы их крепления, установки, первичной (или начальной) выставки, для решения которых также необходимо разработать автоматические устройства и системы.

Выявлено, что на современном этапе самым актуальным вопросом обеспечения безопасности и надежности полетов как в гражданской, так и в военной авиации, является вопрос взаимодействия пилота и самолета, на которое, помимо ряда психологических факторов, определяемых профессиональным уровнем пилотов, существенно действуют также факторы, определяемые способами и средствами автоматического управления, получения и отображения информации. Эти вопросы являются настолько актуальными и жизненно-важными, что требуют комплексного подхода для их решения.

**Во второй главе** решены основные вопросы, связанные с разработкой и исследованием пьезоэлектрических преобразователей, многофункциональных пьезоэлектрических акселерометров (ПА), гироскопов, приведены основные принципы построения пьезоэлектрических акселерометров и

сформированы результаты сравнительного анализа существующих и ныне эксплуатируемых подобных датчиков и преобразователей с целью обоснования необходимости создания их новых конструктивных вариантов.

Показано, что преобладающей целью разработки новых акселерометров являлись повышение надежности функционирования и сокращение массогабаритных характеристик этих устройств за счет уменьшения числа паразитных механических передач и их конструктивных элементов. Подробно объяснены конструкции и принципы функционирования новых разработанных ПА.

Один из путей достижения этой цели заключается в установке между инерционными и преобразовательными элементами 1 и 3 (рис.1) специальных упругих элементов 2, выполненных в виде прокладок, причем инерционная масса 1 располагается в центре, а пьезоэлектрические чувствительные элементы 4 (ПЧЭ) komponуются по дифференциальной схеме, что обуславливает формирование полезного сигнала в виде разности соответствующих частот.

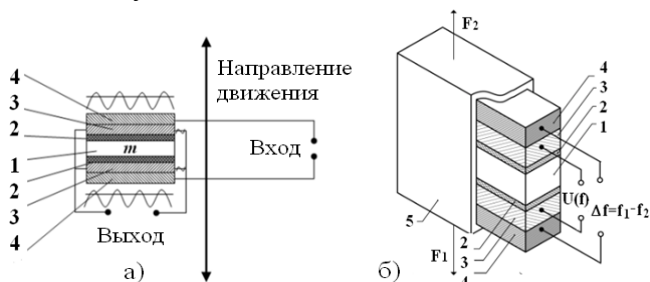


Рис.1.Элементы дифференциального микромеханического вибрационного акселерометра и их электрические связи: 1-инерционный элемент; 2- два упругих элемента (изоляционные прокладки); 3- два пьезоэлектрических преобразователя; 4- пьезоэлектрические чувствительные элементы

Дифференциальный микромеханический вибрационный акселерометр устанавливается посредством своего корпуса 5 на объекте контроля. При ускоренном движении инерционный элемент 1 смещается, при этом на верхнем ПЧЭ 4 частота колебаний уменьшается, а на нижнем ПЧЭ 4 частота колебаний увеличивается (или же наоборот).

Исходя из вышеуказанных рассуждений, был сделан вывод о том, что, можно построить двухканальный акселерометр с ПЧЭ для одновременного измерения уровней вибрации, перегрузки, величины линейного ускорения, а также значений вертикальной скорости и высоты полета. Принципиальная конструктивная схема ПА представлена на рис.2.

Вычислительная схема позволяет одновременно измерять вибрацию и перегрузку (линейное ускорение) (рис. 2б). Для измерения вибраций на нестационарных объектах измерительное устройство устанавливается на передних и задних опорах валов двигателя.

При отсутствии ускорения или перегрузки частоты  $f_1$  и  $f_2$  одинаковы, а их разность, соответственно, равна нулю ( $f_1 - f_2 = 0$ ). Для измерения вибрации используется левая часть электродов 5, подключенных к сумматору 6, а для измерения ускорения - правая часть электродов 5, подключенных к дифференциатору 7.

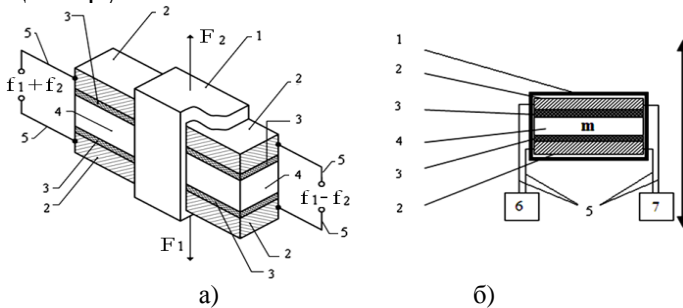


Рис.2. Принципиальная схема двухканального пьезоэлектрического датчика вибрации и линейного ускорения (ДПДВЛУ): 1- корпус; 2- пьезоэлектрические преобразователи; 3- упругие элементы (изоляционные прокладки); 4- инерционный элемент; 5 - электроды; 6- сумматор; 7-дифференциатор

При ускоренном перемещении, инерционная масса 4 перемещается вниз (или вверх), воздействуя на прокладку 3 и на пьезоэлектрическую пластину 2 с силой  $ma$ . При этом вес инерционной массы в нижней части пьезопластины 2 растет  $m(g+a)$ , увеличивается также частота колебаний. Одновременно, в верхней части пьезопластины 2 вес инерционной массы  $m(g-a)$  уменьшается и, соответственно, уменьшается частота колебаний.

Сумматором 6 осуществляется измерение вибрации, а дифференциатором 7 определяется разность частот:  $\Delta f = f_1 - f_2 \neq 0$ , что позволяет осуществлять измерение уровня перегрузки, или величины линейного ускорения: ( $a \sim f_1 - f_2 \neq 0$ ).

Далее в этой главе, исходя из анализа путей усовершенствования современных инерциальных навигационных систем (ИНС), а также недостатков их датчиков, являющихся источниками первичной информации, сформированы задачи, сущность которых заключается: в обеспечении параллельного измерения различных параметров (линейное и угловое ускорение, угловая скорость, угловое положение); в увеличении диапазона измерений линейного ускорения; в коррекции (настройке) измеряемых углов наклона, путем использования силы гравитации.

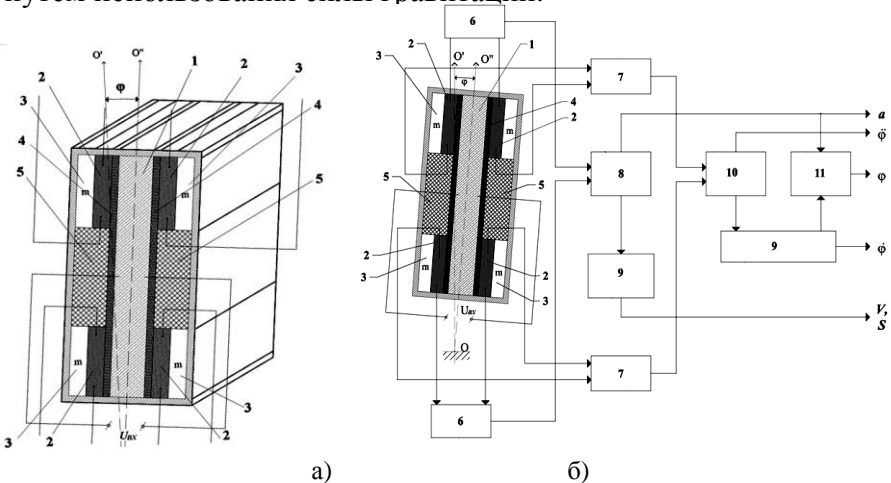


Рис. 3. Пьезоэлектрический самонастраивающийся гироскоп-акселерометр: а) принципиальная конструктивная схема; б) функциональная схема измерительной системы. На схеме а): 1-возбудительный пьезоэлемент (ВПЭ); 2-чувствительные пьезоэлементы (ЧПЭ); 3-инерционные массы; 4-упругие прокладки; 5-ограничитель; на схеме б): 6- блок определения ускорения; 7-блок разности линейных ускорений; 8-блок (вычислитель) формирования линейного ускорения; 9-интегратор; 10- блок (вычислитель) формирования углового ускорения; 11-блок коррекции угла

Для измерения таких перемещений, пропорциональных линейному и угловому ускорениям, достаточно использовать четыре вывода верхней стороны двух чувствительных

пьезоэлементов и четыре вывода нижней стороны двух ПЧЭ (по два элемента для линейного и для углового ускорения, в каждой стороне), а также два различных (один для линейного, один для углового) измерительных канала, реализованные в единой конструкции (рис.3).

Разработанный новый пьезоэлектрический самонастраивающийся гироскоп-акселерометр (ПСГА) функционально может быть отнесен к разряду информационно-измерительной техники и предназначен для осуществления измерений линейного и углового ускорений, угловой скорости, угловых положений (включая их коррекцию), а также углов наклона динамических объектов различного назначения.

Очевидными достоинствами представленного ПСГА можно считать: возможность одновременного измерения линейного и углового ускорений, а также угловой скорости; значительное повышение эффективности измерений; увеличение диапазона измерений линейного ускорения; непрерывная и автономная корректировка (самонастройка) измеренных углов наклона.

Уравнение статической характеристики в обобщенной форме найдено в виде:

$$U = \frac{1}{2} K_E m (g \pm u), \quad (1)$$

где постоянный коэффициент  $K_E$  определяется следующим образом:

$$K_E = \frac{1}{1.776 \varepsilon \omega S k} \sqrt{\frac{(R_m X_a)^2 + (X_a^2)^2}{(R_m X_a^2)^2 + (R_m^2 X_a)^2}} E \quad (2)$$

Здесь  $\varepsilon$ -диэлектрическая проницаемость среды между электродами;  $S$ -взаимная площадь перекрытия электродов;  $R_m$  - активное и  $X_a$  -реактивное сопротивления схемы замещения ПЧЭ;  $\omega$ -круговая частота э.д.с  $E$ .

Уравнение (1) представляет собой статическую характеристику измерительной схемы, ПЧЭ которой имеет схему замещения, учитывающую емкостной характер пьезоэлектрического эффекта.

Разработана функциональная схема ПА в предположении отсутствия перекрестных связей между обобщенными координатами (рис.4).

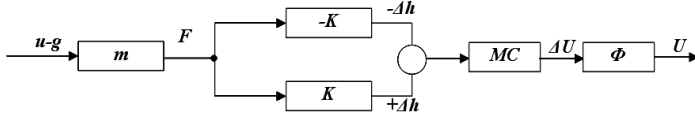


Рис. 4. Функциональная схема ПА:  
 $m$  - инерционная масса (ЧЭ);  $K$ - упругая связь между ЧЭ и пьезоэлементами;  $MC$ - мостовая схема измерительной части;  $\Phi$ - фильтр второго порядка

Передачная функция (ПФ) ПА найдена в следующей форме:

$$W_a(s) = \frac{K_a}{a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + 1}, \quad (3)$$

где:  $a_0 = T_f^2 T_m^2$ ;  $a_1 = 2(\xi_f T_f T_m^2 + \xi_m T_m T_f^2)$ ;  $a_2 = T_m^2 + T_f^2 + 4\xi_m T_m \xi_f T_f$ ;

$$a_3 = 2(\xi_m T_m + \xi_f T_f); K_f = -(R_5 / R_3);$$

$$\xi_f = 0.5 C_4 (R_4 + R_5 + (R_4 R_5 / R_3)) / \sqrt{R_3 R_4 C_3 C_4};$$

$T_m$  - постоянная времени ЧЭ;  $\xi_m$ -относительный коэффициент демпфирования ЧЭ; ( $\omega_m = 1/T_m$  -собственная частота недемпфированных колебаний ЧЭ). Формулы для этих параметров:  $K_m = 1/G_0$ ;  $T_m = \sqrt{m/G_0}$ ;  $\xi_m = k_{dm} / (2m\omega_m)$ ;  $k_{dm} = \frac{2\mu a_m^3 b_m^3}{h^3 (a_m^2 + b_m^2)}$ ;

$$K_a = \frac{1}{2} m K_{fm} \sqrt{\frac{(R_m X_a)^2 + (X_a^2)^2}{(R_m X_a^2)^2 + (R_m^2 X_a)^2}} EX_{\Delta C_m}$$

где  $G_m$  -линейная жесткость упругих связей в направлении линейного перемещения ЧЭ;  $m$ -инерционная масса в форме прямоугольника,  $a_m$  и  $b_m$  -соответственно, длина и ширина ЧЭ ( $a_m \neq b_m$ );  $k_{dm}$ —абсолютный коэффициент демпфирования ЧЭ;  $\mu$ -динамический коэффициент вязкости демпфирующей среды;  $h$ -размер, определяющий толщину демпфирующей среды;  $K_a$  -общий коэффициент ПФ.

Для получения рабочей зоны с высокой стабильной чувствительностью было решено применить принцип нормированного характеристического уравнения для всей схемы измерения:

$$64 \cdot T^4 \cdot s^4 + 64 \cdot T^3 \cdot s^3 + 32 \cdot T^2 \cdot s^2 + 8 \cdot T \cdot s + 1 = 0 \quad (4)$$

Решив уравнение, составленные от сопоставления соответствующих коэффициентов уравнений (3) и (4)



относительно параметров фильтра  $\xi_f$  и  $T_f$ , получим значения этих параметров, обеспечивающие необходимую стабильность динамической чувствительности.

На основе данных примеров,  $a_m=0.02m$ ;  $b_m=0.01m$ ;  $\rho_m=1786kg/m^3$ ;  $h=0.0001m$ ;  $\Delta h=10^{-8}m$ ;  $\mu=0.000125Ns/m^2$ ;  $G_0=2571N/m$ ;  $t_f=0.001$  s;  $\xi_f=0,707$  были проведены соответствующие расчеты в программной среде MATLAB, в результате чего смоделирована передаточная функция пьезоэлектрического акселерометра и получены следующие численные результаты:  $m = 0.011кг$ ;  $K_m = 3.8895e-004$ ;  $\xi_m = 0.38$ ;  $\omega_m=1000000$  рад/сек;  $K_{dm} = 4$ ;  $T_m=0,0018$  сек.

В частности, используя вышеприведенные численные данные, получим:  $T_f = 7.1139 \cdot 10^{-2}T$ ;  $\xi_f = 2.842 \cdot T$ . При  $T=0,001с$ ,  $T_f = 7.1139 \cdot 10^{-5}$  с и  $\xi_f = 0.0028$ , ПФ ПА запишется в виде:

$$W_a(s) = \frac{132.34}{64 \cdot 10^{-12} s^4 + 64 \cdot 10^{-9} s^3 + 32 \cdot 10^{-6} s^2 + 0.008s + 1} \quad (5)$$

Как видно из АФЧХ (рис.5а), динамическая чувствительность стабильна в частотном диапазоне 0-197рад/с, время переходного процесса:  $t=0.035с$ , а величина перерегулирования равна  $\sigma=7\%$  (рис.5б).

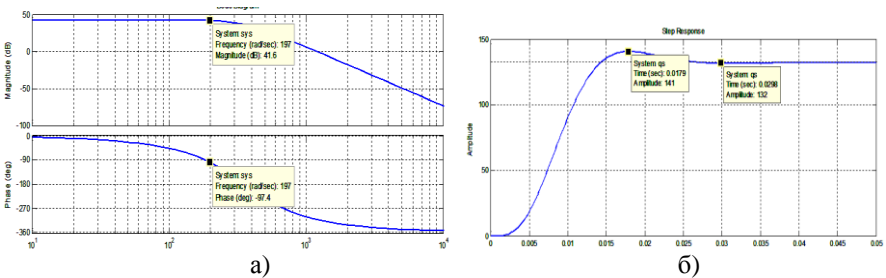


Рис.5. Графики, полученные от численного решения уравнения:  
 а) частотные характеристики; б) переходный процесс пьезоэлектрического акселерометра с фильтром, настроенный на технический оптимум

Таким образом выявлено, что для обеспечения широким частотным диапазоном рабочей области со стабильной динамической чувствительностью, необходимо применить активный фильтр второго порядка, для синтеза ПФ ПА впервые применен способ нормированного характеристического

уравнения, обеспечивающий технический оптимум переходного процесса.

Во второй главе впервые предложен конструктивный компоновочный вариант универсального жидкостного указателя углов (углов крена и тангажа) со встроенными пьезоэлектрическими акселерометрами, снабженного визуальной и звуковой сигнализацией для оповещения экипажа докритических значений углов крена и тангажа, способствующие повышению безопасности полетов (рис.6).

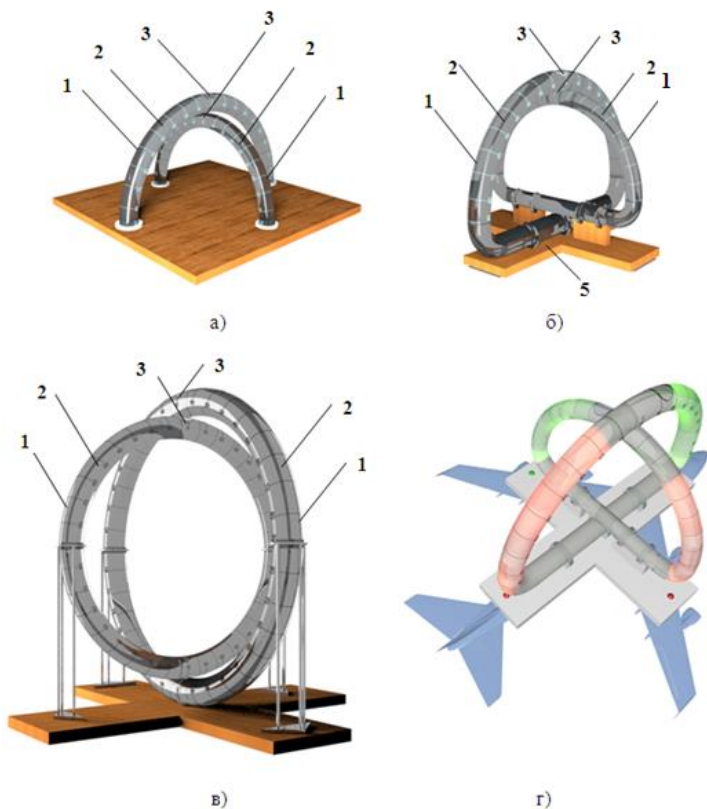


Рис.6. Варианты конструкций УЖУУ: а) двухосный с полукруговыми разомкнутыми трубками на прямоугольном основании; б) двухосный с полукруговыми замкнутыми трубками на крестообразном основании; в) двухосный с круговыми замкнутыми трубками на крестообразном основании; г) автономный измеритель крена и тангажа с визуальной и звуковой сигнализацией

Универсальный жидкостный указатель углов (УЖУУ) разработан в нескольких конструктивных вариантах. В одном из вариантов УЖУУ содержит полукруговую прозрачную трубку 1, в полости которой находится жидкость 2 и воздушный пузырек 3 (рис.ба,б,в,г).

На рис.бг представлен автономный измеритель крена и тангажа с визуальной и звуковой сигнализацией. Когда ускорение свободного падения ВС приближается к нулю, воздушные пузырьки относительно шкал не могут отображать соответствующие углы крена и тангажа.

Этот недостаток компенсируется электрическими измерениями и сигнализацией, так как измеритель включает в себя УЖУУ и микромеханические акселерометры, установленные на крестообразных основаниях УЖУУ, преобразующие углы крена и тангажа в электрические сигналы, на основе которых осуществляются электрические измерения и сигнализация предельных углов крена и тангажа ВС.

При достижении критических углов крена и тангажа (например, критический правый крен и критическое кабрирование) электрическими сигналами и логическими элементами включаются корректирующие светодиодная и звуковая сигнализация для оповещения экипажа, с целью предотвращения аварийного пространственного положения ЛА.

Светодиодная сигнализация освещает нерекондуемый критический угол красным, а рекондуемый угол зеленым светом.

Одновременно по сигналам микромеханических акселерометров включается аудио сигнализация (например, Turn pitch down - опусти нос вниз, Turn left wing down - опусти левое крыло вниз).

**В третьей главе** решены вопросы, связанные с разработкой комплексной ЦСВС, и с этой целью проведен сравнительный анализ типичных устройств современных ЦСВС ЛА и обоснована необходимость совершенствования этих систем. Исходя из этого, можно заключить, что несмотря на достаточно высокий технологический уровень ЦСВС современных ЛА, существует проблема еще более надежного и прецизионного определения воздушных и пилотажно-навигационных параметров, особенно таких, как углы крена, тангажа, рыскания и боковой скорости, на основе аэрометрических методов

измерения. Разработка подобной многофункциональной ЦСВС могла бы обеспечить систему бортового управления ЛА дополнительным каналом информации о текущих значениях полета и условиях воздушной среды, что приведет к повышению надежности и достоверности соответствующей информации для управления ЛА в условиях, когда отсутствует надежная связь с наземными и космическими системами навигационного обеспечения.

С этой целью, впервые предложено создание комплексной ЦСВС для определения углов тангажа, крена, рыскания и боковой скорости ВС на основе обработки сигналов, снимаемых с датчиков давлений воздуха, и выполнена симуляция компьютерной модели.

На рис.7 представлена разработанная схема размещения приемников давления воздуха.

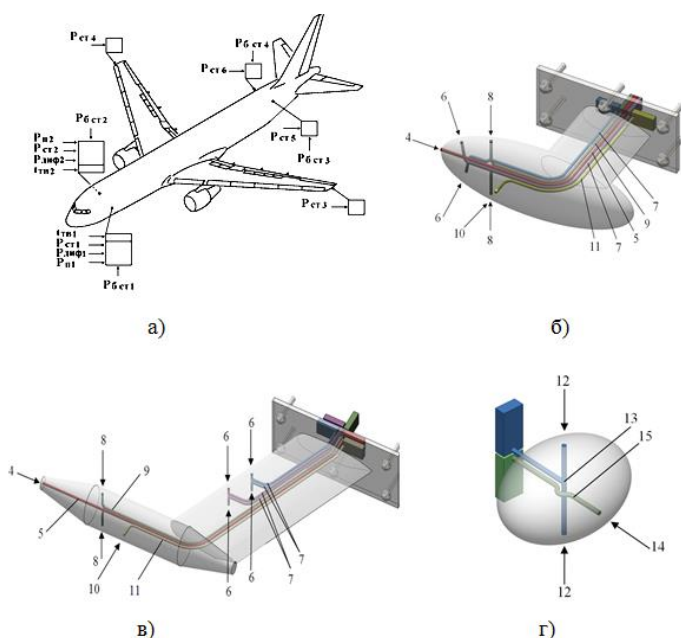


Рис.7. Комплексная ЦСВС: а) схема размещения ЦСВС и приемников давлений; б), в) конструктивные схемы приемников полного, статического, дифференциального, бокового статического давлений; г) схема приемников статического и бокового статического давлений

Предлагаемая комплексная ЦСВС сформирована на модифицированной элементной базе соответствующих функционирующих в настоящее время систем путем обоснованного увеличением числа приемников давления воздуха.

Устройства с приемниками воздушных параметров устанавливаются в шести конструктивных точках (рис.7а): в передней и хвостовой частях фюзеляжа ВС по левой и правой их сторонам, а также на законцовках его крыльев. Каждый из них включает в себя приемник статического давления ( $P_{cm1}, P_{cm6}$ ), а устройства, установленные на передней и хвостовой частях фюзеляжа, оснащены еще и приемниками бокового статического давления ( $P_{bcm1}, P_{bcm4}$ ).

На рис.7б представлена схема приемников давления, которые предназначены для неманевренных ЛА (для гражданских ЛА), на рис.8в- для маневренных ЛА (для ЛА, летающих на больших углах атаки). Приемники давлений состоят из приемника полного давления 4, его трубопровода 5 и противообледенительной системы.

Приемники давлений, установленные на законцовках крыльев и хвостовой части ЛА, состоят из приемников статического давления 12, его трубопровода 13 и противообледенительной системы, приемника бокового статического давления 14, его трубопровода 15 и противообледенительной системы.

Составлены логические алгоритмы получения информации о пилотажно-навигационных параметрах и выполнена симуляция компьютерной модели.

В процессе пространственных эволюций ЛА, связанных с его креном, следует воспользоваться выходными сигналами приемников статического давления, установленных на законцовках крыльев – ( $P_{cm3}, P_{cm4}$ ). При этом значение угла крена будет определяться разностью этих сигналов. При определении значения угла тангажа следует использовать величину разности выходных сигналов приемников статического давления, установленных на носовой и хвостовой частях поверхности фюзеляжа – ( $P_{cm5}, P_{cm1}$ ) и ( $P_{cm6}, P_{cm2}$ ). В процессе рыскания и при определении боковой скорости ЛА следует использовать значение разности выходных сигналов

приемников боковых статических давлений ( $P_{\delta cm3}$ ,  $P_{\delta cm1}$ ) и ( $P_{\delta cm2}$ ,  $P_{\delta cm4}$ ).

Резюмируя вышеизложенное, алгоритм функционирования комплексной ЦСВС можно сформулировать следующим образом:

1. Определение значения угла крена:

*если:*  $U(P_{cm4})=U(P_{cm3})$  *то:*  $U_{\gamma} = 0$ , *иначе:*  $U_{\gamma} = |(U(P_{cm4}) - U(P_{cm3}))|$ ;

*и его знака: если:*  $U(P_{cm3}) < U(P_{cm4})$  *то:*  $ЗНАК(U_{\gamma}) = \text{плюс}$ ,

*иначе, если:*  $U(P_{cm3}) > U(P_{cm4})$  *то:*  $ЗНАК(U_{\gamma}) = \text{минус}$ .

2. Определение значения угла тангажа:

*если:*  $U(P_{cm5})=U(P_{cm1})$  *и*  $U(P_{cm6})=U(P_{cm2})$  *то:*  $U_v = 0$ , *иначе:*

$U_v = |(U(P_{cm5}) - U(P_{cm1}))| = U_v = |(U(P_{cm6}) - U(P_{cm2}))|$ ,

*и его знака: если:*  $U(P_{cm1}) < U(P_{cm5})$  *или:*  $U(P_{cm2}) < U(P_{cm6})$  *то:*

$ЗНАК(U_v) = \text{плюс}$ , *иначе, если:*  $U(P_{cm1}) > U(P_{cm5})$  *или:*  $U(P_{cm2}) > U(P_{cm6})$

*то:*  $ЗНАК(U_v) = \text{минус}$ .

3. Определение значения угла рыскания:

*если:*  $U(P_{\delta cm4})=U(P_{\delta cm1})=U(P_{\delta cm2})=U(P_{\delta cm3})$ ; *и*

$U(P_{\delta cm4})=U(P_{\delta cm3})=(P_{\delta cm2})=(P_{\delta cm1})=0$  *то:*  $U_{\psi} = 0$ , *иначе:*

$U_{\psi} = f(|(U(P_{\delta cm4}) + U(P_{\delta cm1}))|) = U_{\psi} = f(|(U(P_{\delta cm3}) + U(P_{\delta cm1}))|)$ .

*и его знака: если:*  $U(P_{\delta cm4})=U(P_{\delta cm1})$  *и*  $U(P_{\delta cm1}) < U(P_{\delta cm3})$  *или:*

$U(P_{\delta cm3})=U(P_{\delta cm2})$  *и*  $U(P_{\delta cm4}) < U(P_{\delta cm2})$  *то:*  $ЗНАК(U_{\psi}) = \text{плюс}$ ,

*иначе:*  $ЗНАК(U_{\psi}) = \text{минус}$ .

4. Определение величины боковой скорости:

*если:*  $U(P_{\delta cm1})=U(P_{\delta cm3}) \neq 0$ , *и:*  $U(P_{\delta cm2})=U(P_{\delta cm4})=0$ , *или*

$U(P_{\delta cm1})=U(P_{\delta cm3})=0$ , *и:*  $U(P_{\delta cm2})=U(P_{\delta cm4}) \neq 0$  *то:*

$U_v = f(U(P_{\delta cm2}), U(P_{\delta cm4}))$ , *иначе:*  $U_v = 0$ ;

*и ее знака: если:*  $U(P_{\delta cm1}) > U(P_{\delta cm2})$  *или:*  $U(P_{\delta cm3}) > U(P_{\delta cm4})$  *то:*

$ЗНАК(U_v) = \text{плюс}$ , *иначе, если:*  $U(P_{\delta cm1}) < U(P_{\delta cm2})$  *или:*  $U(P_{\delta cm3}) < U(P_{\delta cm4})$

*то:*  $ЗНАК(U_v) = \text{минус}$ .

На основе этих алгоритмов составлена обобщенная функциональная схема комплексной ЦСВС, а также компьютерная модель подсистемы определения направления угла.

Приведены теоретические основы функционирования комплексной ЦСВС и составлена компьютерная модель для определения качественных параметров.

**В четвертой главе** рассмотрены и решены вопросы, связанные со статическими и динамическими свойствами нестационарной системы привода, гироскопической системы стабилизации с регулируемым моментом инерции.

С этой целью в начале главы рассмотрены общие вопросы систем стабилизации полета беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и обосновано применение способа и устройства повышения стабилизации и маневренности БПЛА, работающих на основе гироскопического эффекта.

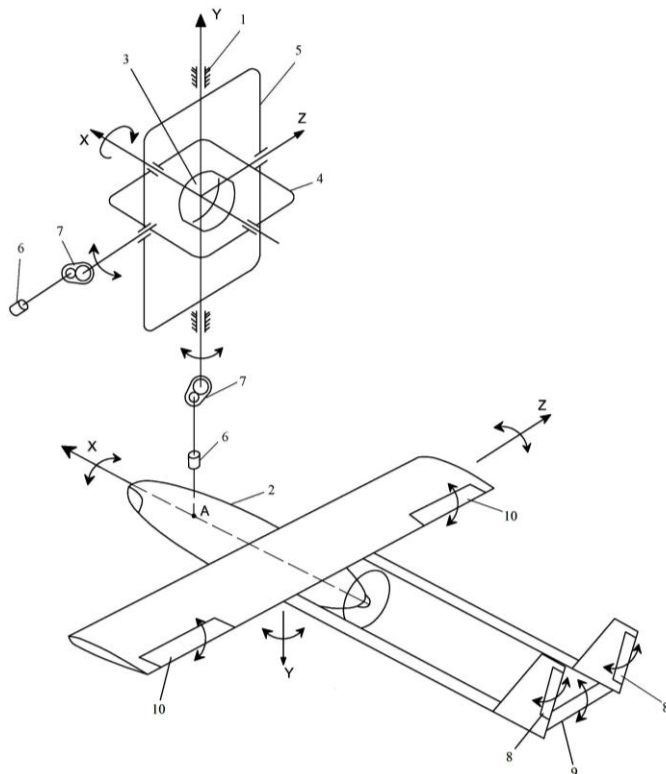


Рис.9. СГС РМИ БПЛА:

1-корпус гироскопа; 2-фюзеляж; 3-гироскоп; 4-внутренняя рама; 5-внешняя рама; 6-электрический двигатель (двигатель стабилизации и момента); 7-редуктор; 8-руль направления; 9- руль высоты; 10-элероны

Задачей предлагаемой системы гироскопической стабилизации с регулируемым моментом инерции (СГС РМИ) ротора является уменьшение чувствительности БПЛА к влиянию ветра и турбулентности без увеличения скорости полета, а также повышение устойчивости и одновременно маневренности, а для ее решения предложено установить гироскоп относительно центра тяжести БПЛА напротив расположения винта.

Гироскоп должен устанавливаться по оси винта, а вращение ротора гироскопа должна быть направлена против вращения винта (рис.9).

Устройство, обладающее высоким кинетическим моментом, становится менее чувствительным к влиянию ветра и турбулентности и тем самым повышается устойчивость полета. Для управления траектории полета ось вращения ротора гироскопа поворачивается с помощью электрических двигателей и редукторов, которые являются двигателями стабилизации и моментов, находящихся на осях вращения поворотных рам таким образом, чтобы направления созданных гироскопических моментов совпадали с направлением поворота БПЛА.

Корпус гироскопа 1 жестко соединен в точке А фюзеляжа 2 на одной линии с осью винта. Напротив винта в подвижной (вверх или вниз) внутренней раме 4 установлен вращающийся с высокой скоростью ротор гироскопа 3.

Внутренняя рама устанавливается во внешней раме 5, которая может поворачиваться влево или вправо, и устанавливается в корпусе гироскопа. На внешней раме установлен электрический двигатель 6 (двигатель стабилизации и момента) и редуктор 7, поворачивающий ось вращения внутренней рамы.

Если, к примеру, ротор гироскопа вращается по часовой стрелке (против направления вращения винта), то при отклонении внутренней рамы электрическим двигателем и редуктором вверх, созданный гироскопический момент отклоняет БПЛА вправо, а при отклонении внутренней рамы вниз отклоняет БПЛА влево, что способствует увеличению эффективности руля направления 8, особенно на малых скоростях полета и в критических режимах устойчивости.

Установленный в корпусе гироскопа электрический двигатель 6 (двигатель стабилизации и момента), редуктор 7 и



поворачивающаяся ось вращения внешней рамы обеспечивают стабилизацию и момент управления тангажом БПЛА.

На рис.10 показаны направления созданных управляющих гироскопических моментов (если винт установлен в хвостовой части, а гироскоп в носовой части) изменением плоскости вращения ротора гироскопа.

При отклонении ротора гироскопа вправо (рис.10а), гироскопический момент создает пикирующий момент БПЛА. При отклонении ротора гироскопа влево (рис.10б), гироскопический момент создает кабрирующий момент БПЛА. При отклонении ротора гироскопа вниз (рис.10в), гироскопический момент отклоняет БПЛА влево. При отклонении ротора гироскопа вверх (рис.10г), гироскопический момент отклоняет БПЛА вправо. Эти управляющие гироскопические моменты добавляются к аэродинамическим моментам рулей направления 8 и высоты 9 и способствуют увеличению скорости маневрирования БПЛА.

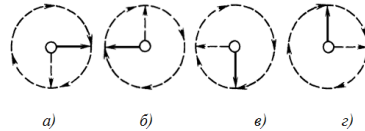


Рис. 10. Взаиморасположения направлений отклонений ротора и влияний гироскопического момента:  
а) при отклонении ротора гироскопа вправо; б) влево; в) вниз; г) вверх

При отклонении ротора гироскопа вниз (рис.10в), гироскопический момент отклоняет БПЛА влево. При отклонении ротора гироскопа вверх (рис.10г), гироскопический момент отклоняет БПЛА вправо. Эти управляющие гироскопические моменты добавляются к аэродинамическим моментам рулей направления 8 и высоты 9 и способствуют увеличению скорости маневрирования БПЛА.

Гироскоп с регулируемым моментом инерции ротора (рис.11) состоит из оси 11, внутреннего диска 12, направляющих трубок 13, внутри которых находятся пружины 14, перемещающиеся в зависимости от управляемого числа оборотов оси, подвижных шариков 15 и регулировочных винтов 16. Направляющие трубки вдоль радиуса закреплены на внешнем диске 17. Ось ротора вращается с помощью двигателя с регулируемым числом оборотов (на схеме не показано).

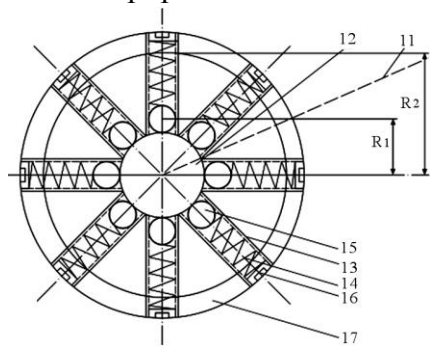


Рис. 11. Гироскоп с регулируемым моментом инерции ротора:  
11-ось; 12- внутренний диск;  
13-направляющие трубки;  
14-пружины;  
15- шарики из тяжелого металла;  
16- регулировочные винты;  
17-внешний диск

При запуске ротора гироскопа с регулируемым моментом инерции, из-за расположения тяжелых шариков массой  $m$  вблизи радиуса  $R_1$ , минимального значения момента инерции  $J$  ( $J = mR_1^2$ ) уменьшается время запуска ротора гироскопа.

С увеличением оборотов ротора гироскопа, управляющий гироскопический момент и момент обратной реакции ротора, а также кинетический момент ротора из-за расположения шариков вблизи внешнего диска на расстоянии  $R_2$ , имеют максимальные значения ( $J = mR_2^2$ ), в результате чего увеличивается устойчивость полета БПЛА.

Быстрый разгон и быстрое торможение ротора позволяют управлять противодействующим по направлению моментом реакции ротора, что используется при управлении БПЛА по крену.

На основе изучения фундаментальных теоретических источников, составлены математические уравнения для гиросtabilизатора с регулируемым моментом инерции:

$$J = J_1 + J_2 + J_3 + J_4, \quad (6)$$

где  $J$  -общий, или суммарный момент инерции;  $J_1$ - момент инерции

шарика;  $J_2$ -момент инерции внутреннего диска;  $J_3$ -момент инерции цилиндрических направляющих;  $J_4$  -момент инерции наружного диска.

Согласно принципу работы, момент инерции устройства состоит из следующих составляющих:  $J = J_0 + J(t, R)$ , где  $J_0$  - его постоянная  $J_0 = J_2 + J_3 + J_4$ , а  $J(t, R)$ - переменная составляющие.

Согласно правилу определения диапазона регулирования параметра, диапазон регулирования  $D$ :

$$D = \frac{J_{\max}}{J_{\min}} = \frac{J(t)_{\max} + J_0}{J(t)_{\min} + J_0}, \quad (7)$$

или же:

$$\frac{J(t)_{\max}}{J(t)_{\min}} - D = \frac{J_0}{J(t)_{\min}} (D - 1), \quad (8)$$

Получена формула, определяющая закономерность формирования диапазона регулирования момента инерции данного устройства в зависимости от его геометрических

параметров, а также от плотности основных конструкционных элементов.

Выражение (8), с учетом принятых условий примет вид:

$$\frac{I}{(D-1)(b+1)^2} - \frac{D}{D-1} = \left[ \frac{3(1+\delta)\rho_2 b^4}{4n\rho_1(b+1)^2} + \frac{\rho_2 a^3 \delta (\delta+2)}{4\rho_1(b+1)^2} + \frac{(1+\delta)\rho_2(a+b-1,2607)}{4n\rho_1(b+1)^2} \right], \quad (9)$$

В формуле (9):

$$a = \frac{l_3}{r}; \quad b = \frac{r_2}{r}; \quad c = \frac{l_2}{r} = \frac{l_4}{r}; \quad r_{31} = r; \quad r_{32} = (1+\delta)r \quad \text{и} \quad c = 2(1+\delta). \quad (10)$$

Где  $r$ -радиус шарика;  $\rho_1, \rho_2$  -плотности шариков и других частей устройства;  $l_2, r_2$ - ширина и радиус внутреннего диска;  $l_3, r_3, \delta$ - длина, внутренний радиус и толщина стенки цилиндрического направляющего;  $l_4$ -ширина,  $r_4, r_5$  - внутренний и наружный радиусы наружного диска (рис. 12).

Определено необходимое условие для того, чтобы выражение имело как математический, так и физический смысл:

$$a = (b+1)\sqrt{D} - b. \quad (11)$$

Если коэффициент  $a$  имеет значение согласно (11), тогда и правая часть выражения (9) также должна быть равна нулю. Таким образом при известных  $\rho_1, \rho_2, n$  и при заданном значении  $D$  было найдено решение уравнения:  $\delta_0 = f(b)$ .  $\delta_0$ -минимальное значение толщины стенки цилиндрического направляющего, обеспечивающее физический смысл уравнения (9).

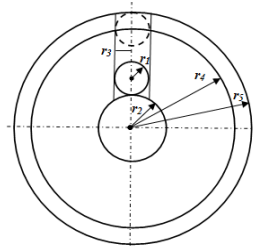


Рис. 12. Схема основных геометрических параметров

Основным научным результатом вышеприведенных теоретических исследований является то, что впервые для подобных механизмов найдено математическое выражение, которое определяет зависимость между одним из геометрических размеров и диапазоном регулирования момента инерции при постоянстве других параметров и при пропорциональности диаметральных размеров.

Для исследования динамики устройства с регулируемым моментом инерции составлено дифференциальное уравнение и проведен анализ переходных процессов, с учетом различных

параметров, которые так или иначе могут влиять на динамические процессы, возникающие в процессе пуска, а также регулировки скорости и торможения анализируемого устройства.

Общеизвестно, что подобное движение можно математически описать дифференциальным уравнением второго порядка вида:

$$m_1 \frac{d^2 r(t)}{dt^2} + C \frac{d r(t)}{dt} + k r(t) = m R \omega^2 \quad (12)$$

Здесь  $m_1$  - масса шарика;  $k$  - коэффициент жесткости системы «шарик-пружина»;  $C$  - коэффициент упругости пружины;  $m$  - масса всего устройства;  $R$  - внешний радиус наружного диска;  $\omega$  - угловая скорость вращения устройства.

Во избежание воздействия колебательных составляющих собственного движения шарика необходимо выполнение условия  $D > \sqrt{C^2 - 4km_1}$  или  $C = 2\sqrt{km_1}$ . По завершению переходного процесса шариком будет преодолено расстояние  $l_3 = ar$  и достигнуто крайнее положение. Решением уравнения найдено  $t_s$ , время, в течение которого

шарик достигает самого удаленного от центра расстояния:

$$t_s = -\sqrt{\frac{k}{m_1}} \ln \left( 1 - \frac{2ak}{m(a+b)\omega^2} \right). \quad (13)$$

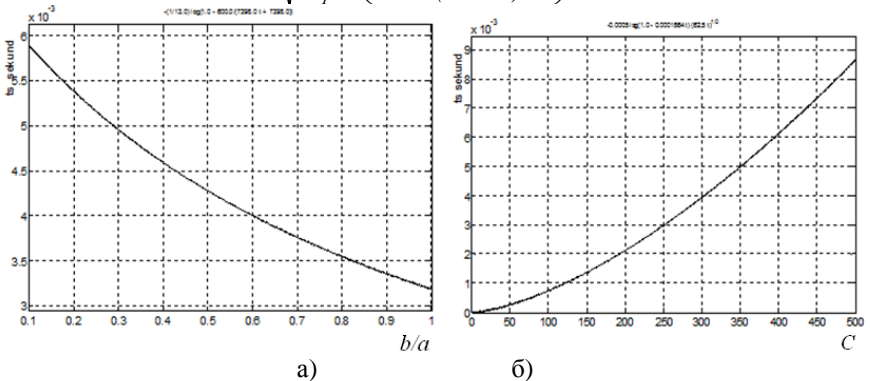


Рис.13. Кривые зависимости времени переходного процесса от различных параметров: а) от диаметральных размеров; б) от коэффициента упругости пружины

На основании выражения (13) построены зависимости времени переходного процесса от показателей диаметральных

размеров устройства ( $a, b$ ) и коэффициента упругости пружины (рис. 13а,б).

Далее составлено уравнение моментов для гиросtabilизатора с регулируемым моментом инерции:

$$m_l \left( \frac{m(a+b)r\omega^2}{k} \left( 1 - e^{-\sqrt{\frac{k}{m_l}} t_s} \right) \right)^2 \frac{d\omega}{dt} = M \cdot \quad (14)$$

Получено решение уравнения (14) с учетом параметров диаметральных размеров и плотностей материалов ротора, и используя те же данные, которые использовались при формировании статической модели построены переходные процессы (рис. 14а,б).

На основе двухмассовой модели механической системы (ДМ МС) разработана динамическая математическая модель гиросtabilизатора с регулируемым моментом инерции, составлены компьютерные модели и построены динамические характеристики с регулируемым моментом инерции.

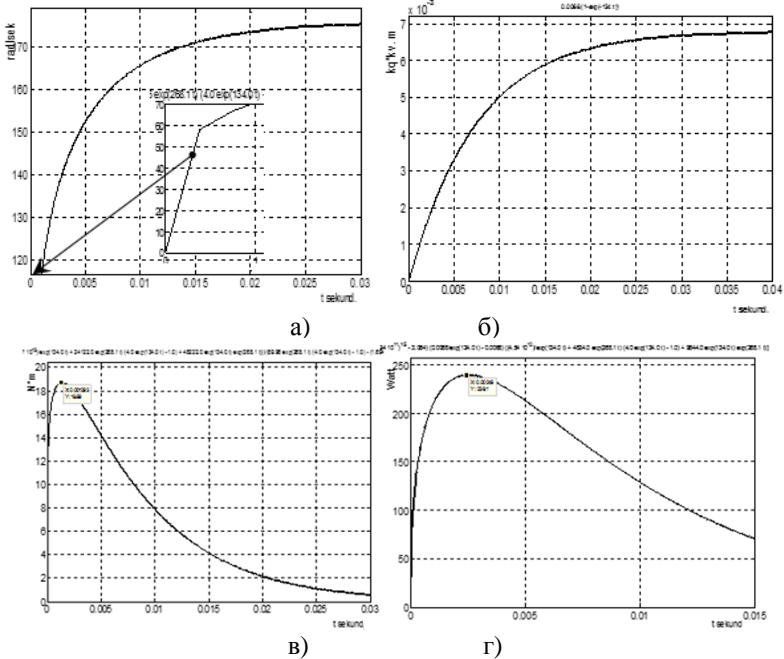


Рис 14. Динамические характеристики гироскопического устройства с регулируемым инерционным моментом: а) кривая переходного процесса вращения; б) кривая переходного процесса момента инерции; в) кривая переходного процесса крутящего момента; г) кривая изменения мощности

Используя инструментальный пакет MATLABFuntool, построены кривые изменения крутящего момента и расходуемой мощности путем графического дифференцирования кривой  $\omega=f(t)$  (рис.14а) и умножением на  $J=f(t)$  (рис.14б).

Полученная таким образом кривая  $M=f(t)$  представлена на рис. 14в. Очевидно, что произведение  $M=f(t)$  на  $\omega=f(t)$  приведет к получению кривой  $P=f(t)$  (рис.14г).

В схеме ДМ МС, приведенной на рис.15:  $J_1, \omega_1, \beta_1$  - момент инерции, угловая скорость вращения, коэффициент трения ротора стабилизирующего двигателя соответственно;  $J_2, \omega_2, \beta_2$  - момент инерции, угловая скорость вращения, коэффициент трения подвесной рамы гироскопа,  $c_{12}$ - коэффициент трения механической передачи между роторами двигателя и подвесной рамы,  $\gamma$ - коэффициент соотношения масс.  $\alpha$ -действительная часть корня,  $M$  -крутящий момент двигателя,  $M_c$ - момент сопротивления ( $J_1 = const$  и  $J_2 = const$ ).

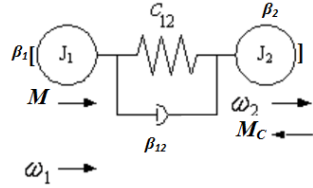


Рис.15. Двухмассовая модель механической системы

На основе общеизвестных уравнений ПФ для механических проводимостей ДМ МС, составленных при условии  $\beta_1=\beta_2=\beta_{12}=\beta$ , (величина  $\beta$  является достаточно малой во избежание фактора нелинейности), впервые было предложено исследование системы «стабилизирующий двигатель–рама подвеса гироскопа», с применением принципа технического оптимума для получения оптимальных переходных процессов. При этом, основной задачей является нахождение необходимого соотношения параметров, обеспечивающих нормализацию характеристического уравнения, входящего в знаменатели ПФ для механических проводимостей ДМ МС. После сопоставления коэффициентов характеристического и нормированного уравнений, получено:

$$\begin{cases} J_1 + J_2 = 4T\beta \\ J_1 J_2 = 4T^2 \beta^2 \\ C_{12} = \frac{2\beta}{T} = \frac{J_1 + J_2}{2T^2} \end{cases}, \quad (15)$$

откуда:  $J_1 = J_2$  .

Для проведения численного расчета использованы примерные данные:  $J_2 = 1.036 \cdot 10^{-5} \text{ кгм}^2$ ,  $J_1 = J_2 = 2T\beta = 1.036 \cdot 10^{-5} \text{ кгм}^2$ ; и время переходного процесса:  $0.1 \text{ сек}$  (рис.16).

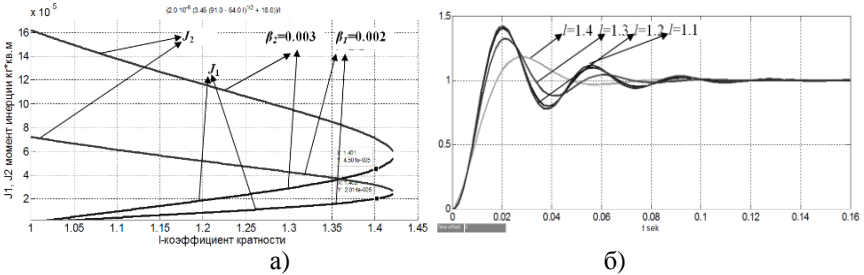


Рис. 16. Осциллограммы компьютерной симуляции:

- а) зависимости моментов инерции подвесной рамы  $J_2=f(l)$  и ротора стабилизирующего двигателя  $J_1=f(l)$  от безразмерного параметра  $l$ , при значениях коэффициента трения  $\beta_1=0.002$  и  $\beta_2=0.003$ ; б) переходные процессы при различных значениях коэффициента кратности

Таким образом, впервые сформулированы прямая и обратная задачи определения времени переходного процесса и выявлено, что для обеспечения переходного процесса, настроенного на технический оптимум, двухмассовая система должна формироваться из масс, у которых моменты инерции должны быть одинаковыми

**В пятой главе** рассмотрены и решены некоторые вопросы применения новых разработанных микромеханических пьезоэлектрических акселерометров в системах управления ЛА, в частности, в СНВ акселерометров, в автоматической системе обеспечения устойчивости ЛА к воздействию возмущающих гармонических сигналов и в системе автоматического контроля центра масс ЛА.

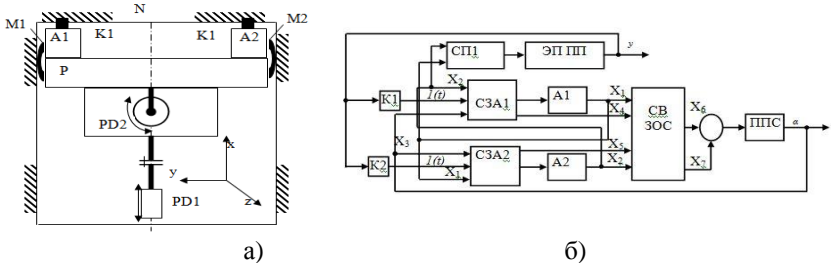


Рис. 17. Принципиальные схемы и составные части АСНВА: а) схема конструктивной компоновки; б) функциональная схема управления

Впервые предложено создать автоматическую систему начальной выставки акселерометров (АСНВА) на базе реверсивного пьезодвигателя без применения дополнительных приборов для обратной связи, составлена функциональная схема и изложен принцип работы (рис.17).

A1, A2-пьезоэлектрические акселерометры; K1, K2-механические контакты с инерционными массами акселерометров, M1, M2- электромагнитные тормоза; P- подвижная платформа, имеющая линейное перемещение вдоль оси симметрии; PD1-следающий электропривод с двигателем постоянного тока, PD2-пьезоэлектрический двигатель привода поворотного стола; N-корпус подвижного объекта; C3A1, C3A2-схемы запрета акселерометров; A1, A2-пьезоэлектрические акселерометры; ЭППП- электропривод подвижной платформы; ППС- привод поворотного стола; СП1 -схема пуска и отключения ЭП и ППС; СВЗОС - схема выбора задающего устройства и обратной связи.

Работа АСНВА состоит из двух последующих этапов: грубой выставки и точной выставки. Грубая выставка выполняется для высокоскоростного приближения платформы P к стенке корпуса N по оси X и завершается касанием одного из механических контактов K1, K2 на акселерометров A1 или A2. Завершение грубой выставки происходит автоматически, при получении сигнала с выхода одного из акселерометров A1 или A2. Этот сигнал в режиме грубой выставки предназначен для одновременного отключения следающего электропривода PD1 и включения поворотного привода с двигателем PD2. Таким образом, выходные сигналы акселерометров A1, A2 являются командой для старта второго этапа, т.е. этапа точной выставки.

На этом этапе поворотный привод с реверсивным двигателем PD2 поворачивает стол, на котором жестко закреплена платформа P с ПА A1, A2 вокруг оси z по или против часовой стрелки до тех пор, пока на выходе сравнивающего устройства, куда поступают выходные сигналы от A1, A2 не образуется нулевой сигнал. Так как акселерометры являются абсолютно идентичными и при идентичной ориентации относительно неподвижного корпуса, то разность их выходных сигналов будет равна нулю. А это означает, что их продольные оси в достаточной степени перпендикулярны к



установленной поверхности и у них отсутствует эффект поперечной чувствительности.

На схему запрета акселерометров СЗА1, СЗА2 поступают сигналы  $X_1$ ,  $X_2$  -выходные сигналы акселерометров А1, А2, соответственно, и  $X_3$ -сигнал обратной связи следящей системы привода точной выставки (ППС), который выполняет точную выставку акселерометров.

Работа СНВ начинается с пуска ЭППП - режима грубой выставки (РГВ). Отключение РГВ происходит после касания одного из акселерометров А1, А2 контактов К1, К2. Допустим, что после грубой выставки акселерометр А1 первым коснулся контакта К1. Его выходной сигнал  $X_1$  поступает на схему СП1 и происходит отключение ЭП ПП, этим самым завершается РГВ. Далее, этот сигнал поступает на СЗА2, запрещает подключение А2 на вход ППС и подготавливает его подключение в цепь обратной связи ППС: вход  $X_3$  соединяется с выходом  $X_5$ . Аналогичное произойдет, если после грубой выставки первым механического контакта К2 коснется акселерометр А2: вход  $X_3$  соединится с выходом  $X_4$ , и СЗА1 подготовит включение А1 в цепь обратной связи ППС.

Таким образом, на схему выбора задающего устройства и обратной связи СВЗОС поступают четыре сигнала:  $X_1$ ,  $X_2$  – выходы акселерометров А1, А2 соответственно, и  $X_4$ ,  $X_5$  – подготовительные сигналы для включения акселерометров в цепь обратной связи следящей системы. Очевидно, что СВЗОС должна работать таким образом, что если А1 подключится как задающее устройство, то А2 должна подключиться в цепь обратной связи, и наоборот.

На основе принципа работы разработаны алгоритмы управления и составлена компьютерная модель СНВ.

В структурной схеме следящей системы с ПД поворотного стола СНВ функции задатчика и датчика положения выполняют акселерометры  $W_{a1}(s)$ ,  $W_{a2}(s)$ , каждый из которых подключен к частотному дискриминатору, преобразующему частотный сигнал в напряжение (рис. 18). Причем, акселерометр, который первым коснется одного из механических контактов К1, К2, подключится как устройство задания, а другой - к цепи обратной связи по положению. Этот режим подключения акселерометров выполняют логические схемы.

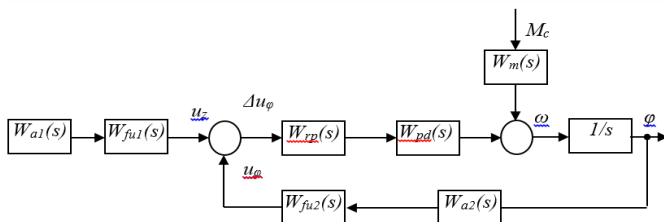


Рис.18. Структурная схема следящей системы с пьезоэлектрическим двигателем поворотного стола СНВ

ПД с ПФ  $W_{pd}(s)$  будет вращаться в сторону уменьшения разности выходных сигналов акселерометров. Регулятор с ПФ  $W_{rp}(s)$  должен обеспечить аperiodический характер переходного процесса для исключения скоростных ошибок.

В результате предварительных исследований для примерного расчета были использованы следующие численные данные:  $K_d = 1.1$ ,  $K_y = 105$ ;  $d_{13} = 2,31 \cdot 10^{-12}$  Кл/Н;  $\omega_0 = 100000$  рад/сек;  $\zeta_f = 0,175$ ;  $C_0 = 1930$  нФ;  $R_g = 25$  Ом;  $m_0 = 0,05$ ;  $m_k = 0,035$ . Найдены следующие коэффициенты и параметры:  $K_n = K_y d_{33} = 2.42 \cdot 10^{-12}$  Кл/Н;  $K_o = K_y d_{33} = 2.55$ ;  $m_\Sigma = m_0 + 0,4m_k = 0.65$ ;  $T_g = C_0 R_g = 0.0048$ ;  $T_f = 0.001$ с;  $a_0 = 1 \cdot 10^{-12}$ ;  $a_1 = 3.5 \cdot 10^{-7}$ ;  $b_0 = 3.5 \cdot 10^7$ ;  $c_0 = 2.98 \cdot 10^{-8}$ ;  $c_1 = 0.6191 \cdot 10^{-4}$ ;  $c_2 = 0.011477$ .

Используя программную среду MATLABSymbolic составлена матрица Гурвица для структурной схемы следящей системы с ПД и получено следующее расчетное выражение:

$$2.83104 \cdot 10^{-45} \cdot y^6 \cdot x - 2.55302 \cdot 10^{-46} \cdot y^5 \cdot x^2 + 4.84613 \cdot 10^{-47} \cdot y^5 \cdot x - 9.00542 \cdot 10^{-55} \cdot y^4 \cdot x^3 - 2.4816 \cdot 10^{-49} \cdot y^4 \cdot x^2 + 1.90951 \cdot 10^{-49} \cdot y^4 \cdot x + 2.16898 \cdot 10^{-70} \cdot y^3 \cdot x^4 - 1.0756 \cdot 10^{-60} \cdot y^3 \cdot x^3 - 6.1075 \cdot 10^{-53} \cdot y^3 \cdot x^2 + 8.91194 \cdot 10^{-53} \cdot y^3 \cdot x - 1.43499 \cdot 10^{-66} \cdot y^2 \cdot x^3 - 3.20363 \cdot 10^{-58} \cdot y^2 \cdot x^2 + 4.71854 \cdot 10^{-58} \cdot y^2 \cdot x - 8.29888 \cdot 10^{-73} \cdot y \cdot x^3 - 1.65557 \cdot 10^{-64} \cdot y \cdot x^2 + 2.43226 \cdot 10^{-64} \cdot y \cdot x - 3.39835 \cdot 10^{-79} \cdot x^3 - 2.9877 \cdot 10^{-70} \cdot x^2 + 4.40495 \cdot 10^{-70} \cdot x$$

В этом выражении, приведенном в формате, соответствующем программной среде MATLABSymbolic, имеются два неизвестных:  $x$  (коэффициент передачи регулятора положения) и  $y$  (постоянная времени регулятора положения). Приравняв их нулю и решив полученное уравнение, можно найти значения этих параметров, при которых следящая система

будет иметь всегда устойчивое состояние, но с различными переходными процессами (рис. 19, 20).



Рис. 19. Кривые, полученные от симуляции компьютерной модели СУ АСНВА

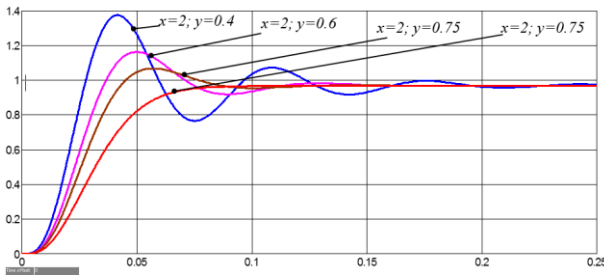


Рис. 20. Осциллограммы, полученные от симуляции компьютерной модели следящей системы с пьезоэлектрическим двигателем поворотного стола АСНВА

Далее в пятой главе построена автоматическая система обеспечения устойчивости к воздействию возмущающих гармонических сигналов с использованием компенсатора возмущающих колебаний действующих на поверхность ЛА.

Как было выявлено, при выполнении сложных пилотажных маневров, генерируемые вибрации, действующие на корпус ЛА, создают гармонические колебания, которые могут оказывать существенное негативное влияние на устойчивость ЛА. Амплитуды этих колебаний и вибраций могут принимать настолько большие значения, что при периодическом воздействии на корпус ЛА способны создать разрушительную силу.

Аналогично этой проблеме, можно также отметить, что при изменении скорости ЛА возникновение механических



должна автоматически подключить систему компенсации, и дальнейшее действие возмущения способствует увеличению колебаний в деструктивном направлении. Вышесказанное представлено на рис.22.

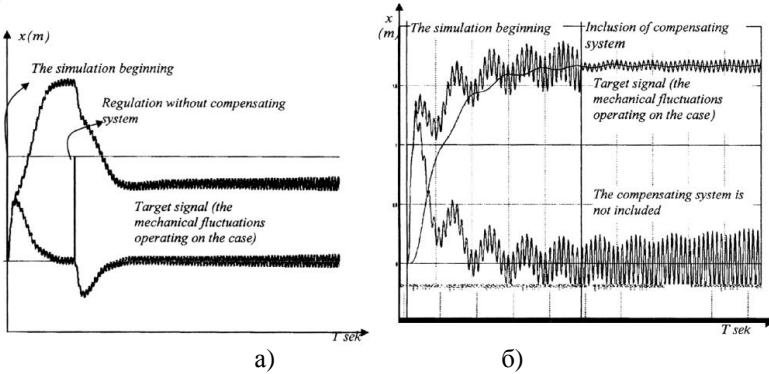


Рис.22. Кривые, полученные имитацией ЛА с системами компенсаций: а) регулирование без системы компенсации; б) регулирование, включая систему компенсации

В конце пятой главы проведен сравнительный анализ систем автоматического контроля центра масс ВС и предложена структурная схема, в которую смещение центра или же побочные явления, получаемые от смещения центра массы, добавлено в виде возмущающего момента -  $M_z^{mb}$  (рис.23).

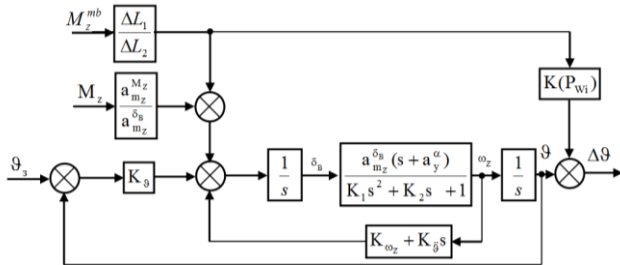


Рис.23. Структурная схема замкнутой системы «Самолет-автопилот» с учетом смещения центра масс в виде возмущающего момента

На рис. 23 передаточное отношение  $\Delta L_1 / \Delta L_2$  - определяет пропорциональную зависимость возмущающего момента от изменения положения центра масс, в котором  $\Delta L_1$ ,  $\Delta L_2$  являются расстояниями между центром массы и акселерометрами, установленными в носовой и хвостовой частях самолета, а коэффициент  $K(P_{W_i})$ -определяет зависимость

этого же возмущающего момента от относительного значения взлетной скорости.

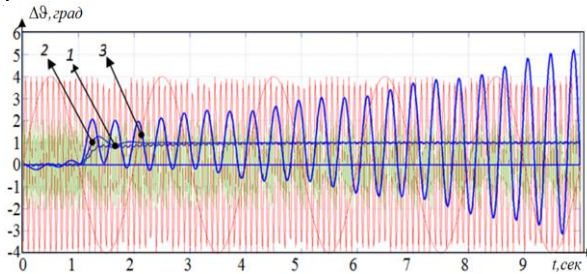


Рис. 24. Оциллограммы симуляции компьютерной модели системы управления продольным движением при воздействии возмущающих моментов

Сформулирована общая задача, согласно которой необходимо найти алгоритмы определения коэффициентов  $k_{\omega_z}$  и  $k_{\ddot{\theta}}$ , входящие в закон управления, обеспечивающих устойчивость продольного движения и применена методология определения условия выполнения технического оптимума переходного процесса: таким образом, полученные решения обеспечивают прохождение технически оптимального переходного процесса по возмущению (рис.24).

При увеличении значения передаточного числа по тангажу  $K_{\theta}$ , время переходных процессов уменьшается, и наоборот. При дальнейшем увеличении  $K_{\theta}$  переходный процесс приобретает перерегулирование, и в дальнейшем имеет колебательный характер. Переходные процессы 1 и 2 соответствуют колебаниям возмущающего момента с частотой  $\omega=30$  рад/сек. Кривая 1 соответствует  $K_{\theta} < 30$ , кривая 2-  $K_{\theta} > 30$ . Кривая 3 соответствует колебаниям возмущающего момента с частотой  $\omega \approx 15$  рад/сек и как видно из рис.24, система переходит в автоколебательный режим, приводящий к утрате устойчивости ЛА, что в практическом смысле равносильно механическому разрушению ЛА.

**В заключении** отражены наиболее важные результаты диссертационной работы, а также сформулированы основные выводы, следующие из представленных методик и полученных результатов.

## **ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ**

1. Представлены и подробно описаны конструкции и принципы функционирования новых разработанных пьезоэлектрических акселерометров.

2. Впервые предложен конструктивный компоновочный вариант универсального жидкостного указателя углов с системой встроенных пьезоэлектрических акселерометров, с целью повышения информативности экипажа.

3. Разработана усовершенствованная цифровая система воздушных сигналов для дополнительного определения углов крена, тангажа, рыскания и боковой скорости ЛА на основе обработки сигналов, снимаемых с приемников давлений воздуха.

4. Впервые разработаны способ и устройство повышения стабилизации и маневренности полета БПЛА на основе гироскопического эффекта с регулируемым моментом инерции, получены математические выражения, представляющие собой зависимости между диапазоном регулирования момента инерции и относительными геометрическими размерами, упругостью пружинных элементов, а также построены соответствующие статические и динамические характеристики.

5. Впервые разработана автоматическая СНВ акселерометров без применения дополнительных приборов для обратных связей, с целью уменьшения погрешности установки ПА на ЛА.

6. Разработана автоматическая система обеспечения устойчивости к воздействию возмущающих гармонических сигналов с использованием компенсатора возмущающих колебаний на фюзеляж ЛА.

7. Предложен новый принцип, позволяющий увеличить достоверность измерения массы и центровки, на основе размещения в шинах датчиков давления и температуры азота.

8. Впервые учтено смещение центра массы ЛА в виде дополнительного возмущающего момента, разработана структурная схема по обеспечению стабилизации продольного движения, составлены компьютерные модели, которые подтвердили достоверность теоретических исследований.

## ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Rüstəmov, Q.Ə., Yolçuyev İ.A., Həzərhanov Ə.T., Kərimli T.İ. Vibrasiyalı kəsmə prosesində müqavimət momenti dəyişməsinin tədqiqi / Q.Ə.Rüstəmov, Ə.T.Həzərhanov, T.İ.Kərimli [və b.] // Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, - Bakı: -2005. №1, -s.80-86.
2. Qurbanov, T.B. Diferensial pyezorezonans çeviricilər / V.N.Dəmirova, Ə.T.Həzərhanov, T.İ.Kərimli [və b.] // Azərbaycan Milli Elmlər Akademiyası, Xəbərlər. Fizika-riyaziyyat və texnika elmləri, -Bakı: -2006. Cild 26, №5. -s.181-185.
3. Qurbanov, T.B. Qeyri-stasionar rejimdə elektrik intiqalının riyazi modelinin işlənməsi / O.Z. Əfəndiyev, Ə.T.Həzərhanov, T.İ. Kərimli [və b.] // Odlar Yurdu Universitetinin Elmi və pedaqoji xəbərləri. Fizika-riyaziyyat, texnika elmləri seriyası.. -Bakı: -2006. №17, -s.132-139.
4. Paşayev, A.M., Reversiv pyezoelektrik addım mühərriki. Patent ixtira İ20060050, Azərbaycan Respublikası / Qurbanov T.B., Həzərhanov Ə.T., Kərimli T.İ. [və b.].
5. Qurbanov, T.B., Dərvişova, İ.N., Kərimli, T.İ. Pyezoelementlərin keyfiyyət əmsalının və elektrik birləşmə sxeminin diferensial çeviricilərinin statik xarakteristikalarına təsirinin tədqiqi // Труды Международной конференции «Научно-технический прогресс и современная авиация» посвящ. 75-летию академика А.М.Пашаева, - Bakı: -2009, -с.82-85.
6. Həzərhanov, Ə.T., Məmmədov, Ə.T. Kərimli, T.İ. Diferensial qoşulma sxemli vericilərin elektrik dövrələrinin universal təyinatlı kompyuter modelinin qurulması // Azərbaycan Texniki Universitetinin 60 illik yubileyinə həsr olunmuş “Təhsildə və elmdə innovasiya texnologiyaları” Respublika elmi-praktiki konfransın materialları, - Bakı: -2010, -s.252-255.
7. Qurbanov, T.B., Haşimova, F.R. Kərimli, T.İ. Uçuş aparatlarının dinamik proseslərinin tədqiqində enerji təchizati // -Bakı: A.Ş.Mehdiyevin 80 illik yubileyinə həsr olunmuş Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, -2014. №2, -s.51-58.
8. Paşayev, A.M., Qurbanov, T.B., Kərimli, T.İ. İki kanallı pyezoelektrik akselerometr // -Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, -2015. Cild 7, №1, -s.29-35.
9. Kərimli, T.İ. Diferensial çıxışlı mikromexaniki pyezoelektrik akselerometr// -Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, -2015. №2, -s.73-86.



10. Paşayev, A.M., Diferensial mikromexaniki vibrasiyalı akselerometr, Patent-ixtira İ2015 0063, Azərbaycan Respublikası / Qurbanov T.B., Nəbiyev R.N., Həzərxaov Ə.T., Kərimli T.İ.
11. Kərimli, T.İ. Müasir girostabilizatorlar və onların tətbiq sahələri // - Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, -2016. Cild 8, №3, -s.14-23.
12. Kərimli, T.İ. Mülki hava gəmilərində hava siqnaıları sisteminin texniki imkanlarının genişləndirilməsi // - Bakı: MAA, Elmi Məcmuələr, - 2016. Cild 18, №2, -s.27-34.
13. Kərimli, T.İ. Hava gəmilərində kütlə və mərkəzlənmə ölçmə sisteminin təkmilləşdirilməsi//-Bakı:MAA,Elmi Məcmuələr,-2016. Cild 18,№3,-s.1-8.
14. Kərimli T.İ., Əliyev M.Ə. Avtonom mikromexaniki aviahorizontun statik modeli // Gənclərin yaradıcı potensialı aerokosmik məsələlərin həllində Beynəlxalq iştirakla II elmi praktiki gənclər konfransının materialları. Fevral məruzələri 2017, -Bakı: -21-23 fevral, -2017, -s.53-55.
15. Qurbanov, T.B., Pyezoelektrik özüsazlanan girooskop-akselerometr. Patent-ixtira İ20190047, Azərbaycan Respublikası/KərimliT.İ., KərimliV.İ.
16. Həzərxaov, Ə.T., Kərimli, T.İ., Neymətov V.A. Uçan aparatlarda tətbiq edilən pyezoelektrik mikroakselerometrlərin dinamikı həssalığının tədqiqi. Proceedings of the International Symposium of Mechanism and Machine Science // AzCIFTtoMM-Azerbaijan Technical University, 2017, Bakı: - 11-14 September, - 2017, - s.229-231.
17. Həzərxaov, Ə.T., Mayeli bucaqölçən (variantlar), Patent-ixtira İ20170043, Azərbaycan Respublikası/Kərimli T.İ.,Abdullabəyli A.A.
18. Həzərxaov, Ə.T., Kərimli, T.İ., Neymətov, V.A., Kərimli, V.İ. Pyezoelektrik özüsazlanan girooskop-akselerometrin iş rejimləri//-Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 10, -2018. №1. - s.7-15.
19. Paşayev, A.M., Girooskopik effektdən istifadə etməklə pilotsuz uçuş aparatlarının stabilizasiyasının və manevr qabiliyyətinin yüksəldilməsi üsulu və qurğusu, Patent-ixtira İ20190048, Azərbaycan Respublikası/Kərimli T.İ.
20. Məmmədov C.S., Kərimli T.İ. Vintli pilotsuz uçuş aparatlarının manevr qabiliyyətinin yüksəldilməsi istiqamətləri // «Aviakosmik məsələlərin həllində gənclərin yaradıcı potensialı» IV beynəlxalq elmi-praktiki gənclər konfransının materialları. Fevral məruzələri 2019, -Bakı: -27-28 fevral, - 2019, -s.23-25.

21. Kərimli T.İ. Hava gəmilərinin fəza vəziyyətinin, vurnuxmasının və yan sürətinin ölçülməsinin aerometrik üsulu və qurğusu. Patent-ixtira İ 20210047, Azərbaycan Respublikası / Kərimli V.İ.
22. Nəbiyev, R.N. Pyzeoelektrik akselerometr. Patent-faydalı model F20210018, Azərbaycan Respublikası/Həzərhanov Ə.T. Kərimli T.İ.
23. Kərimli T.İ. Hava siqnalları sistemi ilə uçuş aparatlarının fəza vəziyyəti və istiqamətinin ölçülməsi//-Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 14, -2022. №2.- s.7-14.
24. Kərimli T.İ. Uçuş aparatının kütlə və mərkəzlənməsinin, fəza vəziyyətinin, vurnuxma bucağının və mərkəzlənmə sürüşməsinin ölçülməsi üsulu və bort qurğusu. Patent-ixtira İ20230006.
25. Kərimli T.İ. Uçuş aparatlarının fəza vəziyyətini müəyyən edən həyəcanlanmayan universal rəqqas//-Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 15, -2023. №1.- s.34-42.
26. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И.. Пьезоэлектрические преобразователи в инерциально - навигационных системах управления // -Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, -2002. Cild IV, №2, -c.9-14.
27. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И. Математическая модель навигационных приборов с электромагнитной колебательной системой // -Bakı: МАА, Mülki Aviasiyanın müasir problemlərinin həllində elm və tədrisin rolu, -2002, -c.42-45.
28. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, В.И., Каримли Т.И.. Статическая модель электромагнитной колебательной системы для навигационных систем управления летательных аппаратов // - Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, - 2003. Cild V, №1, -c.20-23.
29. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И. Линейные нестационарные системы // МАА, «Uçuşların təhlükəsizliyi və aviasiya texnikasının inkişafının müasir istiqamətləri» mövzusunda Azərbaycan Respublikasının prezidenti H.Ə.Əliyevin 80 illiyinə həsr olunmuş elmi konfransın əsərləri, -Bakı: -08-12 may, -2003, -c.79-81.
30. Пашаев, А.М., Гурбанов, Т.Б., Исмаилов, Н.М., Каримли, Т.И. Гироскопы с электромагнитными колебательными системами/Труды четвертой Международной научно-практической конференции. Современные информационные и электронные технологии. Одесса: - 2003, -c.218.
31. Гардашов С.Г., Гурбанов Т.Б., Гардашева Х.Г., Газарханов Э.Т., Каримли Т.И. Постановка и выбор метода решения задачи

- исследования динамики виброударного взаимодействия в пьезоэлектрическом двигателе / С.Г.Гардашов, Т.Б.Гурбанов, Т.И.Каримли [и др.] // Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, - Bakı: -2003. Cild V, №4, -с.36-40.
32. Пашаев, А.М. Дифференциальный вибрационный пьезоэлектрический гироскоп/ А.М.Пашаев, Т.Б.Гурбанов, Т.И.Каримли [и др.] // -Киев: Вестник Национального Авиационного Университета Украины, -2004. -с.67-70.
33. Гурбанов, Т.Б., Гаджиев, В.А., Каримли, Т.И. Выбор метода и составление алгоритмов расчета переходных процессов в реверсивном пьезоэлектрическом двигателе // -Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, -2004. Cild VI, №4, -с.127-135.
34. Елчуев И.А., Каримли Т.И.. Вопросы повышения эффективности металлообработки в машиностроении // -Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, -2005. №2, -с.93-97.
35. Каримли, Т.И. Двухканальный пьезоэлектрический датчик вибрации и линейного ускорения // -Донецк: Прогрессивные технологии и системы машиностроения, Донецкий Национальный Технический Университет, Выпуск 1(52), -2016. -с.69-74.
36. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов, В.А. Компьютерное моделирование и исследование пьезоэлектрических преобразователей, применяемых в измерительных и исполнительных устройствах / Э.Т.Газарханов, Т.И.Каримли, В.А.Нейматов //МАА, Elmi Məcmuələr, - Bakı: - 2016. Cild 18, №1, -с.1-7.
37. Газарханов, Э.Т. Универсальный жидкостный указатель углов. Патент на изобретение. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. PCT/AZ2015/000007. Номер международной публикации: WO 2016/154687, Женева / Каримли Т.И., Абдуллабейли А.А. -2016.
38. Каримли, Т.И., Нейматов В.А. Моделирование системы начальной выставки пьезоэлектрических акселерометров // -Запорожье: Вестник двигателестроения, №2, АО «Мотор Сич» -2016. -с.18-24.
39. Пашаев, А.М. Исследование схемы измерительной цепи с пьезоэлектрическим дифференциальным акселерометром / А.М.Пашаев, Т.И.Каримли, В.А.Нейматов//-Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, -2017. Cild 9, №2. -с.7-14.
40. Пашаев А.М. Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта: Патент на изобретение. Всемирная

организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. Номер международной публикации: WO 2017/020097 A2. Женева / Каримли Т.И. -2017.

41. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов, В.А. Двухмассовая модель системы силовой гироскопической стабилизации / Э.Т.Газарханов, Т.И.Каримли, В.А.Нейматов //Авиационно-космическая техника и технология, -Харьков: -2017. 6/141, -с.73-79.

42. Алекперов, А.А., Каримли, Т.И. Особенности современных цифровых систем воздушных сигналов //Третья Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения 2018. Баку, НАА, -12-14 февраля, -2018, -с.46-50.

43. Пашаев А.М. Аэрометрический способ и устройство (система) для измерений пространственного положения, рыскания и боковой скорости воздушных судов: Патент на изобретение. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. Номер международной публикации: WO 2018/137004A2. Женева/ Газарханов Э.Т., Каримли Т.И., Нейматов В.А., Каримли В.И. -2018.

44. Пашаев А.М. Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта. Евразийский патент-изобретение 030859 В1. ЕАПВ, Москва / Каримли Т.И. -2018.

45. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов, В.А., Каримли, В.И. Статическая модель пьезоэлектрического гироскопа-акселерометра в режиме измерения угла отклонения//Международный научно-исследовательский журнал Евразийский союз ученых, -Москва: -2019. № 5 (62), 1 часть, -с.70-75.

46. Пашаев А.М. Универсальный виртуальный симулятор. Заявка патента на изобретение. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. Номер международной публикации: WO 2019/195898A1. Женева / Аскеров Дж.Дж., Сагдеев Р.З., Усиков Д.А., Самедов А.С., Газарханов Э.Т., Каримли Т.И., и др. -2019.

47. Пашаев А.М. Использование смартфонов в процессе калибровки тренажеров для пилотов. WIPO/PCT. Всемирная организация интеллектуальной собственности. Номер международной публикации: WO 2020/186314 A1. Женева/Аскеров Дж.Дж., Сагдеев Р.З., Усиков Д.А., Самедов А.С., Газарханов Э.Т., Каримли Т.И., и др. -2020.

48. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов В.А. Исследование статических погрешностей пьезоэлектрических преобразователей

параметров механического движения // -Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 12, -2020. №1. - s.16-25.

49. Каримли, Т.И., Бэквердиев, Э.В. Аэрометрический комплекс с расширенными характеристиками //Седьмая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения 2022 – Баку: -2-4 февраля, -2022, -с.13-16.

50. Каримли, Т., Аббасов, Ф., Мамедов У. Пьезоэлектрический микромеханический гироскоп-акселерометр // -Bakı: МАА, Azərbaycanca Nəqliyyatın Aktual Problemləri, Elmi-texniki konfrans, -5-6 may -2022, -с.18-19.

51. Каримли Т.И. Динамический бортовой способ автоматического измерения массы и центровки, рысканья, крена и смещения центровки летательного аппарата на земле и в пространстве. Решение о выдачи Евразийского патента-изобретения заявки №202200090. Бюллетень №05, 2023. ЕАПВ, Москва. -2023.

52. Каримли Т.И. Динамический бортовой способ и система (устройство) автоматического измерения массы и центровки, рысканья, крена и смещения центровки летательного аппарата на земле и в пространстве. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. Номер международной публикации: WO 2023/087080A1. Женева / Каримли Т.И. -2023.

53. Gurbanov T.B., Mammadova V.N. Karimli T.I. Creation of dynamic model of system of stable flight control in planes with the autopilot //The third international conference «Problems of cybernetic and informatics» Volume 2, Baku: -2010, -p.153-155.

54. Karimli T.I. Dynamic Model of Flying Machines with the Autopilot //American Journal of Operations Research, July 2014,4. -2014. -p.197-201. Published Online in SciRes. <http://www.scirp.org/journal/ajor>.

55. Karimli T.I. Analysis of dual channel piezoelectric accelerometer // -Tbilisi:Problems of mechanics. International Federation for the Promotion of Mechanism and Machine Science №2(59),-2015.-p.26-30.

56. Pashayev A.M., Karimli T.I., Neymatov V.A. Studying on stability of piezoelectric actuators of initial alignment system accelerometers // -UK, London: Science and Applied Engineering Quarterly, -2017. -p.4-9.

57. Hazarkhanov A.T. Universal liquid angle indicator, United States Patent US10,190,878B2, /Karimli T.I., Abdullabayli A.A. -2019.

58. Pashayev A.M. Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity. United States Patent

Application Publication, US 2019/0137537 A1 / Hazarkhanov A.T., Karimli T.İ., Neymatov V.A., Karimli V.I. -2019.

59. Pashayev A.M. Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity. European Patent Application Publication, EP3450989A2/ Hazarkhanov A.T., Karimli T.İ., Neymatov V.A., Karimli V.I. -2019.

60. Pashayev A.M. Method and device for increasing the stability and maneuverability of unmanned aerial vehicles (UAV) using a gyroscopic effect. United States Patent, US10737770B2/Karimli T.İ. -2020.

61. Pashayev A.M. Universal virtual simulator. European Patent Application Publication, EP3621055 A1/Askerov J.J., Sagdeev R.Z., Usikov D.A., Samedov A.S., Hazarkhanov A.T., Karimli T.I.-2020.

62. Pashayev A.M. Universal virtual simulator. United States Patent Application, US 2020/0143699 A1 Askerov J.J., Sagdeev R.Z., Usikov D.A., Samedov A.S., Hazarkhanov A.T., Karimli T.I. -2020.

63. Karimli T.I., Mehraliyev U.A., Gubatov A.Sh. Static model of the two-axis piezoelectric gyroscope-accelerometer in the angle mode // VIII International Scientific and Practical Youth Conference February Readings 2023, -Baku: -1-3 February, -2023, -s.15-19.

64. Hazarkhanov A.T. Universeller flüssiger winkelgeber. European Patent Application, EP3236202A2 / Karimli T.İ., Abdullabayli A.A. -2017.

Защита состоится «12» сентября 2023 года в 14-00 часов на заседании Диссертационного совета ED 2.01 действующей на базе Национальной академии авиации (НАА) Азербайджана  
Адрес: AZ-1045, г. Баку, Мардаканский пр. 30.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке НАА.

Электронная версия диссертации и автореферата размещена на официальном сайте НАА Азербайджана

Автореферат разослан по соответствующим адресам

«20» 06 2023 года

Подписано в печать: 16.06.2023

Формат бумаги: А5

Объём: 78418

Тираж: 70