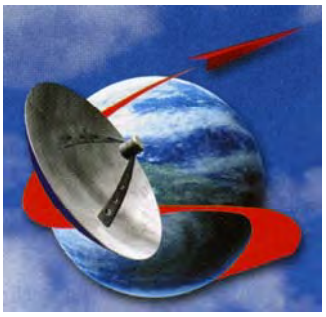
Ассоциация технических университетов

. . .

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана



X НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ МОЛОДЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ И СТУДЕНТОВ ПАМЯТИ ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА АКАДЕМИКА В.И. КУЗНЕЦОВА

СБОРНИК ДОКЛАДОВ

ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

МОСКОВСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ АКАДЕМИИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ	**ЦЕНТРА ЭКСПЛУАТАЦИИ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ**

Москва

МГТУ им. Н.Э.Баумана

2013

УДК 629.78.05
ББК 30.10
Д-37

Д-37 Десятая научно-практическая конференция молодых специалистов и студентов памяти главного конструктора академика В.И. Кузнецова, 26-27 апреля 2012 года // Сборник докладов. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. – 324 с.

ISBN 978-5-7038-3708-5

В настоящем сборнике представлены доклады участников X научно-практической конференции молодых специалистов и студентов памяти главного конструктора академика В.И. Кузнецова, проведенной Приборостроительным факультетом МГТУ им. Н.Э. Баумана 26-27 апреля 2012 года при поддержке ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры», Московского отделения Академии навигации и управления движением и Ассоциации технических университетов.

Одобрено и рекомендовано к изданию
Научно-техническими советами
ФГУП «Центр эксплуатации объектов
наземной космической инфраструктуры»
и его филиала НИИ прикладной механики
имени академика В.И.Кузнецова

Редакционная коллегия:
И.Н. Сапожников (главный редактор),
В.Н. Герди, Л.А. Дудко,
Т.Н. Лаптева, В.О. Кирюханцева

ISBN 978-5-7038-3708-5
© МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2013
© ФГУП ЦЭНКИ, 2013

Молодым исследователям-приборостроителям!

Проведение апрельских научно-практических конференций студентов и молодых специалистов памяти главного конструктора академика В.И.Кузнецова на Приборостроительном факультете МГТУ им. Н.Э.Баумана стало доброй традицией. И также доброй традицией стали сборники докладов их участников: студентов, аспирантов и молодых ученых, сборники, в издании которых содействие и поддержку оказывают дирекция Ассоциации технических университетов и Межотраслевой учебно-научный центр «Технологическое образование» МГТУ им. Н.Э.Баумана.

Вначале в конференциях участвовали в основном представители Приборостроительного факультета, факультета «Информатика и системы управления» и базовых предприятий, но с каждым годом круг их участников и авторов сборников докладов расширялся. Авторский коллектив нынешнего сборника докладов, участников уже Десятой научно-практической конференции значительно увеличился как за счет подключения других факультетов Бауманского университета, так и за счет расширения круга родственных ФГУП «ЦЭНКИ» промышленных предприятий, организаций и научных учреждений аэрокосмического профиля. В ряде случае вместе с молодыми исследователями в авторах значатся их научные руководители и наставники, и это – естественно, т.к. разработка и создание прецизионных приборов и систем ракетно-космической и авиационной техники – процесс весьма наукоемкий, требующий интеллектуальных усилий больших научно-производственных коллективов.

Опыт и практика подготовки инженерных и научных кадров по новейшим направлениям науки и техники, результаты научно-исследовательских работ и инновационная деятельность, взаимодействие с ведущими промышленными предприятиями и научными организациями оборонно-промышленного комплекса (ОПК), аналитические исследования и разработки по проблемам высшего профессионального образования – все это в полной мере дает основания вузовскому и промышленному сообществу реально оценивать состояние системы образования в целом, а на примерах плодотворной совместной деятельности видеть реальные пути решения многосложных проблем ОПК. Следует отметить, что за последнее время были приняты важные государственные решения, программы, правовые акты, направленные на развитие системы подготовки кадров для ОПК, поддержку фундаментальных и прикладных научных исследований, усиление социальных гарантий работникам этой сферы. Вместе с тем проблемы остаются.

Будем надеяться, что традиционные научно-практические конференции памяти Виктора Ивановича Кузнецова, сборники докладов с результатами исследований станут первым этапом на пути Вашего, молодые исследователи, карьерного роста в стенах прославленных предприятий, организаций и учреждений аэрокосмического комплекса нашей страны.

В.К.Балтян,
исполнительный директор Ассоциации технических университетов,
директор Межотраслевого учебно-научного центра
«Технологическое образование» МГТУ им. Н.Э.Баумана

СОДЕРЖАНИЕ

стр.

И.С. Бадулина
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И.Кузнецова
Влияние динамических свойств измерительной системы с обратной связью ВОГ на шумовые характеристики…….. 10

И.О. Богданов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет
Построение математической модели для численного решения задачи визуализации рассеянного поля электромагнитной волны……... 18

М. С. Боговалов
ФГУП «НИИ “Полюс” им. М.Ф. Стельмаха»
Зависимость масштабного коэффициента лазерного гироскопа от температуры……. 22

А.О. Бойко, Д.В. Козлов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет
ОАО «Российские космические системы»
Микроэлектромеханический актюатор в космической технике……... 25

А.О. Бойко
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет
Исследование характеристик микромеханического вибрационного гироскопа…… 30

Г.Ю. Вареница
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»
Методы глубокого обезвоживания нафтила…….. 36

С.И. Видякин, В.А. Аристова, М.С. Степанов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Радиотехнический факультет
Высоковольтный генератор стабильного тока для светодиодов…….. 43

Д.И. Галкин, П.В. Аверьянов, А.А. Карпунин
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Информатика и системы управления»
Использование фильтра Калмана для управления ориентацией малого космического аппарата……. 47

стр.

А.А. Дзуев
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Информатика и системы управления»
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Программа для автоматизации расчета ошибок инерциальных навигационных систем замкнутого типа…… 53

И.А. Гнидин, А.А. Савин
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
ОАО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро»
Оценка угроз истребительной авиации противника в программно-аппаратном комплексе подготовки полётных заданий……. 62

О.С. Горшкова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Математическое моделирование системы термостатирования гироскопического измерителя вектора угловой скорости…….. 70

С.А. Морозов, В.В. Балабанова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Оптико-электронное приборостроение», факультет «Радиоэлектроника и лазерная техника»
Объектив с линзовым компенсатором для аппаратуры ДЗЗ из космоса. 80

В.С. Ежов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»
Система спасения экипажа пилотируемых космических аппаратов для стартового комплекса ракет-носителей семейства «СОЮЗ» в Гвианском космическом центре……. 91

Е.В. Ерофеев
ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского»
Отработка рулевого привода элерона перспективного маневренного самолета…….. 98

Е.В. Ипполитова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»
Математическая модель для проектирования преобразователей угла…. 100

стр.

Д.В. Калашников, А.А. Михайлов
Военная Академия ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого (филиал в г. Серпухове, Московская область)
Особенности синергетического управления движением нелинейных динамических объектов……. 104

П.Г. Козлов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»
Особенности синтеза, сборки и тестирования унифицированных математических моделей движения…… 108

С.В. Кузнецов, Б.И. Иванов
ФГУП «НПЦ автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина»
Разработка нового конструктива и технологии изготовления печатных плат, обеспечивающих улучшение габаритно-массовых характеристик РЭА для СУ РКТ при переходе на гибкие и гибко-жесткие печатные платы……... 118

Н.В. Маловичко, Т.Т. Королева, С.А. Якименко, В.В. Белоусов, И.В. Логунов
МГТУ имени Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет, НИИ СК имени В.П. Бармина
Космическое материаловедение. Проведение экспериментов по получению монокристаллов полупроводников, биоматериалов и плоских линз……. 125

П.П. Мишин
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ СК имени В.П. Бармина
Усовершенствование агрегата для транспортировки длинномерных грузов большой массы…….. 128

А.В. Бабиченко, А.В. Некрасов
ОАО Раменское приборостроительное конструкторское бюро, ЗАО Инерциальные технологии «Технокомплекса»
Математические модели нейронных сетей в задачах бортовых приборных комплексов……. 140

В.А. Павлов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет, НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Переход от аналоговой обратной связи к цифровой в ГБ КИНД99-003М……..... 151

стр.

Г.А. Патин
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Оптико-электронное приборостроение»
Методика автоматизированного светоэнергетического расчета ПЗС матриц……. 161

В.С.Резцов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Исследование системы демпфирования нутационных колебаний ДНГ-РВ в приборе КИ45-7……... 166

П.В. Рословец, Ф.В. Татаринов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Моделирование поведения динамически настраиваемого гироскопа с газодинамической опорой ротора в режиме нормального функционирования и при возникновении некоторых нештатных ситуаций…… 178

В.И. Москвитин, М.С. Селиверстов
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Математическое моделирование температурных полей электронных устройств гироскопического измерителя вектора угловой скорости…... 191

М.Ю.Смыслов, М.Я. Симановский
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Регулировка осей чувствительности ВОГ гироскопического измерителя вектора угловой скорости…… 196

К.Н. Сорокин
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Информатика и системы управления»
Методология и идентификация параметров датчиков угловой скорости 200

А.Г. Топорков
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»
Исследование динамики движения спускаемого аппарата в атмосфере Венеры…… 213

Ю. Ф. Быков, О. В. Фомичева
ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова»
Исследование динамики буксирования объекта на длинном тросе при его много массовой аппроксимации…… 225

стр.

Ф.Б. Ходжамурадова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Обзор микромеханических датчиков угловой скорости……... 235

В.С. Черниченко, А.И Биденко, Н.И. Кробка
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И.Кузнецова
Эволюция гироскопов на сверхтекучем гелии……... 242

И.И Шульц
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет
Математическое моделирование и исследование характеристик регулятора подачи топлива…….. 247

П.Н. Язынин
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Создание малогабаритного ГИВУС «БДУС-3ГМ». Конструктивные особенности…… 255

М.С. Андреева
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И.Кузнецова
Анализ вариантов конструктивных реализаций кремниевого подвеса для микромеханического вибрационного гироскопа с разнесенными частотами возбуждения и съема информации…… 264

А.А. Волынцев, И.Л. Дудко, П.А. Илюшин,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Анализ использования блочно-модульной схемы при разработке гироскопического измерителя вектора угловой скорости……. 282

А.И. Биденко, Н.В. Трибулев, В.С. Черниченко, Н.И. Кробка
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И.Кузнецова
Гироскопы на Бозе-Эйнштейна конденсатах: первое учебное пособие.. 288

Н. В. Трибулев, А. И. Биденко, Н. И. Кробка, В. С. Черниченко
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Проект HYPER Европейского космического агентства – применение сверхвысоких прецизионных гироскопов на волнах Де Бройля…… 292

стр.

М.А. Сысоев М.А., Д.А. Чернецкий
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет
Высокотемпературные сверхпроводники…….. 295

Е.К. Фокина
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Факультет Информатика и системы управления
Математическое моделирование системы прогнозирования событий на примере больших срывов в токамаке…….. 305

Е.В. Шаховцев , А.И. Баландин, К.О. Барышников, М.И. Коптенков
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Ретроспективный анализ волоконно-оптических гироскопов на деполяризованном излучении…….. 310

М.И. Коптенков, К.О. Барышников, А.И. Баландин
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Модернизированный компенсационный кварцевый акселерометр……. 313

В.О. Аверина, М.И. Коптенков, К.О. Барышников, А.И. Баландин
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Модернизация компенсационного кварцевого акселерометра с целью улучшения датчика угла……. 316

К.О. Барышников, А.И. Баландин, М.И. Коптенков
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Малогабаритный гироинклинометр на основе волоконно-оптических гироскопов…….. 318

А.И. Баландин, К.О. Барышников, М.И. Коптенков, Е.В. Шаховцев
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
Малогабаритный волоконно-оптический гироскоп с расширенным диапазоном рабочих температур…….. 320

С.О. Кравченко
МГТУ им. Н.Э. Баумана. Факультет Оптико-электронное приборостроение
Методика расчета зеркального объектива Кука с линзовым компенсатором в сходящихся пучках лучей…….. 323

ВЛИЯНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ С ОБРАТНОЙ СВЯЗЬЮ ВОГ НА ШУМОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

И.С. Бадулина,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Задача обеспечения требований по шумовым характеристикам прибора, построенного на базе волоконно-оптического гироскопа (ВОГ), является важной задачей его проектирования, поскольку его основные элементы обладают повышенными шумовыми характеристиками (такие, как источник света и фотоприемник).

Измерительная система (ИС) волоконно-оптического гироскопа представляет собой систему измерения методом компенсации измеренного сигнала с управлением по обратной связи (рис. 1). Обычно с целью повышения точности система выполняется в виде астатической системы первого порядка, обеспечивающей сведение к нулю ошибки компенсации (или ошибки регулирования).

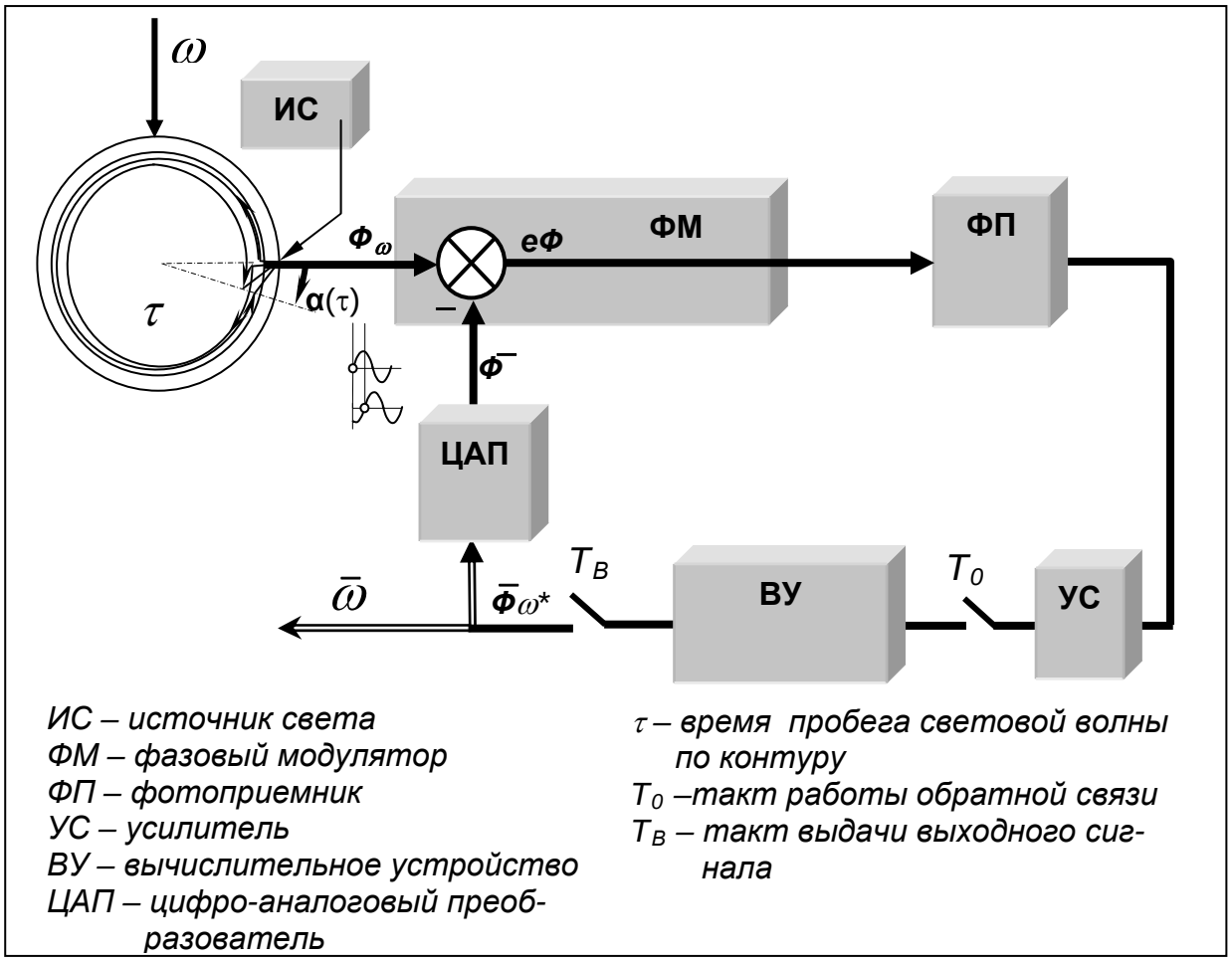


Рис. 1. Измерительная система ВОГ

Структурная схема ИС как системы регулирования с астатизмом первого порядка представлена на рис. 2 в обобщенном виде с приведением сигналов к относительным значениям.

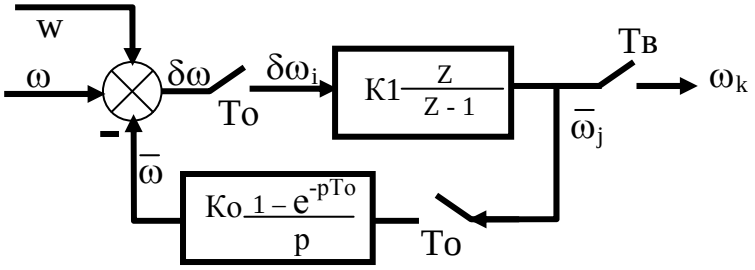


Рис. 2. Базовая структурная схема ИС ВОГ

Шумы, также как и полезные сигналы, проходят через динамические звенья трактов передачи замкнутой системы от точек их входа в систему до выхода, и значения шумовой составляющей на выходе прибора определяются не только уровнями шумов в их источниках, но и динамическими свойствами замкнутой системы. Поэтому, при проектировании ВОГ выбор структуры трактов и их параметров необходимо проводить с учетом требований по ограничению шумовых составляющих.

Задачей данной работы является определение влияния структуры и параметров ИС ВОГ с обратной связью на шумовые характеристики ВОГ.

Основными параметрами замкнутой системы, выбираемыми при разработке и определяющими динамические свойства системы, являются:

- такт работы обратной связи T_O – такт временной дискретизации,
- статический коэффициент прямой цепи – К1,
- статический коэффициент обратной цепи – Ко (в приведенной схеме равен 1 для единичного масштаба между измеренной и измеряемой скоростями),
- а также такт выдачи выходного сигнала – Тв.

Такт выдачи выходного сигнала Тв определяется требованием к полосе пропускания системы и должен обеспечивать превышение частоты опроса по отношению к частоте полосы пропускания не менее, чем на порядок. При требовании fп ≥50Гц частота опроса fв должна быть не менее 500 Гц (То = 0,002с).

Минимальное значение такта формирования первичной информации определяется длиной волоконной катушки и составляет 6τ, где τ – время пробега световой волны по контуру катушки. Для длины волокна 500 м τ = 2,5 мкс.

Такт работы обратной связи – такт выдачи сигнала обратной связи – может иметь любое значение меньше Тв и кратное ему. В целях обеспечения виброустойчивости ВОГ частота работы его контура с обратной свя-

зью должна быть максимально большой (не менее, чем на порядок выше максимальной частоты вибраций).

Основной способ борьбы с шумами – фильтрация, проводимая путем осреднения сигнала на некотором временном интервале. С процессом фильтрации связано появление запаздывания в прохождении полезного сигнала. Более эффективный фильтр требует больше времени на обработку сигнала и вносит большее запаздывание, что вступает в противоречие с требованием обеспечения полосы пропускания для полезного сигнала.
Соотношение значений тактов Тв и Тп=6τ , равное N=2000/15 =133 позволяет использовать избыточность для усреднения величины δω по выборке.

Поскольку отбор информационного сигнала по тракту передачи измерительного канала происходит между точками входа и выхода системы, общее осреднение может быть выполнено в два этапа – до выдачи в цепь обратной связи и до выдачи на выход измерительного канала, согласно рис. 3.

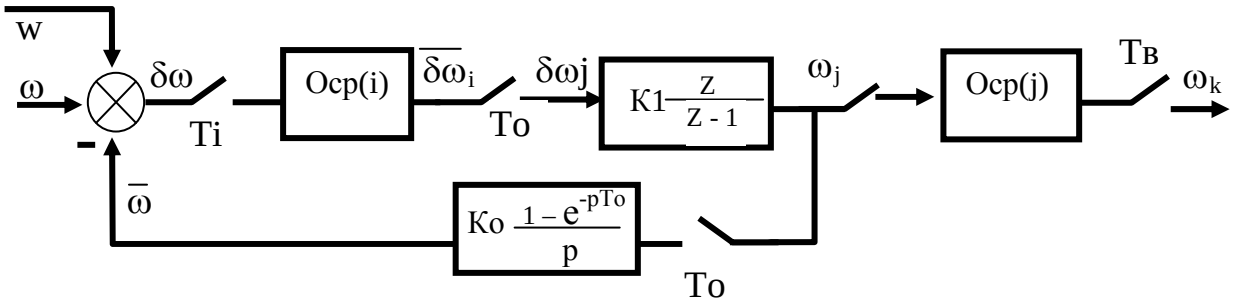


Рис. 3. Структурная схема измерительного канала

Наиболее часто для оценок помехоустойчивости используется показатель: *отношение сигнал/шум*. В практике разработки ВОГ в целях обеспечения помехоустойчивости предпочитают максимально использовать интервал времени для осреднения, приближая значение такта работы обратной связи к значению такта выдачи выходной информации (То = Тв).

При этом достигается максимальное значение соотношения сигнал/шум:

$$ОСШ_{вых} = \omega_{*}Тв/(w_{*}\sqrt{Тп/Тв}) = ОСШ_{вх*}Тп_{*}N\sqrt{N}$$

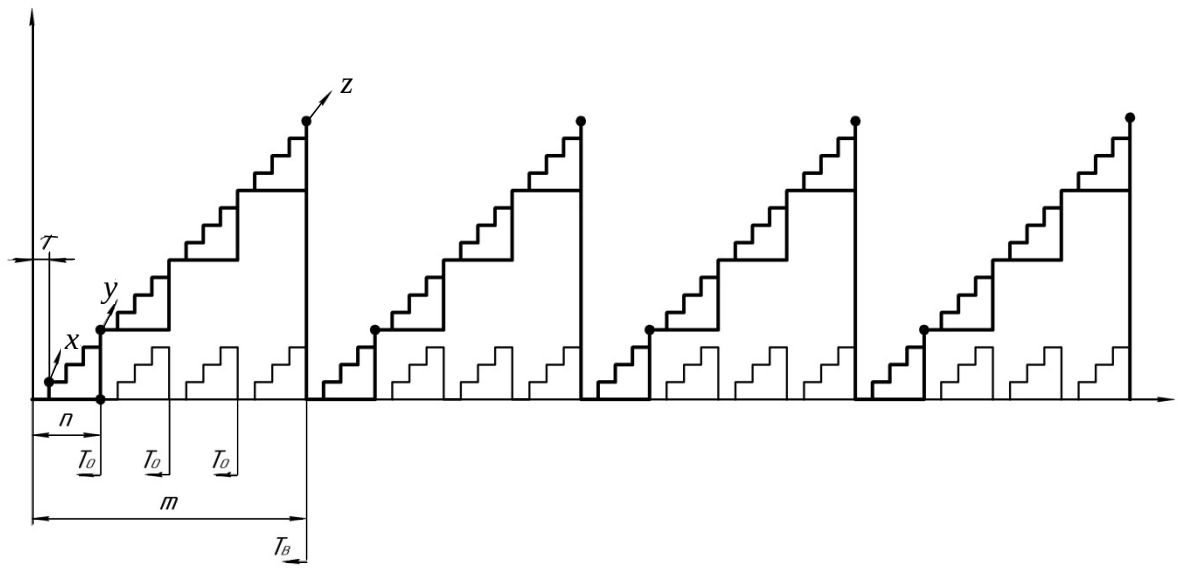
Такой подход к выбору параметров системы является наиболее эффективным для ВОГ, работающих в условиях малых вибровозмущений, когда не требуется их отработка контуром и допускается низкая частота его работы (fo = fв).

В случае требований по обеспечению работоспособности при вибрациях необходимо уменьшать период То, что в свою очередь снижает подавление шума на выходе ВОГ. Однако за такт выдачи выходного сигнала Тв формируется m значений оценок угловой скорости с тактом То, к которым может быть применено усреднение.

При изменении такта выдачи сигнала обратной связи изменятся время дополнительной обработки сигнала, обеспечивающей фильтрацию до выдачи его на выход системы. Таким образом, можно установить количество измерений для осреднения на выходе системы.

Уменьшая время интегрирования за один такт работы обратной связи То, увеличивается количество тактов осреднения на выходе системы. На интервале времени выдачи информации сигнал рассматривается как постоянный. При интегрировании информационный сигнал увеличивается пропорционально времени, а шумовая составляющая за счет ее переменного характера стремится к нулю с увеличением времени осреднения. Таким образом, происходит фильтрация выходного сигнала.

Схема формирования информационного сигнала в измерительной системе ВОГ представлена на рис. 4.



t – такт формирования первичной информации
T_0 –такт работы обратной связи
T_B – такт выдачи выходного сигнала
n – количество тактов выдачи сигнала в обратную связь
m – количество тактов выдачи сигнала на выходе системы
x – значение сигнала на каждом такте выдачи первичной информации
y – значение сигнала на такте выдачи в обратную связь
z – значение сигнала на выходе канала

Рис. 4. Схема формирования сигналов в системе

Каждое значение выходного сигнала на такте выдачи в обратную связь и на выходе формируется в соответствии с приведенными ниже формулами:

$$y = \frac{1}{n}\sum_{i=0}^{n} x_i \; ; \qquad z = \frac{1}{m}\sum_{j=0}^{m} y_j \; ;$$

$$z = \frac{1}{m}\cdot\frac{1}{n}\sum_{i=0}^{m}\sum_{j=0}^{n} x_{i\,j} = \frac{1}{m\cdot n}\sum_{i=0}^{m\cdot n} x_i$$

$T_0 = t * n$ – такт работы обратной связи
$T_B = t * n * m$ – такт выдачи выходного сигнала
$P = n * m$ – общее количество тактов осреднения

Подтверждением полученного вывода является результат численного моделирования измерительной системы ВОГ при прохождении случайного сигнала через систему.

Работа проводилась в программе SIMULINK, структурная схема математической модели ИС ВОГ представлена на рис. 5.

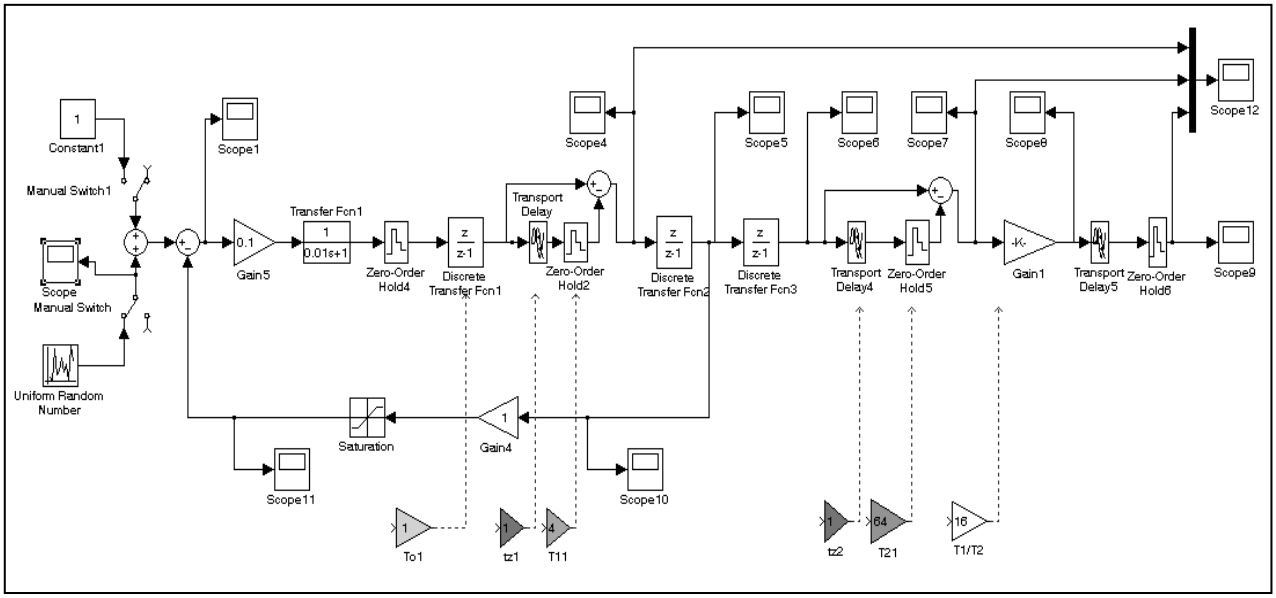


Рис. 5. Структурная схема математической модели ИС ВОГ

Далее представлены графики для входного и выходного сигнала при различных комбинациях тактов осреднения (рис. 6, 7, 8).

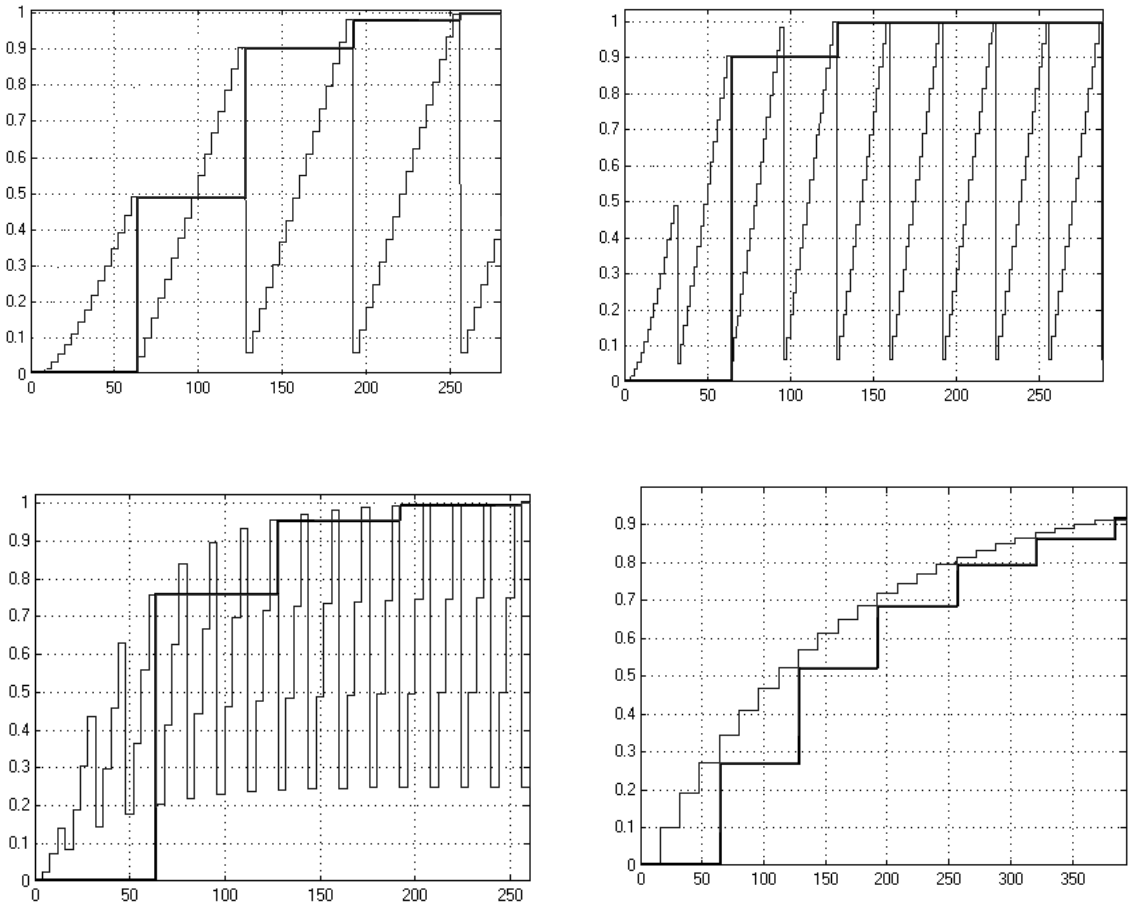


Рис. 6. Формирование сигнала в модели при разных тактах обратной связи

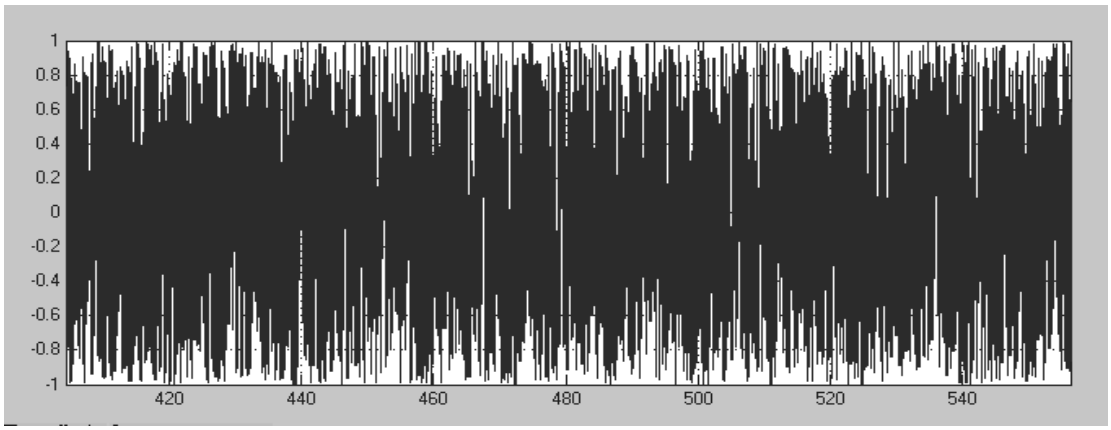
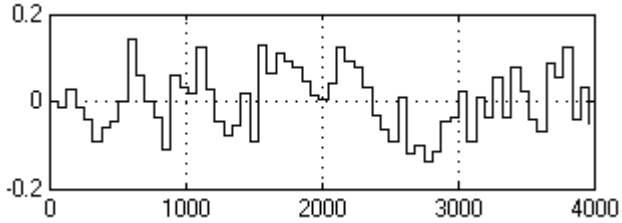
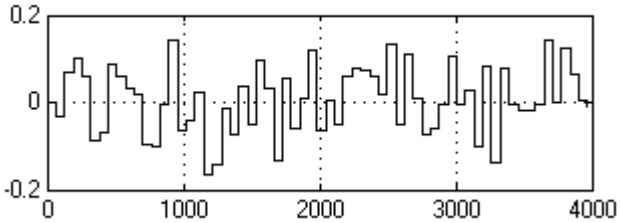


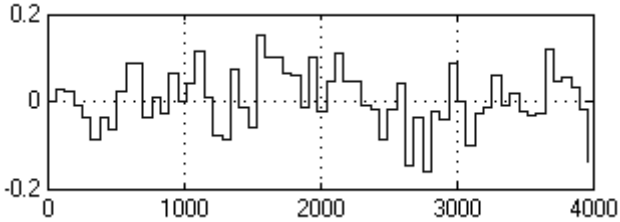
Рис. 7. Сигнал на входе измерительной системы



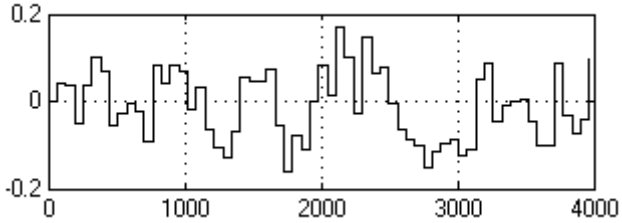
n=1,
m=64,
$w_{вых}$=0,16



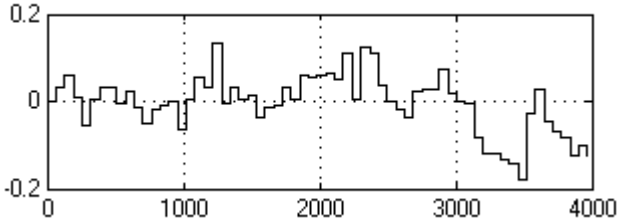
n=2,
m=32,
$w_{вых}$=0,16



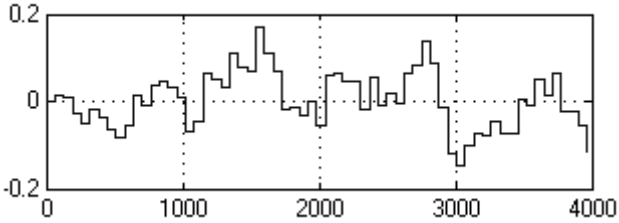
n=4,
m=16,
$w_{вых}$=0,17



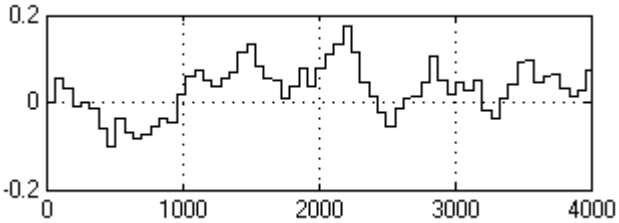
n=8,
m=8,
$w_{вых}$=0,18



n=16,
m=4,
$w_{вых}$=0,18



n=32,
m=2,
$w_{вых}$=0,18



n=64,
m=1,
$w_{вых}$=0,17

Рис. 8. Виды сигнала на выходе измерительной системы

В таблице 1 представлены значения коэффициента передачи q по случайной составляющей, полученные путем моделирования системы для различных комбинаций тактов осреднения; на рис. 9 – зависимость коэффициента передачи сигнала от частоты обратной связи.

Таблица 1.

P=n*m

P	n	m	$w_{вх}$	$w_{вых}$	q
64	1	64	1	0,16	0,16
64	2	32	1	0,168	0,168
64	4	16	1	0,17	0,17
64	8	8	1	0,18	0,18
64	16	4	1	0,18	0,18
64	32	2	1	0,18	0,18
64	64	1	1	0,175	0,175

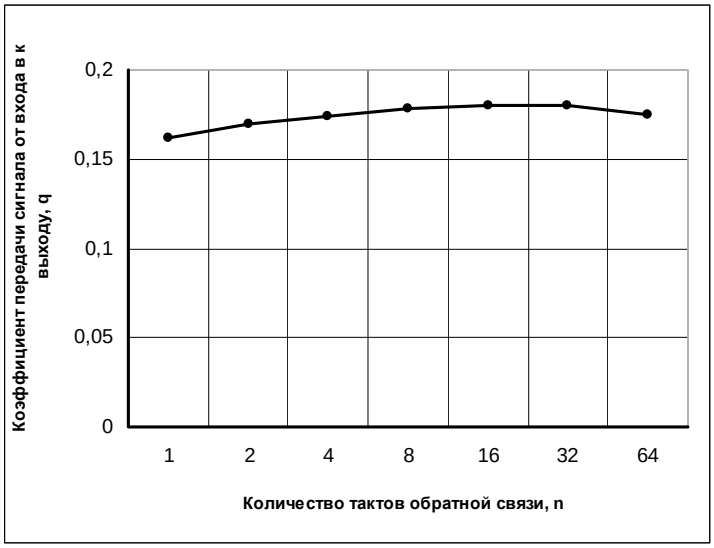


Рис. 9. Зависимость коэффициента передачи сигнала
от частоты обратной связи

Таким образом, проведя исследование измерительной системы ВОГ, показано, что увеличение частоты работы обратной связи при фиксированном такте выдачи информации не приводит к увеличению шумовой составляющей.

ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ВИЗУАЛИЗАЦИИ РАССЕЯННОГО ПОЛЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ВОЛНЫ

И.О. Богданов,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет

В работе рассматриваются вопросы визуализации рассеянного электромагнитного поля радиолокационной системы в контуре летательного аппарата. Изучается математическая модель для приближенного вычисления функции ослабления, характеризующей распределение интенсивности рассеянного на бесконечном цилиндре произвольного сечения поля плоской электромагнитной волны, и построение на ее основе диаграммы рассеяния (или диаграммы направленности).

Процесс рассеяния плоской электромагнитной волны на гладком металлическом теле вполне адекватно описывается диаграммой рассеянного поля, характеризующей распределение рассеянной энергии по угловым координатам.

Общая система стационарных уравнений Максвелла (при гармонической зависимости $e^{-i\omega t}$ всех векторных полей от времени) имеет вид

$$\begin{cases} rot\vec{H}+i\omega\varepsilon\vec{E}=\vec{j}, \\ rot\vec{E}-i\omega\mu\vec{H}=0, \end{cases}$$

где $\vec{H}$, $\vec{E}$ – векторы напряженности магнитного и электрического полей соответственно; ω – циклическая частота; ε, μ – электрическая и магнитная проницаемость; $\vec{j}$ – ток на поверхности; i – мнимая единица. В случае рассеяния E - поляризованной плоской волны на бесконечном металлическом цилиндре с произвольным сечением Γ, при ее распространении в ортогональном оси цилиндра направлении, данная система сводится к скалярной плоской задаче для уравнения Гельмгольца в полярных координатах относительно z - компоненты $u(M) = E_z$ электрического поля с краевым условием первого рода на границе контура поперечного сечения цилиндра, то есть к задаче вида:

$$\Delta u + k^2 u = \tilde{j}, \quad u_{|\Gamma} = 0, \tag{1}$$

где $k = \omega\sqrt{\varepsilon\mu}$ – волновое число, если из второго уравнения системы Максвелла выразить $\vec{H}$, подставить в первое уравнение и воспользоваться известным тождеством $rot(rot\vec{E}) = grad(div\vec{E}) - \Delta\vec{E}$, с учетом того, что поле имеет отличной от нуля лишь компоненту E_z[1]. Краевая задача (1), в случае, если в качестве возбуждающего поля взять плоскую волну $e^{-ikr\cos(\varphi-\varphi_0)}$ (φ – полярный угол), распространяющуюся из бесконечно удаленной точки к началу координат, может быть поставлена и как полостью однородная

$$\Delta u + k^2 u = 0, \quad u_{|\Gamma} = 0 \tag{2}$$

(так как временная зависимость полей от времени полагается имеющей вид $e^{-i\omega t}$). Несмотря на однородность задачи (2), она имеет нетривиальное решение, так как плоская волна не удовлетворяет условию излучения Зоммерфельда на бесконечности [2].

В решении $u(r,\varphi)$ выделим рассеянную волну:

$$u(r,\varphi) = u_s(r,\varphi) + e^{-ikr\cos(\varphi-\varphi_0)},$$

удовлетворяющую условию излучения. Получим для $u_s(r,\varphi)$ задачу вида:

$$\begin{gathered}\Delta u_S + k^2 u_S = 0,\\ u_{S|\Gamma} = -e^{-ik\rho(\varphi)\cos(\varphi-\varphi_0)},\end{gathered} \tag{3}$$

где Γ – контур поперечного сечения цилиндра, описываемый в полярных координатах уравнением $r = \rho(\varphi)$, φ_0 – угол падения плоской волны.

Рассеянное поле u_s может быть представлено потенциалом простого слоя:

$$u_s(M) = \frac{i}{4}\int_{\tilde{\Gamma}} H_0^{(1)}[kR(M,P)]j(P)d\sigma_P, \tag{4}$$

где $H_0^{(1)}$ – функция Ханкеля первого рода, нулевого порядка; $\tilde{\Gamma}$– контур, расположенный внутри Γ, и подобный ему: $r = \alpha\rho(\varphi)$, причем параметр подобия $\alpha \leq 1$. При этом P – точки на контуре $\tilde{\Gamma}$, а M – в пространстве, вне контура Γ; k – волновое число; $R\,(M,P)$ – декартово расстояние между точками M и P:

$$R(M,P) = \sqrt{r^2 + \alpha^2\rho^2(\psi) - 2\alpha r\rho(\psi)\cos(\varphi-\psi)};$$

$j(P)$ – вспомогательный ток на контуре $\tilde{\Gamma}$, имеющий смысл обычного электрического тока на поверхности металла, если контура Γ и $\tilde{\Gamma}$ совпадают ($\alpha = 1$). Представление (4) удовлетворяет всем условиям задачи (3), кроме краевого.

Используя (4), краевое условие в задаче (3) можно записать в виде интегрального уравнения первого рода

$$\frac{i}{4}\int_{\tilde{\Gamma}} H_0^{(1)}[kR(P,P_1)]j(P_1)d\sigma_{P_1} = -e^{-ik\rho(\varphi)\cos(\varphi-\varphi_0)}, \tag{5}$$

где искомой функцией является ток $j(P)$.

Интегральное уравнение первого рода (5), с гладким ядром, хотя и является формально некорректно поставленной задачей, приводит к устойчивым вычислительным процедурам при его замене на систему алгебраических уравнений, если контура Γ и $\tilde{\Gamma}$ достаточно близки, что обеспечивает в матрице алгебраической системы преобладание главной диагонали.

Применяя асимптотику функции Ханкеля, потенциал простого слоя представляется в виде

$$u_s(M) = \sqrt{\frac{2}{\pi kr}}\frac{i}{4}\exp\left[ikr - i\frac{\pi}{4}\right]\int_0^{2\pi} \exp[-ik\alpha\rho(\psi)\cos(\varphi-\psi)]\tilde{j}(\psi)d\psi. \tag{6}$$

Множитель $\sqrt{\frac{2}{\pi kr}}\frac{i}{4}exp\left[ikr - i\frac{\pi}{4}\right]$ перед интегралом в (6), зависящий только от радиуса r и ответственный за порядок убывания амплитуды поля равномерно по r при удалении от рассеивающего тела, можно не рассматривать.

Остающееся выражение

$$F(\varphi) = \int_0^{2\pi} exp[-ik\alpha\rho(\psi)\cos(\varphi - \psi)]\tilde{j}(\psi)d\psi \tag{7}$$

называют обычно функцией ослабления [3]. Она характеризует распределение интенсивности рассеянного поля по угловой координате φ для каждого значения полярного радиуса r. Модуль $|F(\varphi)|$ этой функции носит название диаграммы рассеяния (или диаграммы направленности) и ее приближенное вычисление является основной целью данной работы.

Интегральное уравнение первого рода (6) заменяем приближенно алгебраической системой линейных уравнений, вводя равномерные сетки:

$$\psi_m = \frac{2\pi}{N}\left(m + \frac{1}{2}\right), m = 0, \dots, N - 1;$$

$$\varphi_n = \frac{2\pi}{N}\left(n + \frac{1}{2}\right), n = 0, \dots, N - 1,$$

где N – число разбиений.

В результате, получим алгебраическую систему вида:

$$\frac{2\pi}{N}\frac{i}{4}\sum_{m=0}^{N-1} H_0^{(1)}[kR(\varphi_n, \psi_m)]\tilde{j}(\psi_m) = -e^{-ik\rho(\varphi_n)\cos(\varphi_n - \varphi_0)}. \tag{8}$$

Находя с помощью численного метода приближенное решение $\{\tilde{j}(\psi_m)\}$ системы (8), получим выражение для диаграммы рассеяния в виде одномерного массива вида

$$F(\varphi_n) = \frac{2\pi}{N}\sum_{m=0}^{N} exp[-ik\alpha\rho(\psi_m)\cos(\varphi_n - \psi_m)]\tilde{j}(\psi_m), \tag{9}$$

что позволяет строить графики для $|F(\varphi_n)|$ при различных значениях параметров N, α, φ_0.

На рис. 1 изображен контур сечения, заданный уравнением $r(\theta) = 2 + \cos(3\theta)$.

На рис. 2 представлена диаграмма рассеяния, полученная при помощи разработанной модели для значений параметров: $\varphi_0 = 0$, $N = 300$, $k = 2$, $\alpha = 0.95$.

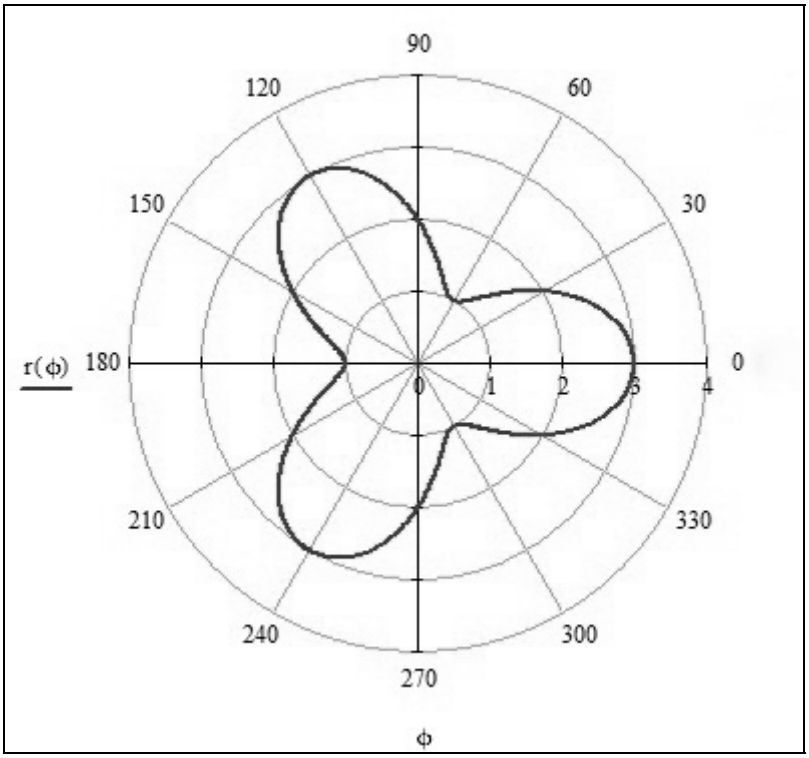


Рис. 1. Контур сечения

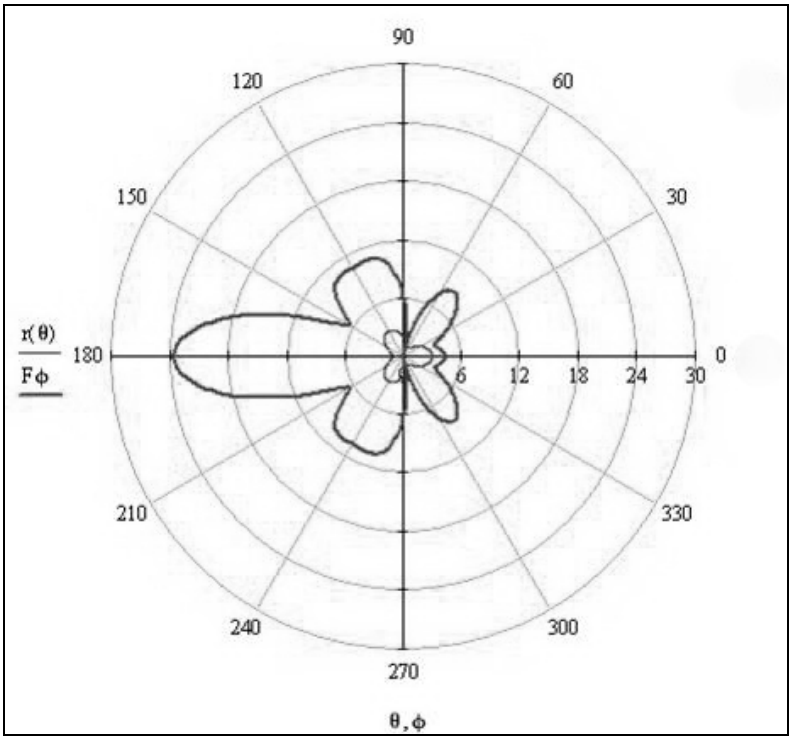


Рис.2. Диаграмма направленности для рассматриваемого примера

Практическое применение метода

Действие радиолокатора основано на освещении электромагнитной волной некоторого объекта и последующей регистрации ее отражения приемником. При этом на самом отражателе происходит рассеивание электромагнитного излучения, которое может принимать различные пространственные конфигурации, зависящие в первую очередь от формы объекта и угла падения электромагнитной волны на него. Наиболее предпочтительным является случай, когда на диаграмме рассеяния имеется один главный лепесток, в котором сосредоточена наибольшая интенсивность отраженной волны. Если он достаточно узкий, то это дает возможность наиболее точно направлять отраженное излучение в сторону приемника и не направлять в те области, где отраженный сигнал должен отсутствовать.

Таким образом построен метод визуализации рассеянного поля плоской электромагнитной волны, падающей на тело заданной формы, с помощью диаграммы направленности. Если же требуется подобрать форму объекта с заданными характеристиками рассеянного поля, то решается обратная задача, требующая при этом численного решения конечного числа прямых задач.

Литература

1. Вайнштейн Л.А.Электромагнитные волны. М.: Радио и связь, 1988.
2. Зоммерфельд А. Дифференциальные уравнения в частных производных физики. М.: И.Л., 1950.
3. Марков Г.Т., Петров Б.М., Грудинская Г.П. Электродинамика и распространение радиоволн. М.: Советское радио, 1979.

ЗАВИСИМОСТЬ МАСШТАБНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ

М.С. Боговалов,
ФГУП «НИИ "Полюс" им. М.Ф. Стельмаха»

Проводится анализ зависимости масштабного коэффициента зеемановского лазерного гироскопа (ЛГ) от температуры. Изменения масштабного коэффициента от параметров активной среды рассмотрено в [2]. Коэффициент преломления и соответственно масштабный коэффициент, зависящий от параметров активной среды в первом приближении, описывается формулой:

$$\frac{\Delta k}{k} \approx \frac{c^2 G_o}{2\sqrt{\pi} L \nu_o} \left(\frac{\frac{4c^2 \Delta\nu^2}{\nu_o^2 (u+\Delta u)^2} + \sqrt{\pi} c \gamma_{ab} \Big/ \nu_o (u+\Delta u) e^{-\left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o (u+\Delta u)}\right)^2} \left(1 - \left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o (u+\Delta u)}\right)^2\right)}{u+\Delta u} - \right.$$

$$\left. - \frac{\frac{4c^2 \Delta\nu^2}{\nu_o^2 u^2} + \sqrt{\pi} c \gamma_{ab} \Big/ \nu_o u e^{-\left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o u}\right)^2} \left(1 - \left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o u}\right)^2\right)}{u} \right), \qquad (1)$$

где Δu – максимальное приращение тепловой скорости атомов неона в диапазоне температур, γ_{ab} – величина однородного расширения контура усиления, $\Delta T_{гир}$ – максимальное изменение рабочей температуры гироскопа. Подставив выражение для Δu в (1), получим:

$$\frac{\Delta k}{k} \approx \frac{c^3 G_o}{2\sqrt{\pi} L \nu_o u^2} \left(\frac{4c\Delta\nu^2}{\nu_o^2 u \left(1 + \frac{1}{2}\left(\frac{\Delta T_{гир}}{T_{гиро}}\right)^2\right)^3} + \frac{\sqrt{\pi}\gamma_{ab}}{\nu_o \left(1 + \frac{1}{2}\left(\frac{\Delta T_{гир}}{T_{гиро}}\right)^2\right)^2} e^{-\left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o \left(1 + \frac{1}{2}\left(\frac{\Delta T_{гир}}{T_{гиро}}\right)^2\right) u}\right)^2} \left(1 - \left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o u \left(1 + \frac{1}{2}\left(\frac{\Delta T_{гир}}{T_{гиро}}\right)^2\right)}\right)^2\right) - \right.$$

$$\left. - \frac{4c\Delta\nu^2}{\nu_o^2 u} - \frac{\sqrt{\pi}\gamma_{ab}}{\nu_o} e^{-\left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o u}\right)^2} \left(1 - \left(\frac{c\Delta\nu}{\nu_o u}\right)^2\right) \right). \qquad (2)$$

Экспериментально мы наблюдали рост масштабного коэффициента лазерного гироскопа с уменьшением температуры. Данную зависимость удобно аппроксимировать с помощью полинома первого порядка, что уже дает существенный выигрыш в точности, который (из рис. 1) в среднем равен $6 * 10^{-5}$. Измерения проводились на двух поперечных круговых модах, и было установлено, что масштабный коэффициент зависит от того, на какой моде проводились измерения (рис.2). Разность значений, полученных на первой и второй моде, сопоставима со значением относительной погрешности ЛГ, из чего ясна необходимость не только линейной аппроксимации зависимости МК от температуры, но и использование двух различных температурных зависимостей МК для каждой моды.

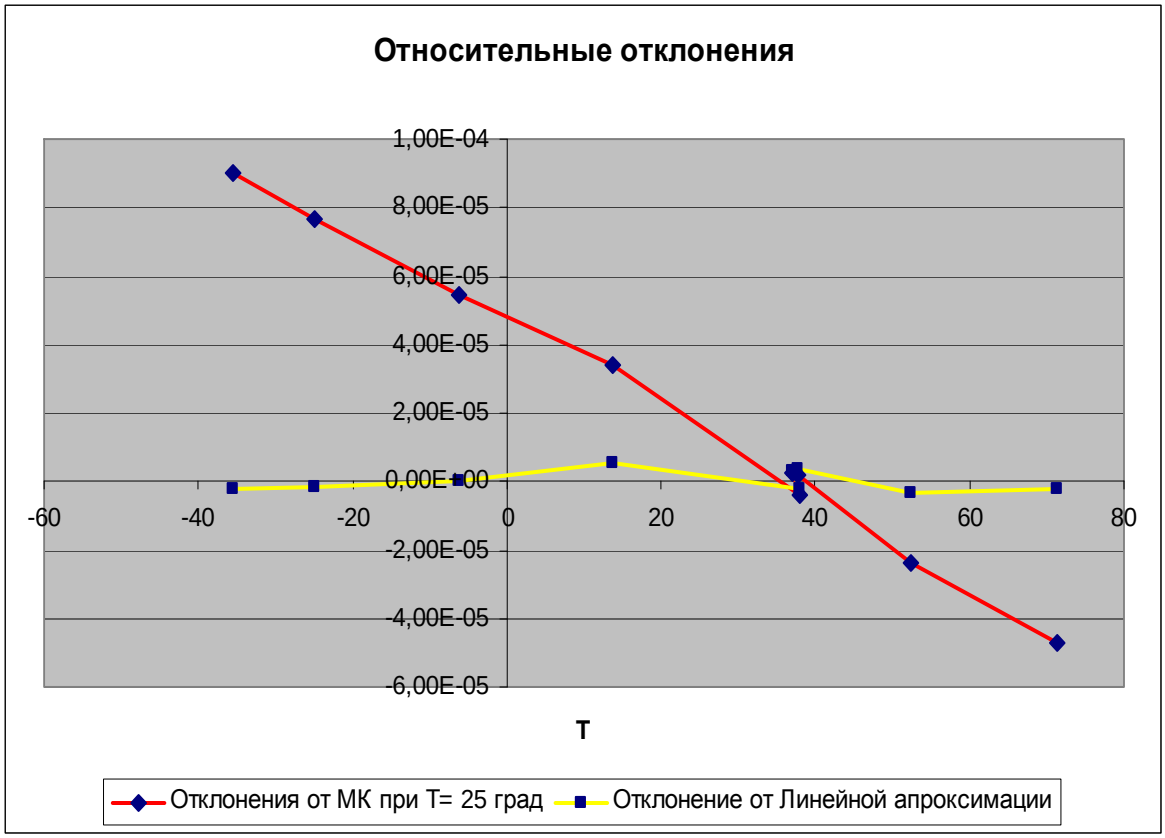

Относительные отклонения
1,00E-04
8,00E-05
6,00E-05
4,00E-05
2,00E-05
0,00E+00
-2,00E-05
-4,00E-05
-6,00E-05
-60
-40
-20
0
20
40
60
80
T
Отклонения от МК при T= 25 град
Отклонение от Линейной апроксимации

Рис. 1

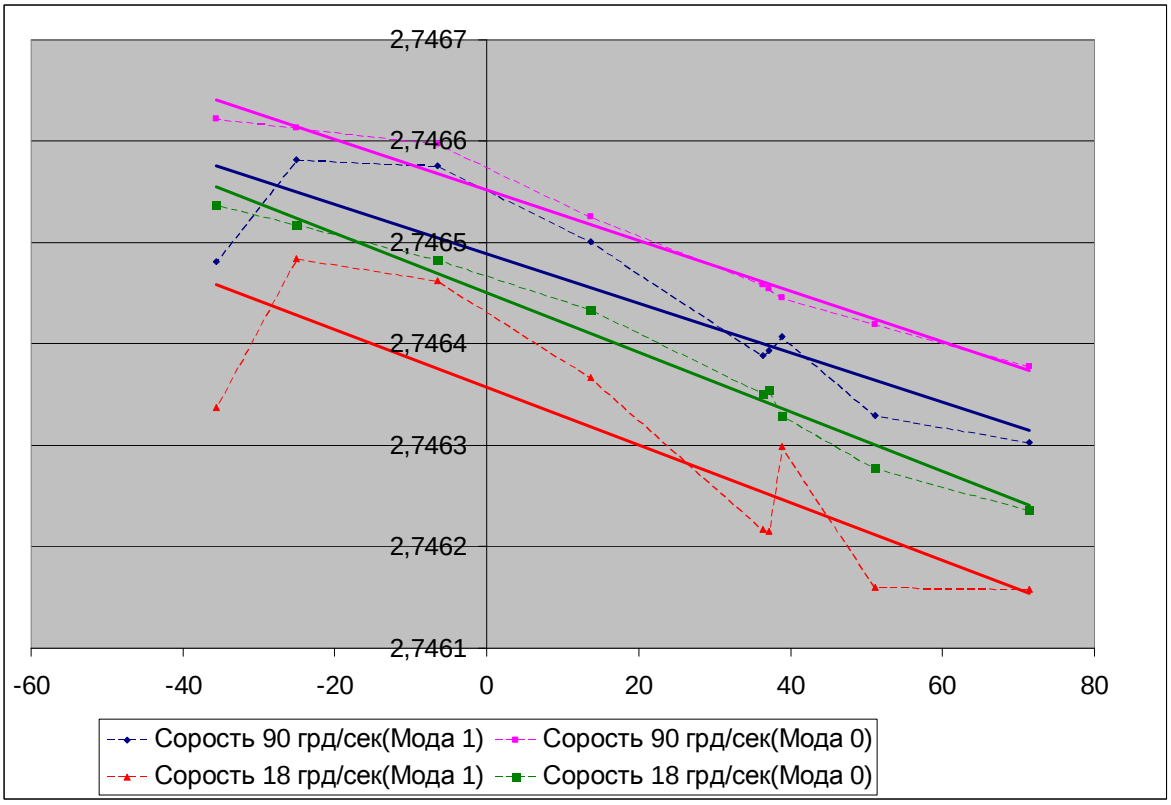

2,7467
2,7466
2,7465
2,7464
2,7463
2,7462
2,7461
-60
-40
-20
0
20
40
60
80
Сорость 90 грд/сек(Мода 1)
Сорость 90 грд/сек(Мода 0)
Сорость 18 грд/сек(Мода 1)
Сорость 18 грд/сек(Мода 0)

Рис. 2

Использование выявленных зависимостей позволит повысить точность измерения угловых скоростей для решения задач ориентации и инерциальной навигации в реальном времени.

Литература

1. Хромых А.М., Якушев А.И.. Влияние пленения резонансного излучения на эффект Зеемана в кольцевом лазере. Квантовая электроника, 1977, т. 4 № 1.

2. Ароновиц Ф., Лазерный гироскоп. В кн. Применение лазеров, под ред. В.П. Тычинского. – М., Мир, 1974.

МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ АКТЮАТОР В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

А.О. Бойко, Д.В. Козлов,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
ОАО «Российские космические системы»

В статье представлены результаты исследования динамических характеристик теплового микро актюатора. Проведены испытания по определению зависимости температуры на поверхности устройства и деформационных характеристик во времени при различных электрических напряжениях, подаваемых на испытуемый образец. Исследована способность актюатора выдерживать длительные нагрузки и стабильность его параметров.

Тепловой микроэлектромеханический актюатор – устройство, преобразующее энергию в управляемое движение или механическое перемещение и имеющее размеры от нескольких квадратных микрометров до нескольких квадратных сантиметров. Эти устройства занимают одну из главенствующих позиций среди всех микроэлектромеханических изделий, ввиду широкого разнообразия выполняемых ими функций и возможности их использования во многих областях современной науки, техники и быту, а также в космической отрасли [1].

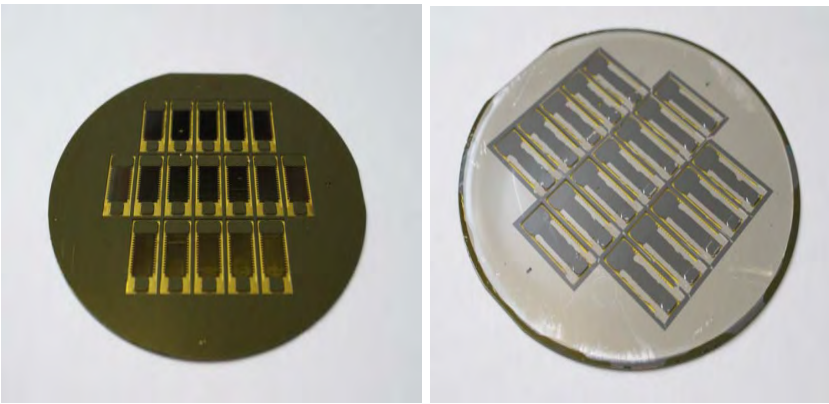


Рис. 1. Пластина с микроэлектромеханическими актюаторами

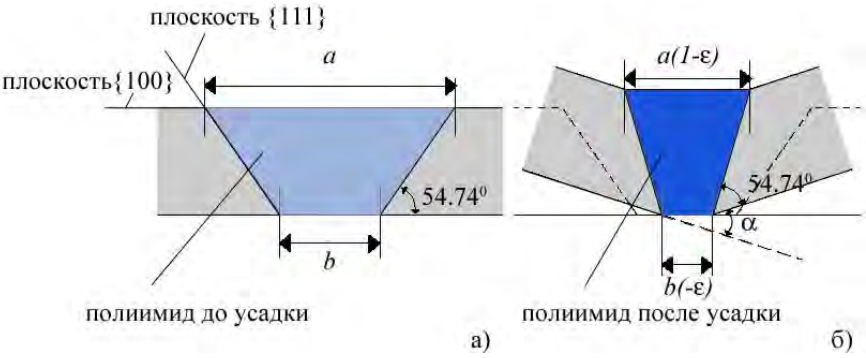


Рис. 2. Конструкция (а – до деформации, б – после деформации) актюатора с V-образными полиимидными канавками [2]

В исходном состоянии микроэлектромеханический актюатор представляет собой изогнутую консольную биморфную балку, выполненную в монокристаллической кремниевой пластине (рис. 1), со сформированными V-образными канавками, заполненными полиимидом (рис.2). При подаче разности потенциалов на алюминиевые проводники, имеющие с кремнием электрический контакт, за счет теплового расширения кремния и полиимида, различий в их ТКЛР, актюатор отклоняется от исходного положения, причем угол отклонения тем больше, чем выше температура [3]. В связи с этим важной задачей является определение точной зависимости угла отклонения от температуры на поверхности устройства, а также температуры от времени.

Исследование динамических характеристик теплового микроэлектромеханического актюатора

Представлены результаты исследования динамических характеристик микроэлектромеханического актюатора. Экспериментально установлена зависимость изменения температуры на поверхности устройства и уг-

ла его отклонения во времени при различных электрических напряжениях. Измерения выполнялись с использованием стенда на основе высокоточного пирометра, гониометра и установки, генерирующей входной сигнал на актюаторе. В течение двух минут на актюатор поочередно подавались напряжения в 3, 6, 9, 12 и 15 В и измерялись температурные временные зависимости. Графические зависимости представлены на рисунке 3.

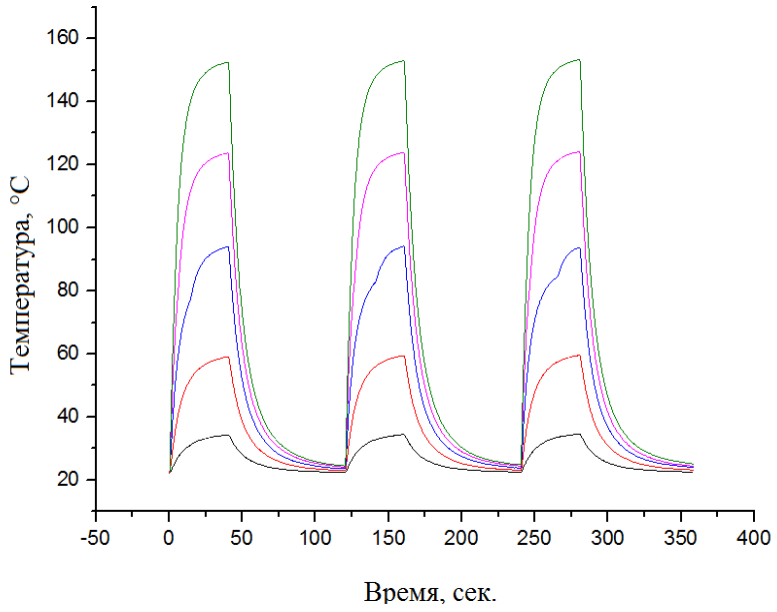


Рис. 3. Зависимость температуры на поверхности актюатора во времени

Как видно, с увеличением значения электрического напряжения, подаваемого на актюатор, происходит рост температуры на устройстве. Начало каждого измерения проходило при нормальных условиях (22-23 °С). В зависимости от величины подаваемого на устройство напряжения, температура поднималась в течение 40 секунд эксперимента, причем, чем выше это напряжение, тем выше температура. Установлены максимумы нагрева актюатора при напряжениях 3, 6, 9, 12 и 15 В. Этим значениям соответствуют величины температур 35, 59, 94, 124 и 153 °С. Погрешность характеристик отклика системы на рост напряжения при повторных испытаниях минимальна (меньше 0,5 %), что говорит о высокой точности испытуемого образца.

На основе методики измерения термодеформационных характеристик тепловых актюаторов [4] установлены зависимости изменения угла, на который отклонялся микро актюатор, во времени при воздействии электрического напряжения в 20 В. Результаты испытаний представлены на рис. 4.

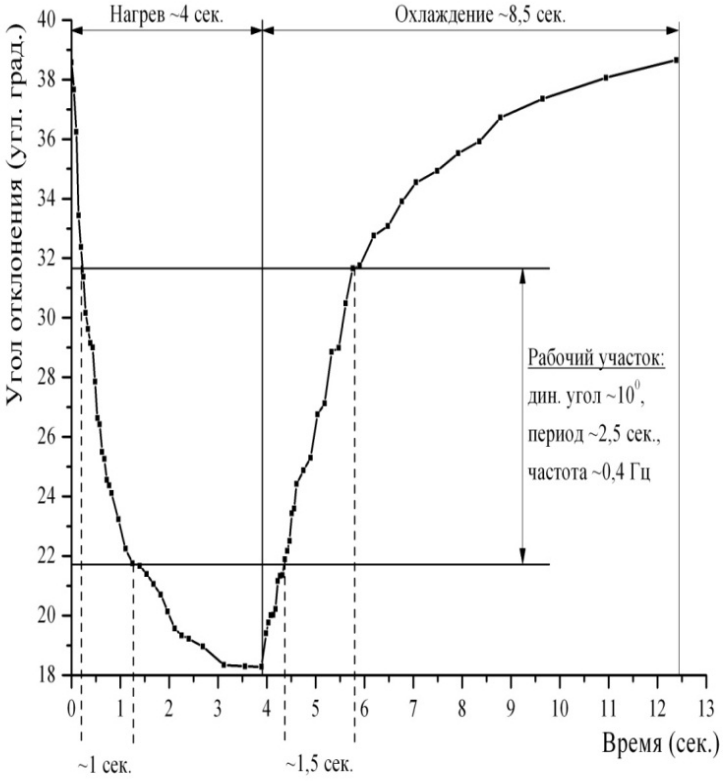


Рис. 4. Зависимость угла отклонения актюатора от времени

Как видно, нагрев структуры длится в течение 4 секунд (после состояние актюатора стабилизируется и угол отклонения, как и температура, не меняются), а на остывание устройства до исходной температуры после снятия напряжения требуется не менее 8,5 секунд. Полученные значения являются принципиальными при использовании устройства в системах микроперемещений, так как скорость перемещения объекта, обусловленная динамическими характеристиками исполнительного элемента, – один из наиболее важных параметров системы. Для оптимизации работы устройства предлагается использовать суженный рабочий диапазон, обеспечивающий более высокую скорость отклика системы на воздействие электрического напряжения. Так, время на нагрев снижается до 1 секунды (в 4 раза меньше), а остывание происходит за 1,5 секунды (в 6 раз меньше), при этом динамический угол по сравнению с вариантом с полным диапазоном уменьшается всего лишь в 2 раза и составляет величину 10 угловых градусов. Частота работы оптимизированной системы составляет 0,4 Гц. Негативным эффектом от использования суженного рабочего диапазона кроме уменьшения динамического угла также является увеличение энергопотребления вследствие необходимости поддерживать начальное положение актюатора даже в моменты «простоя» системы, когда действия по перемещению объекта не производятся. Но, тем не менее, это остается одним из наиболее эффективных приемов для регулирования частоты работы систе-

мы без изменения конструкции и технологии изготовления исполнительных элементов. Таким образом, задаваясь значением динамического угла, необходимого для конкретных условий применения актюатора, возможно установить оптимальный параметр частоты его работы.

В ходе эксперимента проверена стабильность характеристик актюатора при многоцикловой работе. В течение двух минут на объект исследования подавалось электрическое напряжение 15 В, что соответствовало 300 циклам его работы. После было произведено сравнение характеристик актюатора с результатами первоначальных измерений. Погрешность составила менее 0,5%. Таким образом, актюатор показал способность выдерживать циклические нагрузки и сохранять свои свойства.

Испытания показали, что тепловой микроэлектромеханический актюатор является высокоточным устройством, способным выдержать циклические нагрузки. В ходе проведенных исследований установлены основные динамические характеристики актюатора: время нагрева, остывания и максимальная температура на устройстве при воздействии различных управляющих сигналов. Доказано, что регулирование рабочего диапазона актюатора может обеспечить более высокую скорость отклика системы на воздействие управляющего сигнала, значительно снизив время на нагрев и остывание, что позволяет установить оптимальную частоту работы устройства. Актюатор является устройством, сохраняющим динамические температурные характеристики при непрерывной работе. Стабильность изменения максимальной температуры после 300 циклов подачи напряжения оценена погрешностью характеристик, составляющей менее 0,5%, что во многом обусловлено инструментальной погрешностью измерительных средств.

Литература

1. А.А.Жуков, А.С.Корпухин, Е.А. Гринькин. Микросистемный биморфный привод устройств космической робототехники. – Труды 19-й Всероссийской НТК «Экстремальная робототехника». – Санкт-Петербург: ГНЦ «Центральный научно-исследовательский институт робототехники и технической кибернетики (ЦНИИ РТК)», 2008

2. T.Ebefors. Polyimide V-groove Joints for Three-Dimensional Silicon Transducers. PhD thesis. Royal Institute of Technology. Stockholm. 2000. 144p.

3. С.П.Тимошенков, А.А.Жуков, А.А. Захаров. Биморфный балочный актюатор с V-образными полиимидными канавками. Нано - и микросистемная техника. 2007. № 7. С. 60-64

4. А.А. Жуков, А.С. Корпухин, Д.В.Козлов, И.П.Смирнов. Методика измерений деформационных характеристик микроактюаторов. Сборник статей Второй Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий». М., Изд-во «Радиотехника». 2010, С. 228-233

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ВИБРАЦИОННОГО ГИРОСКОПА

А.О. Бойко,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет

В статье представлены результаты работы по созданию и проверке механической модели микромеханического вибрационного гироскопа (ММВГ), входящего в устройство блока датчиков угловых скоростей (БДУС) для системы управления малогабаритного космического аппарата (КА). На основе структурной схемы произведено исследование характеристик данного прибора.

БДУС на ММВГ – разработка филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И.Кузнецова» (рис. 1, 2). Прибор предназначен для измерения приращений за интервал опроса интегралов проекций угловой скорости КА на три взаимно перпендикулярные измерительные оси прибора и выдачи этой информации в бортовой комплекс управления КА.

Конструктивная реализация такого прибора представляет собой моноблок, выполненный в негерметичном варианте, в состав которого входит блок чувствительных элементов (БЧЭ) с ортогональным расположением осей чувствительности ММВГ и модули электронных устройств.

В докладе представлены уравнения движения микромеханического вибрационного гироскопа в виде структурной схемы и исследование влияния различных факторов на выходные параметры прибора.

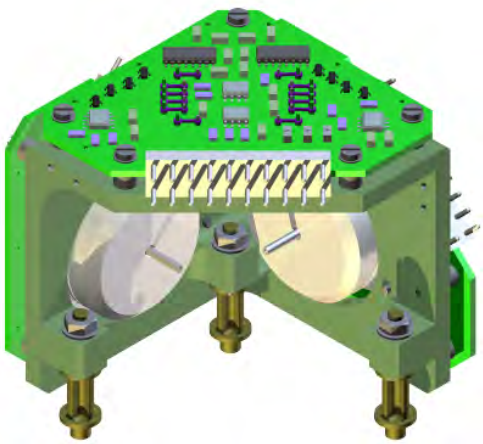


Рис.1. БДУС на ММВГ

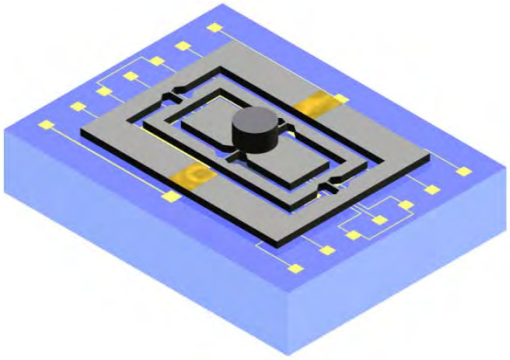


Рис.2. ММВГ

Структурная схема измерительного канала блока датчиков угловых скоростей на микромеханических вибрационных гироскопах

Упрощенные уравнения движения ММВГ включают в себя инерционные, демпфирующие, жесткостные члены, моменты управления и прочие неучтенные моменты.

$$\begin{cases} I_\beta \cdot \ddot{\beta} + D_\beta \cdot \dot{\beta} + C_\beta \cdot \beta = M_\beta^{упр} \\ I_\gamma \cdot \ddot{\gamma} + D_\gamma \cdot \dot{\gamma} + C_\gamma \cdot \gamma = M_\gamma^{упр} \end{cases},$$

где β – угол кручения вокруг наружных торсионов; γ – угол кручения вокруг внутренних торсионов.

Численные значения коэффициентов уравнений приведены в таблице 1.

Таблица 1.

Параметр	Значение
Момент инерции I_α	$7{,}5 \cdot 10^{-11}$ кг · м^2
Момент инерции I_β	$4{,}12 \cdot 10^{-11}$ кг · м^2
Момент инерции I_γ	$4{,}12 \cdot 10^{-11}$ кг · м^2
Коэффициент упругости C_β	$122{,}8 \cdot 10^{-4}$ $\frac{Н \cdot м}{рад}$
Коэффициент упругости C_γ	$122{,}8 \cdot 10^{-4}$ $\frac{Н \cdot м}{рад}$
Коэффициент демпфирования D_β	10^{-6}
Коэффициент демпфирования D_γ	10^{-6}

На рис. 3 показана интерпретация данных уравнений в системе моделирования MATLAB/Simulink.

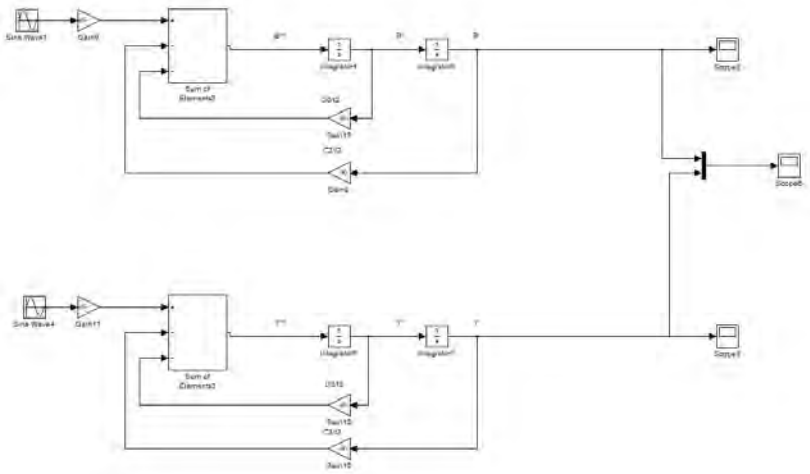


Рис. 3.

Для проверки правильности работы схемы проведено исследование влияния гироскопического момента на поведение выходных сигналов с появлением входной угловой скорости Ω_1.

$$\begin{cases} I_\beta \cdot \ddot{\beta} + D_\beta \cdot \dot{\beta} + C_\beta \cdot \beta - \Omega_1 \cdot (I_\beta + I_\Upsilon - I_\alpha) \cdot \dot{\gamma} = M_\beta^{упр} \\ I_\Upsilon \cdot \ddot{\gamma} + D_\Upsilon \cdot \dot{\gamma} + C_\Upsilon \cdot \gamma + \Omega_1 \cdot (I_\beta + I_\Upsilon - I_\alpha) \cdot \dot{\beta} = M_\gamma^{упр} \end{cases}$$

В структурной схеме моменты управления и прочие неучтенные моменты по каналу β приняты равными нулю. Момент $M_\gamma^{упр}$ задан в виде синусоидального воздействия с амплитудой, равной единице. Структурная схема, описывающая данную систему, показана на рис. 4.

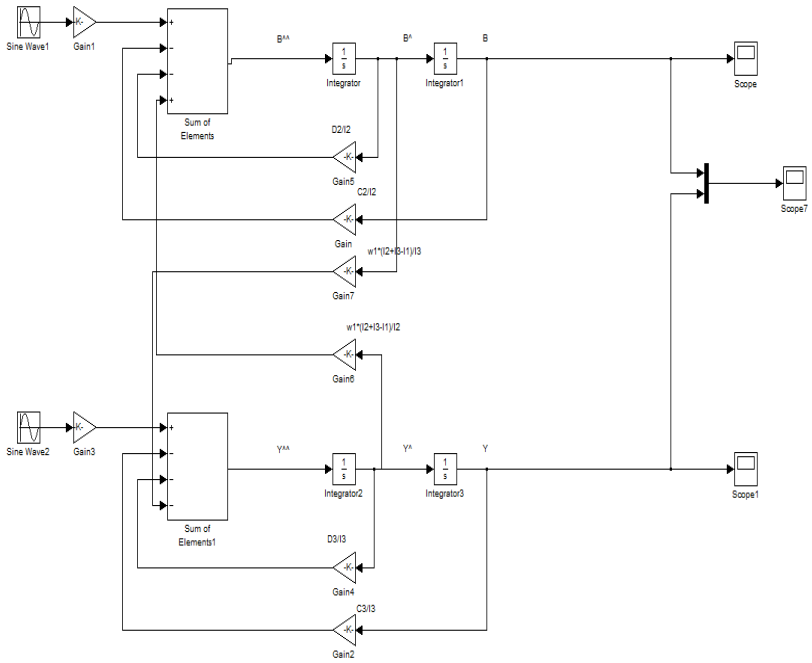


Рис. 4.

Ниже приведена оценка влияния входной угловой скорости ММВГ на угол $\beta(t)$, т.е. кручение вокруг наружных торсионов, и на угол $\gamma(t)$ или кручение вокруг внутренних торсионов. Получены графические зависимости этих углов от времени (рис. 5, 6).

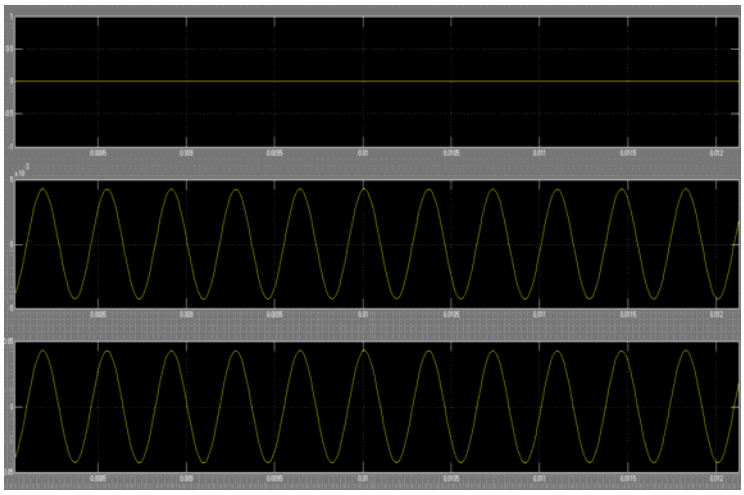


Рис. 5. Зависимости $\beta(t)$

Очевидно влияние гироскопического момента на поведение выходного сигнала. При отсутствии входной угловой скорости Ω_1 решение β(t) будет равняться нулю, т.е. ДУС, как и следует, не покажет изменения угловой скорости (график 1). При Ω_1, равной 10 рад/с, под действием возникшего гироскопического момента угол кручения вокруг оси наружных торсионов будет меняться в соответствии с графиком 2 с постоянной амплитудой. При увеличении углового воздействия в 10 раз при Ω_1=100 рад/с (график 3) соответствующий угол кручения увеличится пропорционально изменению входного сигнала, т. е. в те же 10 раз.

.

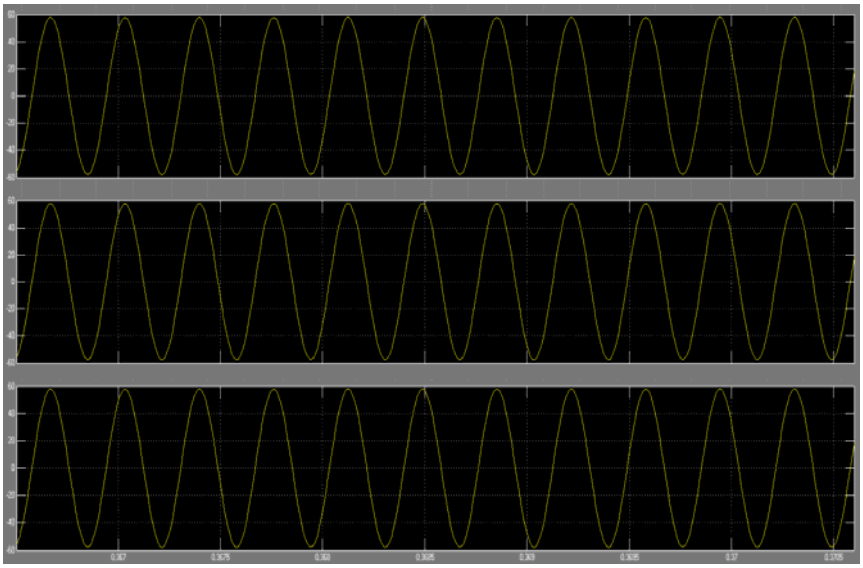


Рис. 6. Зависимости $\gamma(t)$

Отметим отсутствие влияния гироскопического момента на угол кручения вокруг оси внутренних торсионов при появлении входного воздействия, перпендикулярного плоскости подвеса (рис. 6). Его влияние просматривается при таких больших значениях Ω_1, что им можно пренебречь

Исследование проведено на резонансной частоте $w_p = \sqrt{\frac{c_2}{I_2}}$, равной 2749 Гц.

Таким образом, гироскопические члены являются источниками информации об измеряемой скорости Ω_1 вращения основания. Исследование подтвердило правильную работу структурной схемы.

Подбор коэффициентов демпфирования

Представлены результаты подбора наиболее оптимальных коэффициентов демпфирования для работы ММВГ, а также и всего блока ДУС. Произведена оценка влияния различных коэффициентов на поведение выходных сигналов. Исследования проведены по каналам β и γ, углов кручения вокруг наружных и внутренних торсионов соответственно, при действующем значении входной угловой скорости Ω_1=100 рад/с.

1) Заданы значения демпфирования $D_\beta = 10^{-4}$, $D_\gamma = 10^{-4}$.

Оценка влияния этих коэффициентов на выходные сигналы прибора представлена на рис. 7.

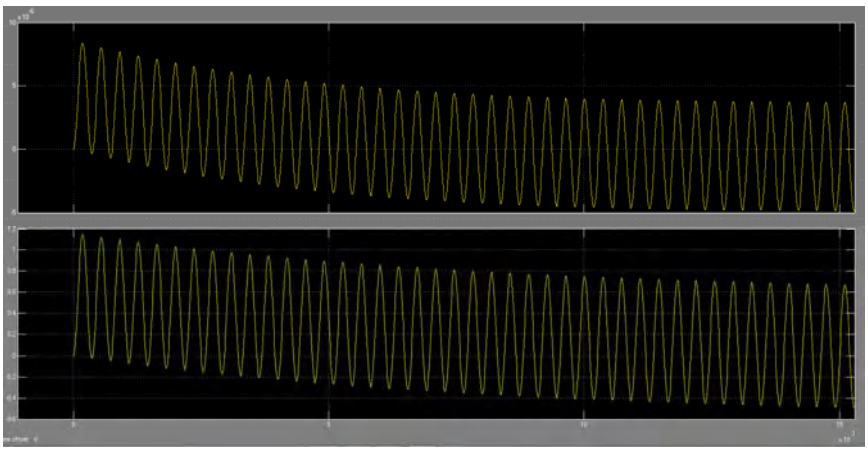


Рис. 7. Зависимости $\beta(t)$ и $\gamma(t)$

Время переходного процесса составляет более 15 секунд. Коэффициенты демпфирования следует уменьшить.

2) Заданы значения демпфирования $D_\beta - 10^{-5}$, $D_\gamma - 10^{-5}$.

Как видно из рис. 8, вследствие десятикратного уменьшения коэффициентов демпфирования время переходного процесса уменьшилось, и он занимает теперь около полутора секунд.

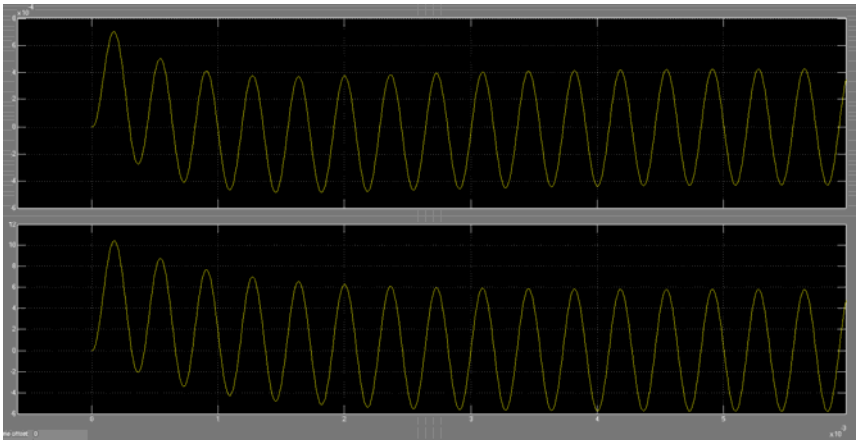


Рис. 8. Зависимости $\beta(t)$ и $\gamma(t)$

3) Заданы значения демпфирования $D_\beta = 10^{-6}$, $D_\gamma = 10^{-6}$

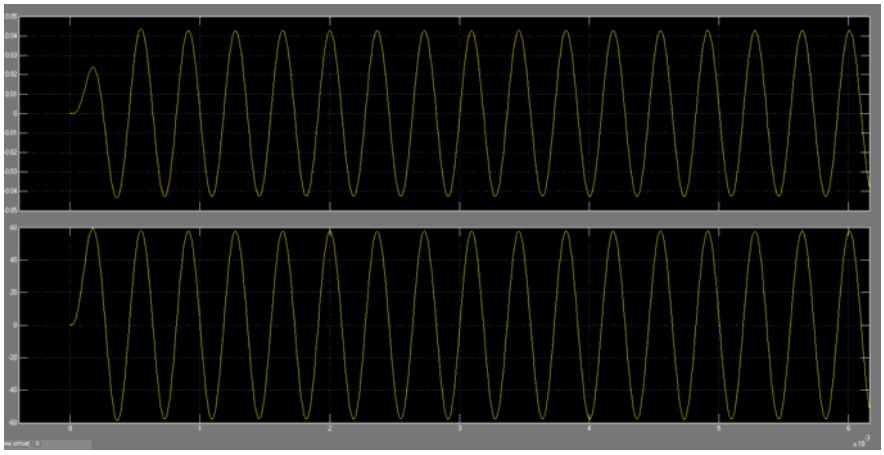


Рис. 9. Зависимости $\beta(t)$ и $\gamma(t)$

Переходный процесс короткий. В канале β занимает 0.3 сек. и практически отсутствует в канале γ.

4) Заданы значения демпфирования $D_\beta = 10^{-7}$, $D_\gamma = 10^{-7}$

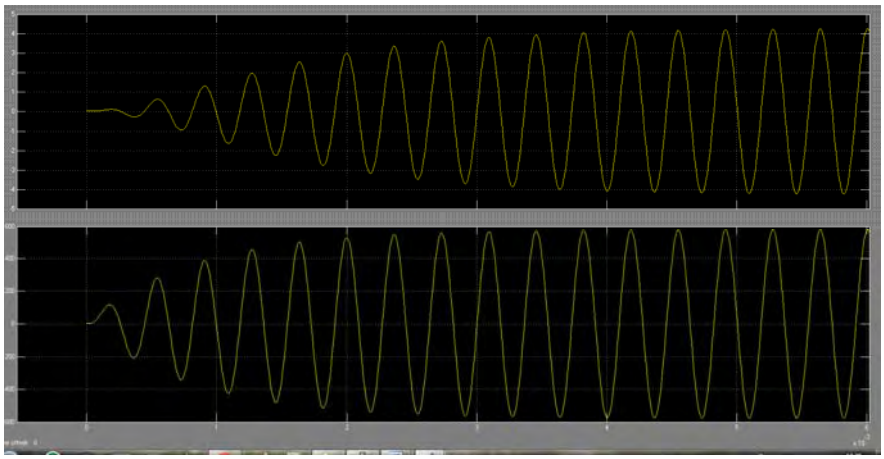


Рис. 10. Зависимости $\beta(t)$ и $\gamma(t)$

Переходный процесс занимает больше времени, чем в предыдущем измерении (рис. 10).

Путем сравнения выходных характеристик углов кручения вокруг наружных и внутренних торсионов при входной угловой скорости, равной 100 рад/сек., и различных коэффициентов демпфирования установлены оптимальные значения: $D_\beta = 10^{-6}; D_\gamma = 10^{-6}$.

Значение демпфирования определяется как материалом подвеса, так и окружающей его средой. Повышение степени вакуума внутри корпуса прибора позволяет снизить этот коэффициент и одновременно повысить добротность колебательного контура.

Литература

1. Неаполитанский А.С., Хромов Б.В. Микромеханические вибрационные гироскопы – М.: «Когито-Центр», 2002.

2. Распопов В.Я., «Микромеханические приборы. Учебное пособие Тул. Гос. Университет. Тула, 2002.

3. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем» (ч. 2 Гироскопические стабилизаторы). Под ред. Д.С.Пельпора – М.: «Высшая школа», 1977.

4. Коновалов С.Ф., Кулешов А.В. Лекции по курсу «Микромеханические гироскопы и акселерометры», 2009.

5. Фатеев В.В. Лекции по курсу «Теория гироскопов и гиростабилизаторов» – 2007.

6. Асс Б.А., Уразаев З.Ф., Мясников Б.Я. Сборка, регулировка и испытание авиационных приборов. – М., «Машиностроение», 1969.

МЕТОДЫ ГЛУБОКОГО ОБЕЗВОЖИВАНИЯ НАФТИЛА

Г.Ю. Вареница,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»

В настоящее время существует проблема недостаточного обезвоживания нафтила при его производстве в заводских условиях. Анализ состояний воды в углеводородном топливе показал, что она может находиться в топливе в одном из следующих состояний: растворенная вода (или гигроскопичная) и свободная вода. В свою очередь, свободная вода может быть в виде эмульсионной, отстойной (или подтоварной), конденсата, инея, кристаллов льда.

Помимо состава топлива на растворимость воды оказывают влияние внешние условия. С повышением показателей давления и влажности паров – растворимость воды в топливе увеличивается, т.е. увеличивается гигроскопичность топлива. При массосодержании растворенной воды в

топливе более 0,003 % масс. растворенная или гигроскопичная вода переходит в эмульсионную воду [1]. Нормативная растворимость воды в нафтиле составляет 0,0025…0,0065 % масс. в диапазоне вероятных температур его хранения в больших количествах от +10 до +30°С [2]. При пониженной температуре топлива, а также при его перемешивании при эксплуатации (например, при турбулентных течениях по магистралям) растворенная вода также может перейти в эмульсионную. Все это свидетельствует о наличии условий перехода растворенной воды в эмульсионную. При изменении температурных условий, давления возможны обратные переходы воды из состояния в состояния, причем, необязательно симметричные.

Другое состояние воды – конденсат образуется из испарившихся легких фракций вместе с водой за счет температурных колебаний, а замерзшие капли конденсата в надтопливном пространстве образуют иней. Отстойная (или подтоварная) вода – это вода, которая осаждается на дно емкости. Она образуется за счет стекания конденсата из надтопливного пространства, а также за счет попадания воды извне. Если такую воду не слить, то она может увлечься насосами, подвергнуться дроблению и превратиться в эмульсионную воду. Микрокапли эмульсионной воды при замерзании образуют кристаллы льда.

Приведенные состояния воды и их переходы, а также ряд специалистов подтверждают, что наибольшую опасность в топливах при низких температурах их использования представляет эмульсионная (свободная в диспергированном состоянии) вода [1,3,4]. Вода в эмульсиях находится в виде капель малого размера во взвешенном состоянии. В основном эмульсионная вода образуется за счет растворенной воды при снижении температуры топлива, а также за счет дробления отстойной воды. Главная опасность эмульсионной воды в том, что она может вызвать обмерзания топливного фильтра во время эксплуатации. Эмульсионная вода способствует забиванию топливных фильтров кристаллами льда, повышает температуру начала кристаллизации топлива, т.к. ледяные частицы служат центрами кристаллообразования для углеводородов.

В связи с приведенными обстоятельствами выбор метода для обезвоживания топлива должен учитывать особенности состояния воды в топливе и их неоднородность. Важное значение при этом имеет механизм образования и условия разрушения эмульсионной воды, т.к. измерение ее содержания в топливе, процессы фильтрации встречают значительные трудности.

Эмульсии представляют собой дисперсные системы из двух взаимно мало- или нерастворимых жидкостей, в которых одна диспергирована в другую в виде мельчайших капель (глобул). Диспергирование жидкости в другой жидкости (несмешивающейся с первой) называется эмульгированием. Жидкость, в которой распределены глобулы, является дисперсионной средой (внешней, сплошной), а диспергированная жидкость – дисперсной фазой (внутренней).

Образование эмульсий связано с поверхностными явлениями на границе раздела фаз дисперсной системы, прежде всего поверхностным натяжением. Поверхностно-активные вещества (ПАВ) обладают способностью понижать поверхностное натяжение. Это свойство обусловлено тем, что добавленное ПАВ избирательно растворяется в одной из фаз дисперсной системы, концентрируется и образует адсорбционный слой – пленку ПАВ на границе раздела фаз. Снижение поверхностного натяжения способствует увеличению дисперсности дисперсной фазы, а образование адсорбционного слоя – своеобразного панциря на поверхности глобул – препятствует и коалесценции (слиянии капель воды) при отстаивании. Вещества, способствующие образованию и стабилизации эмульсий, относятся к эмульгаторам, а вещества, разрушающие поверхностную адсорбционную пленку стойких эмульсий – к деэмульгаторам.

Поверхностное натяжение нефти и нефтепродуктов колеблется в пределах 0,02 - 0,05 н/м. Добавление к ним ПАВ вызывает понижение их поверхностного натяжения на границе с водой. Характерная особенность этих веществ в том, что в их состав входит, как правило, углеводородный радикал (гидрофобная часть молекулы) и какая-либо полярная группа (гидрофильная часть молекулы). Добавленное полярное вещество будет адсорбироваться поверхностным слоем растворителя и тем самым понижать его поверхностную энергию. В результате на границе раздела фаз образуется адсорбированный слой, который можно рассматривать как пленку молекул ПАВ на поверхности растворителя. Свободная энергия капель дисперсной фазы способствует их коалесценции, этому в устойчивых эмульсиях препятствуют стабилизаторы эмульсии.

Характер эмульсии зависит от свойств эмульгатора – веществ, способствующих образованию и стабилизации эмульсий. Например, микрокристаллы парафинов, церезинов и смешанных парафина – нафтеновых углеводородов, адсорбируясь на поверхности эмульсионных глобул, образуют своеобразную броню. При наличии эмульгаторов обоих типов возможно обращение эмульсий, т.е. переход их из одного типа в другой. Этим явлением пользуются иногда при разрушении эмульсий.

Реальные эмульсии получаются обычно полидисперсными, и упаковка капель отличается от упаковки капель в монодисперсных эмульсиях – между большими каплями могут помещаться мелкие. В концентрированных эмульсиях диаметр диспергированных капель составляет более 10^{-5} см, капельки хорошо видны под обычным микроскопом. Такие эмульсии относятся к микрогетерогенным системам. Они легко всплывают, особенно когда разница в плотностях дисперсной фазы и дисперсионной среды велика. Эмульсии в керосине (в том числе и в нафтиле) ближе к этому виду.

Адсорбция диспергированных деэмульгаторов на водно-нефтяной поверхности, утолщение межфазного слоя и гелеобразование протекают во времени, поэтому эмульсия В/Н со временем становится более устойчивой,

чем только что образовавшаяся – происходит, так называемое, «старение» эмульсии. «Старение» нефтяных эмульсий в начальный период идет очень интенсивно, потом постепенно замедляется и часто уже через сутки прекращается.

Старение нефтяных эмульсий имеет большое практическое значение, так как свежие эмульсии разрушаются значительно легче и быстрее, чем постаревшие. Для прекращения процесса старения необходимо как можно быстрее смешивать свежеполученные эмульсии с деэмульгатором, если невозможно предупредить их образование. Деэмульгатор с высокой поверхностной активностью, адсорбируясь на поверхности глобул воды, не только способствует вытеснению и разрушению образовавшегося гелеобразного слоя, но и препятствует дальнейшему его упрочнению.

Разрушение топливных эмульсий происходит в несколько этапов [5,6]: 1) столкновение глобул (частиц) воды; 2) слияние глобул в более крупные капли; 3) выпадение капель.

Для промышленной реализации этой последовательности по разрушению эмульсии разработаны следующие технологические процессы: механические – фильтрование, обработка ультразвуком; термические – подогрев и отстаивание топлива от воды; электрические – обработка в электрическом поле постоянного и переменного тока; химические – обработка различными деэмульгаторами. Для интенсификации разрушения эмульсий часто сочетают химический с другими технологическими процессами. Несмотря на предложение большого спектра ПАВ, в качестве деэмульгаторов эмульсий нефтепродуктов, практически можно применять один - два универсальных и экономически выгодных деэмульгаторов.

Представление о расположении молекул ПАВ, адсорбированных на границе раздела фаз в эмульсиях В/Н, выдвинуто впервые Лангмюром и в настоящее время является общепризнанным. Согласно этому представлению полярная часть молекул и ПАВ, обладающая гидрофильными свойствами, погружена в воду, а неполярная гидрофобная – в нефтепродукт. В эмульсиях типа Н/В ПАВ (эмульгатор и деэмульгатор) располагается на межфазной поверхности так, что гидрофобные части молекулы направлены внутрь диспергированной частицы, а гидрофильные части – наружу. В эмульсиях В/Н, наоборот, гидрофильные части погружены в глобулу воды, а гидрофобные образуют своеобразный частокол вокруг глобулы и направлены в нефтепродукт. Практический опыт показывает, что в нефтяной промышленности широко применяются как водорастворимые, так и растворимые нефтепродуктами деэмульгаторы. Преимущества нефтерастворимых деэмульгаторов заключаются в том, что они легче смешиваются с нефтепродуктами, а не вымываются водой. В качестве растворителей деэмульгатора кроме воды рекомендуют применять низкомолекулярные спирты (метиловый, изопропиловый и др.), ароматические углеводороды или их смеси в различных соотношениях.

Среди технологий, обеспечивающих глубокое и сверхглубокое обезвоживание нефтепродуктов без уноса фракций, одной из самых высокопроизводительных является электронно-ионная [7]. Эта технология может комбинироваться с химической (т.е. с применением деэмульгаторов) и с термической (т.е. с нагревом топлива).

Электронно-ионная технология позволяет удалить воду из нефтепродукта в результате организации направленного движения капель воды из объема нефтепродукта. Для этого обеспечиваются следующие составляющие процесса: седиментация капель воды под действием силы ее тяжести; зарядка и организация движения частиц воды в электрическом поле таким образом, чтобы капли воды ушли за пределы объема нефтепродукта. Капельки воды могут под действием сил электрического поля собираться на электродах или специальных пористых перегородках и стекать на дно сосудов; удаление воды со дна резервуара путем слива.

Основными недостатками процесса удаления влаги за счет седиментации являются большая длительность процесса седиментации, а также необходимость содержания больших объемов нефтепродуктов в специальных отстойниках. В то же время пленка на поверхности капель активно разрушается при взаимодействии капель в электрическом поле. Процесс слияния капель происходит следующим образом. Капли, попадая в электрическое поле, поляризуются, и их форма приближается к эллипсоидальной (рис. 1). Соударение и слияние капель происходит за счет кулоновского взаимодействия противоположных по знаку поляризационных зарядов частиц, оказавшихся вблизи друг от друга. Из электростатики известно, что заряд поляризации $q_{\text{п}} \equiv Ea^2$, где E – напряженность электрического поля [кВ/см], a – радиус частиц воды [см]. Следовательно, сила взаимодействия, определяющая сближение и слияние капель равна $F_{\text{вз}} = q_{\text{п}}E \equiv a^2E^2$.

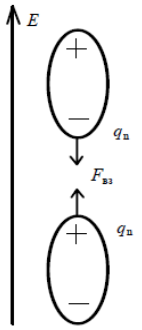


Рис. 1. Схема поляризации взаимодействующих капель в электрическом поле

Таким образом, эффективность коалесценции капель в электрическом поле существенно растет с увеличением размера частиц и напряженности поля. Однако деформация капель в электрическом поле может привести к процессу, обратному по отношению к коалесценции – разрыву ка-

пель. Это происходит, когда действие поля превышает действие сил поверхностного натяжения, препятствующих разрыву капель. Для укрупнения капель выше критического размера при рабочей напряженности поля применяется специальное ступенчатое питание установки.

Если $F_{разр} \equiv a^2E^2$ и $F_{пов} \equiv \sigma a$, где σ − коэффициент поверхностного натяжения на границе раздела сред вода - нефтепродукт ($\sigma \approx 20 \cdot 10^{-3}$ Н/м), то из условия $F_{разр} = F_{пов}$ следуют критические значения напряженности и радиуса частиц: $E_{кр} = \sqrt{\frac{\sigma}{a_{кр}}}$.

Электронно-ионная технология реализована в конструкциях промышленных технологических установок для обезвоживания и для обессоливания как нефти, так и нефтепродуктов, в т.ч. светлых нефтепродуктов, к которым относятся керосины. Эти установки получили широкое применение и используются как на крупных НПЗ, где требуется высокая производительность технологических процессов, так и для мини-заводов – в стационарном и мобильном исполнении. Установки для обезвоживания нефти обычно называют электродегидраторами, а установки для обезвоживания светлых нефтепродуктов – электроразделителями [6]. Схемы их работы во многом схожи, однако в электродегидраторах используется электрическое поле переменного тока, а в электроразделителях – поле постоянного тока.

Схемы работы установок на основе электродегидраторов и электроразделителей выбираются в зависимости от содержания воды в нефтепродуктах или нефти. Различают схемы глубокого обезвоживания (от начального значения концентрации воды $W_{воды} \geq$ 0,1 % до конечного с $W_{воды} \leq$ 0,05%), сверхглубокого обезвоживания (от $W_{воды} \leq$ 0,05 % до конечного с $W_{воды}$ = 0) нефтей или нефтепродуктов и обезвоживание высокообводненных (от $W_{воды} \leq$ 60 %) нефтей.

При сверхглубоком обезвоживании концентрация воды соответствует диапазону концентраций эмульгированной воды в светлых нефтепродуктах (бензин, керосин, трансформаторное масло). Принципиальная схема установки для сверхглубокого обезвоживания светлых нефтепродуктов представлена на рис. 2. Рабочее пространство аппарата частично заполнено пористым диэлектриком, который имеет сильно развитую поверхность и препятствует интенсивному перемешиванию эмульсии в процессе работы. Нефтепродукт поступает в свободное пространство аппарата через тонкую входную щель, где происходит контактная зарядка капель воды. Таким образом, эмульсия поступает в камеру аппарата уже заряженной.

В свободном объеме камеры происходит интенсивное перемешивание эмульсии за счет возникающих под действием электрического поля электрогидродинамических потоков. Заряженные капельки воды, двигаясь по силовым линиям поля, попадают на поверхность диэлектрика и прилипают к ней. Новые капли, пришедшие с потоком, сливаются с первыми. На поверхности диэлектрика идет процесс укрупнения прилипших капель.

Как только капля вырастает до крупных размеров, она отрывается и стекает в нижнюю часть камеры.

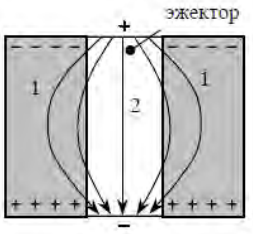


Рис. 2. Принципиальная схема установки для сверхглубокого обезвоживания светлых нефтепродуктов;
1 – пористый диэлектрик; 2 – свободное пространство

Основными достоинствами этой технологии являются отсутствие динамического сопротивления потоку нефтепродуктов в свободном пространстве камеры, а также простота управления технологическим процессом, так как интенсивность процесса зависит от значения приложенного напряжения и от вязкости нефтепродукта.

В настоящее время созданы электроразделители – установки для обезвоживания светлых нефтепродуктов (с том числе и нафтила) [7]. Требования по обезвоживанию нафтилу высокие (допустимое массовое водосодержание в нафтиле – $W_{воды} \leq 0{,}0004\%$). Для достижения требуемого значения $W_{воды}$ обычно используют повторные проходы нефтепродукта через электроразделитель (от 2 до 6 раз). Подогрев продукта до +35…+40°С наряду с применением деэмульгаторов и многоступенчатых фильтроустановок способствует повышению производительности электродегидраторов. При заказе установки на предприятии-изготовителе конечное значение величины $W_{воды}$ задается в качестве одного из требований.

Таким образом, проведенный анализ состояний воды в углеводородных топливах показывает, что наибольшую сложность при обезвоживании топлива представляет эмульсионная вода. Эмульсии жидких нефтепродуктов с водой как дисперсные системы характеризуются рядом свойств (типом эмульсии, дисперсностью, концентрацией, удельной поверхностью, эффективной вязкостью, устойчивостью, старением), которые необходимо учитывать при выборе или разработке метода обезвоживания топлива. Для проведения высокопроизводительного сверхглубокого обезвоживания топлива потребуется комбинированное применение известных методов разрушения эмульсий (механических, термических, химических, электрических), основным из которых является электрический метод.

Литература

1. Дизельное топливо//ООО «Новый импульс» URL:ttp://www.nefteimpuls.ru/doc.htm (дата обращения: 7.03.2012).

2. Кобызев С.В. Методика расчета коэффициентов массоотдачи при осушке углеводородного ракетного топлива// «Наука и образование». Электронный научный журнал. 2011. Выпуск 11. URL: http://technomag.edu.ru/doc/245147.html (дата обращения: 7.03.2012).

3. Афанасьев И.П. Энергосбережение в промышленной теплотехнологической установке при получении компонентов нефтяных топлив. – Дисс. на соиск. уч.степ. к.т.н. – г.Казань, РГБ ОД, 61:06-5/1212. – 2005. – 164 с.

4. Литвиненко А.Н. Разработка и экспериментально-теоретическое исследование методики определения массовой концентрации различных форм воды в углеводородных жидкостях//Труды шестой всероссийской научно-практической конференции. Современные проблемы создания и эксплуатации радиотехнических систем. 2009. URL: http://www.confpubs.ru/pubs_VI.php (дата обращения: 7.03.2012).

5. Левченко Н.Д., Бергштейн Н.Д., Худякова А.Д. Эмульсии нефти с водой и методы их разрушения. М.: Химия –1967. – 200 с.

6. Справочник нефтепереработчика/Под ред. Г.А.Ластовкина, Е.Д.Радченко, М.Г.Рудина. Л.: Химия, – 1986. – 647 с.

7. Высоковольтные электротехнологии. Уч. пос. по курсу «Основы электротехнологии»/Под ред. И.П. Верещагина. М.: МЭИ – 1999. – 204 с.

ВЫСОКОВОЛЬТНЫЙ ГЕНЕРАТОР СТАБИЛЬНОГО ТОКА ДЛЯ СВЕТОДИОДОВ

С.И. Видякин, В.А. Аристова, М.С. Степанов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Радиотехнический факультет

Применяемые в настоящее время люминесцентные лампы имеют целый ряд недостатков при крупносерийном применении, в частности большие проблемы с утилизацией вышедших из строя ламп (наличие токсичных паров ртути). Эти лампы, по сути дела, являются повторением еще «советских» ламп дневного света, лишь с той разницей, что массивный низкочастотный дроссель и газоразрядные стартеры были заменены электронной малогабаритной схемой с применением печатного монтажа вплоть до чиповых элементов (далее SMD), что заметно повысило надежность самих ламп при эксплуатации, но одним из главных недостатков остается – это перегорание нити накала при стартстоповом режиме эксплуатации.

Альтернативным источником света являются светодиоды, превосходящие своих «соперников» во всем, кроме начальной цены.

Освоение массового производства высокоэффективных светодиодов (далее LED) ставит задачу питания этих излучателей света. Применяемые в настоящее время схемы питания для гирляндного включения – это токозадающий резистор или балластный конденсатор (1 - 2) МкФ при питании от сети 220 В и токе через LED (20 – 40) мА, не обеспечивают стабильного светового потока, но просты в изготовлении и обеспечивают достаточный теплоотвод, за счет большего количества LED. Для сильноточных LED (это – ток через излучатель 0,1-1,85 А) требуется специальные ИВИП с токовым выходом, а также радиаторы охлаждения.

Существует серия микросхем HV99** / IZ99**, которая обеспечивает очень хорошие показатели по стабильности, но с плохим КПД, и очень критичные к выбору индуктивности для обеспечения нормальной работы схемы. Это связано с принципом работы данной микросхемы, где ключ работает на прерывание тока, что приводит к большим потерям из-за сквозного тока, чем можно объяснить плохой КПД.

В связи с отсутствием «достойной» схемы питания нами была поставлена и реализована следящая задача: создание простой, дешевой универсальной схемы питания светодиодной лампы с высоким КПД (> 95 %) на широкодоступной элементной базе, обеспечивающей высокую стабильность светодиодного потока при значительных колебаниях питающего напряжения (150 - 250 В) и перепаде окружающей температуры до 100 °С. Прототипом и ориентиром для проектирования по технико-экономическим показателям взята схема управления энергосберегающей люминесцентной лампы. Вариации по мощности осуществляются выбором выходного транзистора, дросселя (сечение сердечника) при неизменной схеме и конструкции блока питания.

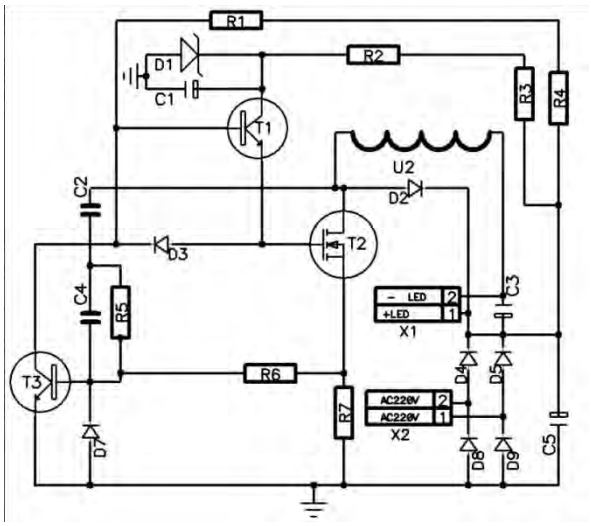


Рис. 1. Принципиальная схема генератора

Рассмотрим работу принципиальной схемы автогенератора стабильного тока (рис. 1). Входное напряжение постоянное и переменное поступает на диодный мост *D4*, *D5*, *D8*, *D9* и накопительную емкость *C5* (сглаживание пульсаций). Это напряжение должно иметь пиковое значение больше, чем напряжение LED, так как LED имеют вольтамперную характеристику стабилитрона. Далее через резисторы *R2* и *R3* на *D1* фиксируется потенциал 13 В и, соответственно, ток через резисторы *R1* и *R4*, усиленный в β раз транзистором *T1* ($\beta \geq 500$), заряжает входную емкость полевого транзистора *T2*. Емкость T2 может быть (80 - 100) pF для маломощного полевого транзистора типа TN 0540 (КП511Б) и вплоть до 1000 nF для мощных полевых транзисторов, например JRF (710 - 730).

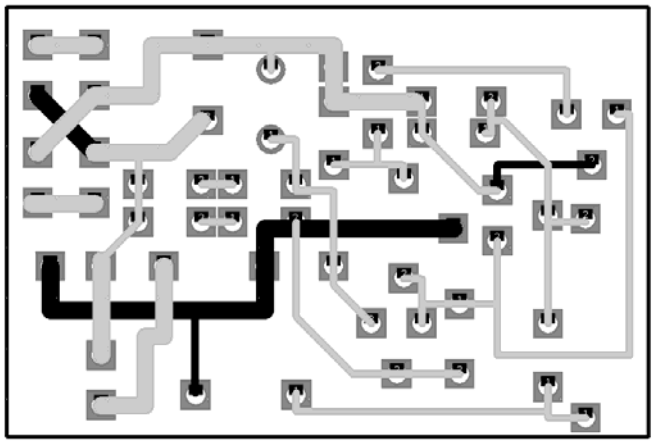


Рис 2. Разведенная печатная плата
– слой TOP, – слой BOTTOM

При достижении порога открывания полевого транзистора – это > 2 – 2.5 В для логического уровня, и > 5 В для обычных полевых транзисторов, начинается заряд током индуктивности *U2*. При достижении пикового значения тока (1), транзистор *T2* закрывается, и по цепи положительной обратной связи *C2*; *R5 – C4* удерживается в закрытом состоянии до тех пор, пока индуктивность не отдаст накопленный ток в LED.

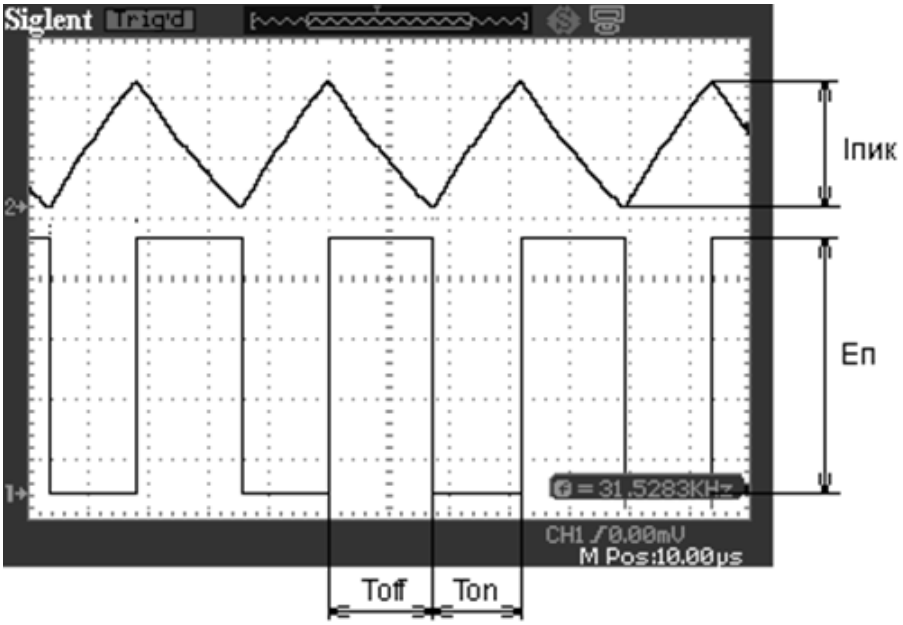


Рис. 3. Осциллограмма токов и напряжений генератора
1 – *E*(стока), 2 – *I*(*L*)

Все параметры можно рассчитать по формулам приведенным ниже.

Средний ток светодиодов: $$I_{ср\ Led} = \frac{I_{пик}}{2} \quad (1)$$

Средний ток в индуктивности: $$I_{Lпик} = \frac{(E_п - E_{Led}) * \tau_{on}}{L}$$

Баланс энергии (равенство В*С): $$(E_п - E_{Led}) * \tau_{on} = E_{Led} * \tau_{off}$$

Частота работы: $$f_{пер} = \frac{1}{\tau_{on} - \tau_{off}}$$

Ток открывания транзистора: $$I_{пик} \sim \frac{0.6}{R_{дт}}$$

Где: $E_п$– напряжение питания , E_{Led}– суммарное падение напряжения на светодиодах,τ_{on}– время заряда индуктивности , τ_{off}– время разряда индуктивности , $f_{пер}$–рабочая частота, $I_{пик}$ –ток открывания транзистора, $R_{дт}$– токозадающее сопротивления (датчик тока), $I_{ср\ Led}$–средний ток светодиодов.

Преимуществом данной схемы перед аналогом HV99**/IZ99** является автоматическая подстройка параметров генератора от питающего напряжения, количества включенных светодиодов и величины тока нагрузки. Более высокий КПД достигается за счет того, что рекуперационный диод *D2* коммутируется при нулевом токе в отличие от ИС HV99** / IZ99**, что позволяет использовать даже «ленивые» диоды типа IN 4007 без заметного

ухудшения КПД. Схема не имеет таких недостатков, которые комментируют сами производители HV99** / IZ99**.
Переведенная цитата из datasheetIZ99**.

«…Важным при проектировании светодиодных подсветок с применением микросхем IZ99** является учет паразитных параметров схемы, включающих емкость катушки индуктивности *CL*, емкость перехода *CJ* и время реверса-восстановления t_{RR} диода *VD1*, емкость печатной платы CPCB, выходную емкость CDRAIN самой микросхемы. Эти паразитные параметры оказывают влияние на эффективность (КПД) светодиодных подсветок и кроме этого потенциально могут являться причиной помех во время переходных процессов включения и ложного срабатывания компаратора контроля порогового тока. Минимизация этих паразитных параметров является важным для эффективной и правильной работы микросхем…»

Литература:

1. http://www.supertex.com/datasheetIZ99**
2. Б.Ю. Семенов. Силовая электроника от простого к сложному. – М.: СОЛОН-Пресс, 2005. – 416с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Д.И. Галкин, П.В. Аверьянов, А.А. Карпунин
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Информатика и системы управления»

1. Введение

В данной работе решается задача управления ориентацией космического аппарата (КА) с использованием фильтра Калмана. В качестве параметров ориентации будет использоваться кватернион поворота из орбитальной системы координат (ОСК) в связанную с объектом систему координат (ССК) и вектор угловой скорости аппарата в инерциальной системе координат (ИСК). В качестве датчиков первичной информации будет использоваться датчик звезд (ДЗ), а в качестве исполнительных органов – управляющие двигатели маховики (УДМ), расположенные по осям ССК.

2. Математическая модель углового движения КА

2.1. Динамика КА

Динамика вращательных движений КА относительно центра масс, если полагать, что аппарат можно представить абсолютно твердым телом, будет описываться динамическим уравнением Эйлера в связанных осях:

$$\bar{M} = \frac{d\bar{H}}{dt} + \bar{\omega}^{иск} \times \bar{H}\,, \qquad (1)$$

где

$\bar{H} = J\bar{\omega}^{иск}$ – вектор кинетического момента космического аппарата;

J – тензор инерции КА;

$\bar{\omega}^{иск}$ – вектор угловой скорости ССК относительно ИСК;

$\bar{M}$ – главный момент внешних сил, равный сумме управляющего ($M_{упр}$) и возмущающего ($M_{возм}$) моментов.

С учетом всего вышесказанного уравнение (1) преобразуется в следующий вид:

$$\frac{d\bar{\omega}^{иск}}{dt} = J^{-1}\left(\bar{M}_{упр} + \bar{M}_{возм} - \bar{\omega}^{иск} \times J\bar{\omega}^{иск}\right).$$

2.1.1. Управляющий момент

Управляющий момент, развиваемый УДМ, выражается в следующем виде:

$$M^{i}_{упр} = F_i\left(\sigma_i\right) \cdot M_i^{мах}\,,$$

где $F_i\left(\sigma_i\right)_{i=x,\,y,\,z}$ – закон управления маховиками, представленный на рис. 1;

$\sigma_i = k_i^1 \cdot \varphi + k_i^2 \cdot \omega_i^{оск}{}_{\substack{i=x,\,y,\,z \\ \varphi=\gamma,\,\psi,\,\vartheta}}$ – управляющий сигнал;

$k_i^1,\, k_i^2{}_{\,i=x,\,y,\,z}$ – коэффициенты сигналов управления УДМ;

$M_i^{мах}{}_{\,i=x,\,y,\,z}$ – управляющий момент маховика (моментная характеристика используемых маховиков приведена на рис. 2).

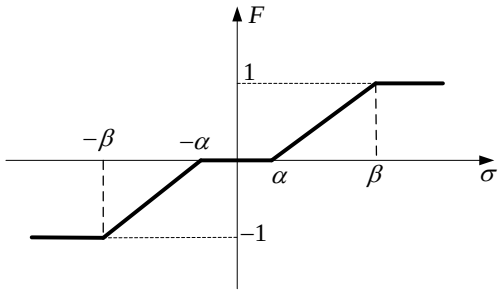


Рис. 1. Линейный закон управления УДМ

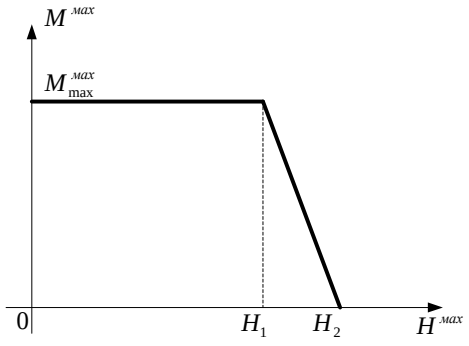


Рис. 2. Моментная характеристика УДМ

2.1.2. Возмущающий момент

В качестве возмущающего момента будет рассматриваться только гравитационный момент, который вычисляется по следующей формуле:

$$\bar{M}_{грав} = \frac{3\mu}{(R+H)^3}\left(\left[\bar{\eta} \times J\bar{\eta}\right]\right),$$

где H – высота орбиты;

R – радиус Земли;

$\mu = 398600{,}448\dfrac{км^3}{c^2}$ – гравитационная постоянная Земли;

J – тензор инерции КА;

$\bar{\eta}$ – единичный вектор направления от центра Земли, записанный в ССК.

2.2. Кинематика КА

Угловое положение КА будем описывать с помощью кватерниона поворота из ОСК в ССК, матрично-дифференциальное уравнение для которого записывается следующим образом:

$$\dot{\bar{q}} = \frac{1}{2}\Omega\bar{q}\,,$$

где Ω – кососимметрическая матрица угловых скоростей, которая имеет следующий вид

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z^{оск} & -\omega_y^{оск} & \omega_z^{оск} \\ -\omega_z^{оск} & 0 & \omega_x^{оск} & \omega_y^{оск} \\ \omega_y^{оск} & -\omega_x^{оск} & 0 & \omega_z^{оск} \\ -\omega_x^{оск} & -\omega_y^{оск} & -\omega_z^{оск} & 0 \end{pmatrix};$$

$\bar{q} = \begin{pmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \end{pmatrix}^T$ – кватернион перехода из ОСК в ССК;

q_0 – скалярная часть кватерниона;

$\begin{pmatrix} q_1 & q_2 & q_3 \end{pmatrix}$ – векторная часть кватерниона.

Зная кватернион поворота, можно найти матрицу перехода от ОСК к ССК:

$$A=\begin{pmatrix} q_1^2-q_2^2-q_3^2+q_0^2 & 2\left(q_1q_2+q_3q_0\right) & 2\left(q_1q_3-q_2q_0\right) \\ 2\left(q_1q_2-q_3q_0\right) & -q_1^2+q_2^2-q_3^2+q_0^2 & 2\left(q_2q_3+q_1q_0\right) \\ 2\left(q_1q_3+q_2q_0\right) & 2\left(q_2q_3-q_1q_0\right) & -q_1^2-q_2^2+q_3^2+q_0^2 \end{pmatrix}.$$

Через эту матрицу легко находятся угловые скорости КА в ОСК:

$$\begin{pmatrix} \omega_x^{оск} \\ \omega_y^{оск} \\ \omega_z^{оск} \end{pmatrix}=\begin{pmatrix} \omega_x^{иск} \\ \omega_y^{иск} \\ \omega_z^{иск} \end{pmatrix}-A\cdot\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -\Omega_{орб} \end{pmatrix},$$

где $\Omega_{орб}$ – орбитальная угловая скорость КА.

3. Фильтр Калмана

В качестве оцениваемого вектора состояния будет использоваться угловая скорость КА относительно ИСК и векторная часть кватерниона:

$$x(t)=\left[q^{оск}(t) \quad \omega^{иск}(t)\right]_{1\times 6}^{T}.$$

Далее записывается краткий алгоритм работы фильтра Калмана (априори оценку будем обозначать с верхним индексом «-», а апостериори оценку с верхним индексом «+»).

Наша система описывается уравнением, общий вид которого выглядит следующим образом:

$$\dot{x}=f\left(x,\,t\right).$$

Для работы фильтра Калмана требуется линеаризованная модель. Поэтому сначала находится матрица частных производных по формуле (2) и далее уже определяется переходная матрица состояния по формуле (3).

$$F_{ij}=\left.\frac{\partial f_i}{\partial x_j}\right|_{i,\ j=1\div 6}; \tag{2}$$

$$\Phi_k\approx I+F\left(x_k^+,\,t_k\right)\cdot\Delta T, \tag{3}$$

где I – единичная матрица размерности 6×6;
ΔT – шаг интегрирования.

На следующем шаге определяются априори оценки вектора состояния и ковариационной матрицы ошибки вектора состояния (матрица P) по формулам (4) и (5) соответственно.

$$\hat{x}_k^-=\Phi_{k-1}\cdot\hat{x}_{k-1}^+; \tag{4}$$

$$P_k^-=\Phi_{k-1}\cdot P_{k-1}^+\cdot\Phi_{k-1}^T+Q_{k-1}, \tag{5}$$

где Q_{k-1} – ковариационная матрица модели движения на предыдущем шаге.

Следующим шагом после нахождения априори значений данных величин является нахождение их апостериори оценок. Эта оценка находится по следующим выражениям:

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + \bar{K}_k \cdot \left[z_k - H \cdot \hat{x}_k^- \right];$$

$$P_k^+ = \left(I - \bar{K}_k \cdot H_k \right) \cdot P_k^-,$$

где $\bar{K}_k$ – матрица коэффициентов обратной связи на шаге k, определяемая по формуле

$$\bar{K}_k = P_k^- \cdot H_k^T \cdot \left[H_k \cdot P_k^- \cdot H_k^T + R_k \right]^{-1};$$

z_k – вектор измерений на k-ом шаге;

H_k – матрица чувствительности;

I – единичная матрица размерности 6×6;

R_k – ковариационная матрица шумов измерений на k-ом шаге.

Модель измерений представляет собой векторную часть кватерниона, которая находится как сумма истинного значения векторной части кватерниона и белого шума определенной амплитуды:

$$z_k = q_k + \nu_k .$$

Матрица чувствительности при этом имеет следующий вид:

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

4. Результаты моделирования

Результаты моделирования представлены на рис. 3 и 4. При этом матрица R принималась как постоянная величина, а матрица Q пересчитывалась во время моделирования для более гибкого учета неточности задания математической модели [1]. Параметры моделирования представлены ниже:

- Тензор инерции: $J = diag(50,\ 70,\ 80)$.
- Высота орбиты: $H = 500\ км$.
- Параметры закона управления: $\alpha = 0{,}005^\circ$, $\beta = 0{,}8^\circ$.
- Параметры для линейного управляющего момента маховиков: $k^1 = 1$; $k^2 = 2\ c$.
- Начальные условия для движения МКА:
  $\omega^{оск} = \begin{pmatrix} 0{,}02 & 0{,}05 & -0{,}04 \end{pmatrix}^T$, $град/c$;
  $\begin{pmatrix} \gamma & \psi & \vartheta \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} 0{,}2 & -0{,}4 & 0{,}6 \end{pmatrix}^T$, *град.*
- Параметры шума звездного датчика (максимальная амплитуда белого шума):
  $\sigma_q = 30''$.

- Ошибки в задании начального вектора состояния для фильтра Калмана:

  $\Delta\alpha = 0{,}15^{\circ}$ – по определению ориентации, $\Delta\omega = 0{,}1\,{}^{\circ}/_{c}$ – по определению угловой скорости.
- Частота опроса датчиков (шаг моделирования):

  $f = 10\ Гц$.

По результатам моделирования можно сделать вывод, что точности стабилизации угловых скоростей и углов равны соответственно $10^{-3}\ {}^{\circ}/_{c}$ и $20''$. При этом точность оценки параметров ориентации фильтром Калмана составляет порядка $10^{-4}\ {}^{\circ}/_{c}$ по угловым скоростям и порядка $7''$ по углам.

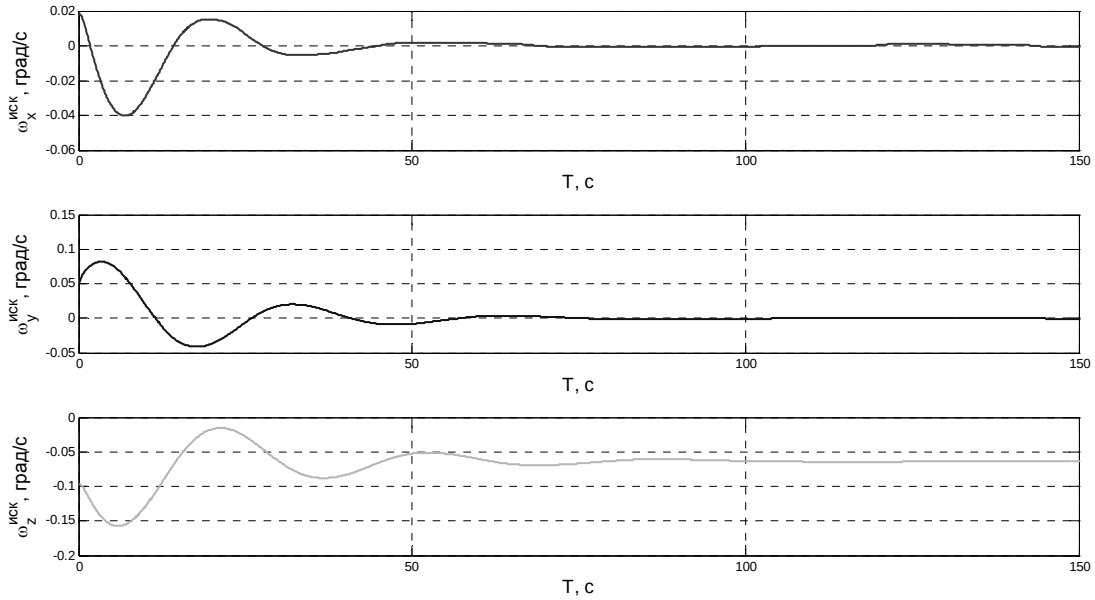


Рис. 3. Ошибки оценки фильтром Калмана угловых скоростей

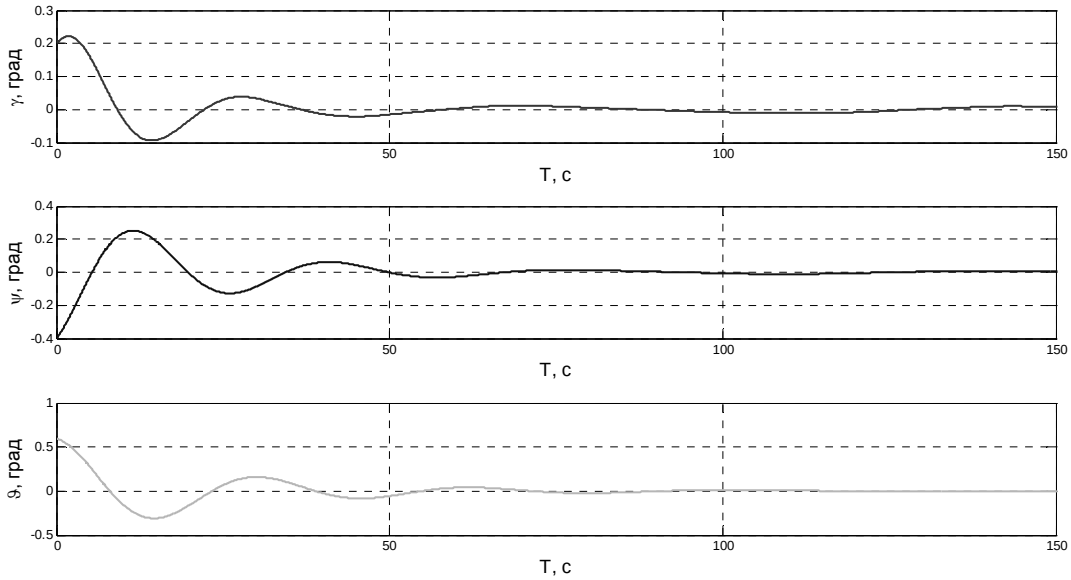


Рис. 4. Ошибки оценки фильтром Калмана углов

Литература

1. Дегтярев А.А., Тайль Ш. Элементы теории адаптивного фильтра Калмана. – М., 2003. – 35 с. (Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН).
2. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана. – М., 2009. – 32 с. (Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН).
3. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
4. Консультационный центр MatLab компании Softline. – URL: http://matlab.exponenta.ru (дата обращения: 07.11.2011).
5. Амелькин Н.И. Динамика твердого тела. – М.: МФТИ, 2000. – 80 с.
6. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1975. – 248 с.

ПРОГРАММА ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ РАСЧЕТА ОШИБОК ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ЗАМКНУТОГО ТИПА

А.А. Дзуев
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Информатика и системы управления»
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Исследование основных погрешностей инерциальных навигационных систем (ИНС) и построение математических моделей ошибок относится к разряду фундаментальных задач, имеющих большую практическую значимость.

Погрешности выходных параметров ИНС зависят от точности чувствительных элементов системы (эквивалентных дрейфов гироскопов и эквивалентных смещений нулей акселерометров). Эквивалентные погрешности измерительной информации представляют собой сумму погрешностей чувствительных элементов (акселерометров и гироскопов) и приведенных алгоритмических погрешностей [1].

Интерфейс

В главном окне программы, пользователю предлагается ввести 12 основных параметров модели (рис.1).

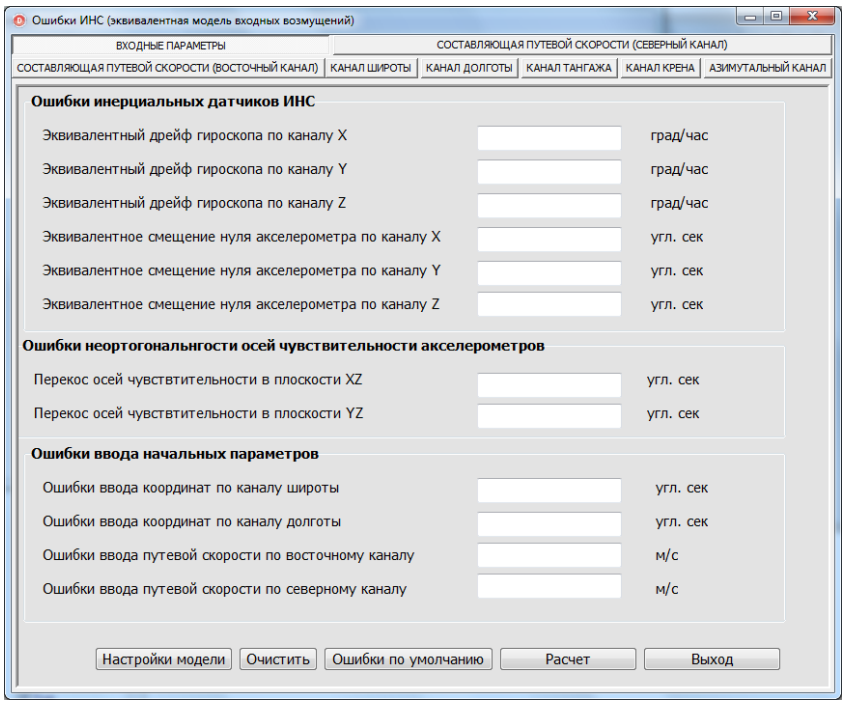


Рис. 1. Главное окно программы

После ввода информации в блоки I,II,III главного окна программы, нажатием кнопки «Настройки модели», пользователь может задать необходимые параметры модели (рис. 2).

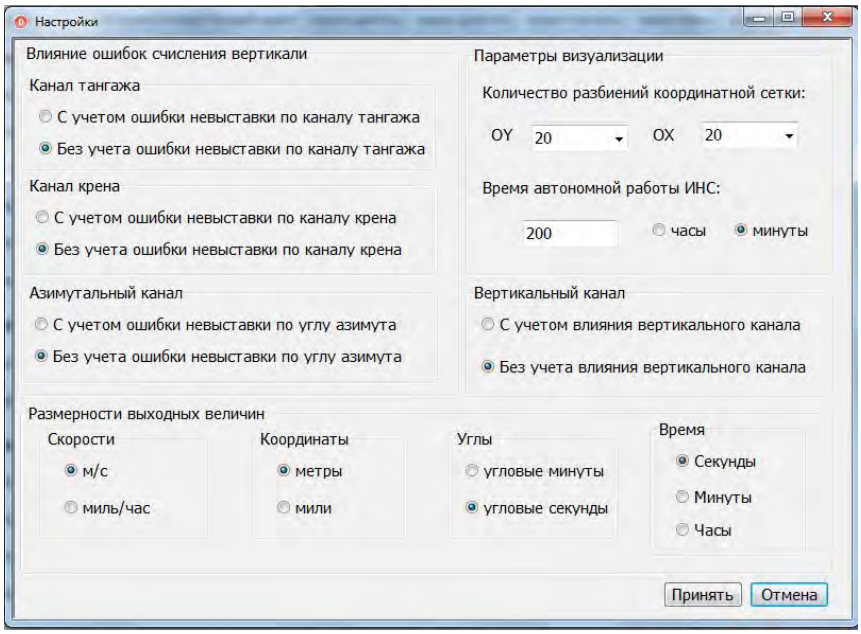


Рис. 2. Окно настройки

В окне настройки имеется четыре основных блока настройки программы:

- влияние ошибок счисления вертикали (по каналам тангажа, крена и курса);

- учет влияния вертикального канала;
- параметры визуализации;
- размерности выходных величин.

Переставляя флажок в блоке «Влияние ошибок счисления вертикали» пользователь может рассматривать идеализированную модель (когда навигационная система координат совмещена с приборным трехгранником) или модель с наличием углов невыставок по каналам тангажа, крена и азимута.

Блок «Вертикальный канал» позволяет учитывать влияние азимутального канала или рассматривать упрощенную модель ошибок.

В блоке «Размерности выходных величин», пользователь имеет возможность настроить размерности выходных величин (по скорости, углам, координатам и времени).

Блок настройки параметров визуализации дает возможность изменять количество разбиений координатной сетки и время автономной работы ИНС. Время автономной работы ИНС можно вводить как в часах, так и в минутах. Такой подход обеспечивает удобство анализа ошибок ИНС средней и низкой точности (т.е. анализ ошибок навигационной системы на малых временных интервалах, не превышающих период Шулера).

После утверждения пользователем параметров настройки и нажатия кнопки «Расчет» на главном окне, программа выдает 7 основных параметров:

- ошибки счисления путевой скорости (северная и восточная составляющие);
- ошибки счисления координат (по широте и долготе);
- ошибки ориентации (по каналам тангажа, крена и курса).

Для удобства пользования предусмотрена система вкладок. В каждой вкладке содержатся окна визуализации, в которых выводится графическая информация. Графики ошибок разделены на две составляющие: ошибки, вносимые эквивалентными дрейфами гироскопов и ошибки, вносимые эквивалентными смещениями нулей акселерометров.

В обратной задаче (оценка точности инерциальных датчиков по погрешностям выходных параметров ИНС) пользователю предлагается ввести в программу 12 параметров модели (рис. 3, 4). Точность инерциальных датчиков оценивается двумя методами:

1. Расчет по ошибкам счисления координат (традиционный метод):
    - по каналу широты;
    - по каналу долготы.
2. Расчет по ошибкам счисления путевой скорости:
    - по северному каналу.

Точность гироскопа по восточному каналу оценивается так же по ошибкам невыставки в азимуте (на заданной широте).

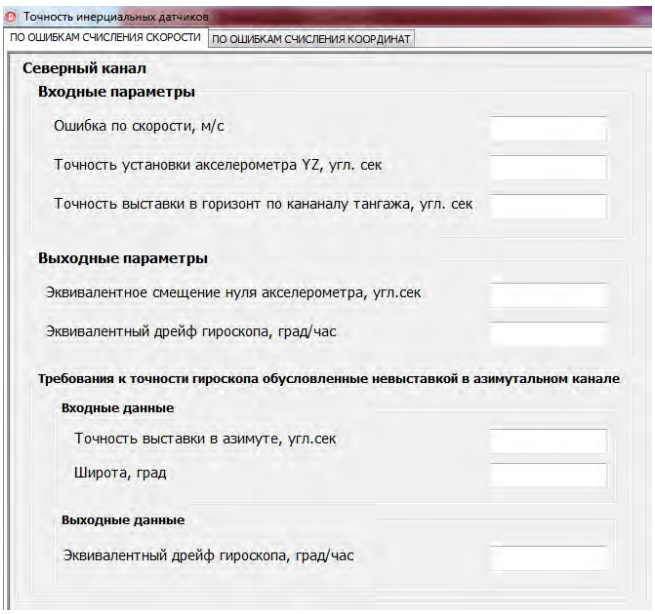


Рис 3. Окно ввода данных для определения точности инерциальных датчиков по ошибкам счисления

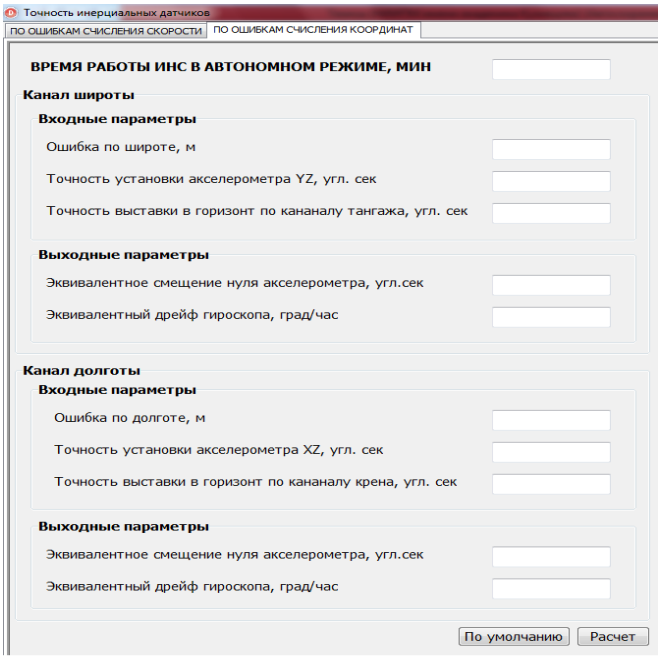


Рис 4. Окно ввода данных для определения точности инерциальных датчиков по ошибкам счисления координат

Алгоритм

Алгоритм рассматриваемой программы реализован для ИНС, опорным трехгранником которой является географическая система координат OXYZ.

Расчет основных погрешностей ИНС осуществляется на основе уравнений ошибок инерциальной системы с географическими опорным и навигационным трехгранниками [2]:

- Ошибки счисления путевой скорости (по восточному и северному каналам):

$$\Delta V_X = \frac{\delta a_X}{\omega} Sin(\omega t) - R\,\delta\omega_Y (1 - Cos(\omega t)) - \Lambda_Y(0) R\omega\, Sin(\omega t) + \Delta V_X(0) Cos(\omega t);$$

$$\Delta V_Y = \frac{\delta a_Y}{\omega} Sin(\omega t) + R\,\delta\omega_X (1 - Cos(\omega t)) + \Lambda_X(0) R\omega\, Sin(\omega t) + \Delta V_Y(0) Cos(\omega t) -$$

$$- RU\,\delta\omega_Z \left(t - \frac{Sin(\omega t)}{\omega} \right) - R\omega \Lambda_Z(0)(1 - Cos(\omega t));$$

(1)

- Ошибки счисления координат (по каналу широты и долготы):

$$\Delta\varphi = \Delta\varphi(0) + \Lambda_X(0)(1 - Cos(\omega t)) + \frac{\delta a_Y}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t)) - \delta\omega_X \left(t - \frac{Sin(\omega t)}{\omega} \right) -$$

$$- \Lambda_Z(0) U \left(t - \frac{Sin(\omega t)}{\omega} \right) - \delta\omega_Z U \left(\frac{t^2}{2} - \frac{1 - Cos(\omega t)}{\omega^2} \right) + \frac{\Delta V_Y(0)}{R\omega} Sin(\omega t);$$

(2)

$$\Delta\lambda = \Delta\lambda(0) - \Lambda_Y(0)(1 - Cos(\omega t)) - \delta\omega_Y \left(t - \frac{Sin(\omega t)}{\omega} \right) + \frac{\delta a_X}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t)) +$$

$$+ \frac{\Delta V_X(0)}{R\omega} Sin(\omega t);$$

- Ошибки счисления вертикали (по каналу тангажа, крена и азимута):

$$\Delta\Lambda_X = \frac{\delta a_Y}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t)) + \frac{\delta\omega_X}{\omega} Sin(\omega t) - \frac{\delta\omega_Z U}{\omega^2}(1 - Cos(\omega t)) + \Lambda_X(0) Cos(\omega t) -$$

$$- \frac{\Lambda_Z(0) U}{\omega} Sin(\omega t) + \frac{\Delta V_Y(0)}{R\omega} Sin(\omega t); \qquad (3)$$

$$\Delta\Lambda_Y = \frac{\delta a_X}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t)) + \frac{\delta\omega_Y}{\omega} Sin(\omega t) - \Lambda_Y(0) Cos(\omega t) + \frac{\Delta V_X(0)}{R\omega} Sin(\omega t);$$

$$\Delta\Lambda_Z = \delta\omega_X \frac{Ut^2}{2} + \delta\omega_Z t + \Lambda_X(0) Ut + \Lambda_Z(0) + \Delta\varphi(0) Ut,$$

где

$\Lambda(0)_{X,Y,Z}$ – ошибки невыставки ИНС по восточному, северному и азимутальному каналам;

$\delta a_{X,Y,Z}$ – проекции эквивалентных смещений нулей акселерометров на оси навигационной системы координат;

$\delta\omega_{X,Y,Z}$ – проекции эквивалентных дрейфов гироскопов на оси навигационной системы координат.

В качестве входных данных приняты 12 параметров. Все параметры разделены на 3 блока ввода данных:

I. Блок ввода ошибок инерциальных датчиков:

- Эквивалентные дрейфы гироскопов и эквивалентные смещения нулей акселерометров по северному, восточному и азимутальному каналам.

II. Блок ввода ошибок неортогональности установки акселерометров:

- Перекос осей чувствительности в плоскости XZ;
- Перекос осей чувствительности в плоскости YZ.

III. Блок ввода ошибок начальных параметров:

- Ошибки ввода координат (широты и долготы);
- Ошибки ввода составляющих путевой скорости (восточная и северная составляющие).

Ввод ошибок невыставки ИНС в автономном режиме не предусмотрен, так как они определяются расчетным путем в алгоритме программы. В качестве входных данных при расчете ошибок невыставки используются параметры, вводимые в блоках I и II.

В соответствии с выражениями, приведенными в [3] ошибки невыставки в плоскости местного горизонта и в азимуте определяются как:

$$\begin{aligned} \Lambda_X &= -\frac{1}{g}(\delta a_Y + \delta a_{YZ} \cdot g); \\ \Lambda_Y &= \frac{1}{g}(\delta a_X + \delta a_{XZ} \cdot g); \\ \Lambda_Z &= \frac{\delta \omega_X}{U \cdot Cos\varphi}, \end{aligned} \tag{4}$$

где $\delta a_{XZ,YZ}$ – перекос осей чувствительности акселерометров в плоскости XZ, YZ.

В алгоритм программы не включены ошибки счисления вертикальной скорости и высоты. Рассмотрение вертикального канала не представляет интереса, так как известно, что вертикальный канал ИНС без интегрирования с источником внешней информации является потенциально неустойчивым.

При расчете точности инерциальных датчиков по ошибкам счисления координат, в качестве входных данных приняты следующие параметры:

- время автономной работы ИНС;
- ошибки невыставки (по каналу тангажа);
- ошибки невыставки (по каналу крена);
- точность базирования акселерометров в плоскостях XZ, YZ.

Оценка точности инерциальных датчиков по ошибкам счисления координат осуществляется по упрощенным уравнениям (2), не учитывающим влияние азимутального канала и уравнениям (4):

$$\begin{cases} \Delta\varphi = \Delta\varphi(0) + \Lambda_X(0)(1 - Cos(\omega t)) + \dfrac{\delta a_Y}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t)) - \delta\omega_X\left(t - \dfrac{Sin(\omega t)}{\omega}\right) - \\ \qquad - \Lambda_Z(0)U\left(t - \dfrac{Sin(\omega t)}{\omega}\right), \\ \Lambda_X = -\dfrac{1}{g}(\delta a_Y + \delta a_{YZ} \cdot g). \end{cases}$$

$$\begin{cases} \Delta\lambda = \Delta\lambda(0) - \Lambda_Y(0)(1 - Cos(\omega t)) - \delta\omega_Y\left(t - \dfrac{Sin(\omega t)}{\omega}\right) + \dfrac{\delta a_X}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t)) + \\ \qquad + \dfrac{\Delta V_X(0)}{R\omega} Sin(\omega t); \\ \Lambda_Y = \dfrac{1}{g}(\delta a_X + \delta a_{XZ} \cdot g). \end{cases}$$

Таким образом, эквивалентные смещения нулей акселерометров и эквивалентные дрейфы гироскопов будут рассчитываться как:

$$\delta a_X = \Lambda_Y(0)g - \delta a_{XZ} \cdot g,$$

$$\delta\omega_Y = \frac{-\Lambda_Y(0)(1 - Cos(\omega t)) - \Delta\lambda + \dfrac{\delta a_X}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t))}{\left(t - \dfrac{Sin(\omega t)}{\omega}\right)}.$$

$$\delta a_Y = -\Lambda_X(0)g - \delta a_{YZ} \cdot g,$$

$$\delta\omega_X = \frac{\Lambda_X(0)(1 - Cos(\omega t)) - \Delta\varphi + \dfrac{\delta a_Y}{R\omega^2}(1 - Cos(\omega t))}{2\left(t - \dfrac{Sin(\omega t)}{\omega}\right)}.$$

Требования к точности гироскопа (по восточному каналу) обусловленные невыставкой в азимуте:

$$\delta\omega_X = \Lambda_Z U \cdot Cos\varphi.$$

При расчете точности инерциальных датчиков по ошибкам счисления путевой скорости в качестве входных данных приняты следующие параметры:

- ошибка счисления путевой скорости (по северному каналу);
- ошибки невыставки (по каналу тангажа);
- точность базирования акселерометра в плоскости YZ.

Расчет производится итерационным методом из упрощенных уравнений (1), не учитывающих влияние азимутального канала:

$$\Delta V_Y = \frac{\delta a_Y}{\omega} Sin(\omega t) + R\,\delta\omega_X(1 - Cos(\omega t)) + \Lambda_X(0)R\omega\, Sin(\omega t) + \Delta V_Y(0)Cos(\omega t). \quad (5)$$

Из (5) определяется точка экстремума и значение функции в точке экстремума:

$$t_{\min} = \frac{\arccos\left(\dfrac{-R\omega\delta\omega_X}{\sqrt{\delta a_Y{}^2 + R^2\delta\omega_X{}^2\omega^2 + 2R\delta a_Y\omega^2\Lambda_X(0) + R^2\omega^4\Lambda_X(0)^4}}\right)}{\omega}; \qquad (6)$$

$$\Delta V_{расч} = \Delta V_Y(t_{\min}).$$

Эквивалентное смещение нуля акселерометра рассчитывается из ошибок невыставки (4) как:

$$\delta a_Y = -\Lambda_X(0)g - \delta a_{YZ} \cdot g.$$

Стоит отметить, что при $\delta a_{YZ} = 0$ выражение (6) принимает более простой вид, так как, смещение нуля акселерометра входит в уравнение (4) с отрицательным знаком, а в уравнение (5) – с положительным:

$$t_{\min} = \frac{\arccos\left(\dfrac{-R\omega\delta\omega_X}{\sqrt{R^2\delta\omega_X{}^2\omega^2}}\right)}{\omega}. \qquad (7)$$

Таким образом, в алгоритме программы, на первом этапе обнуляется значение эквивалентного дрейфа гироскопа и определяется расчетное значение скорости (рис. 5).Полученное значение $\Delta V_{РАСЧ}$ сравнивается со значением скорости ΔV_Y, которое вводится пользователем. Если вычисленное значение скорости меньше введенного, то расчет ведется по уравнению (6). В случае, когда $\Delta V_{РАСЧ}$ превышает ΔV_Y, расчет ведется по упрощенному выражению (7). Такой подход обусловлен тем, что при вводе в алгоритм сравнительно больших значений для $\Lambda_X(0)$ и сравнительно малых значений для ΔV_Y, программа будет работать некорректно.

На следующем этапе, идет сравнение $\Delta V_{РАСЧ}$ и ΔV_Y. Если $\Delta V_{РАСЧ}$ меньше ΔV_Y, то значение для эквивалентного дрейфа гироскопа накапливается с определенным шагом. Цикл повторяется пока не выполнится необходимое условие ($\Delta V_Y < \Delta V_{расч}$).

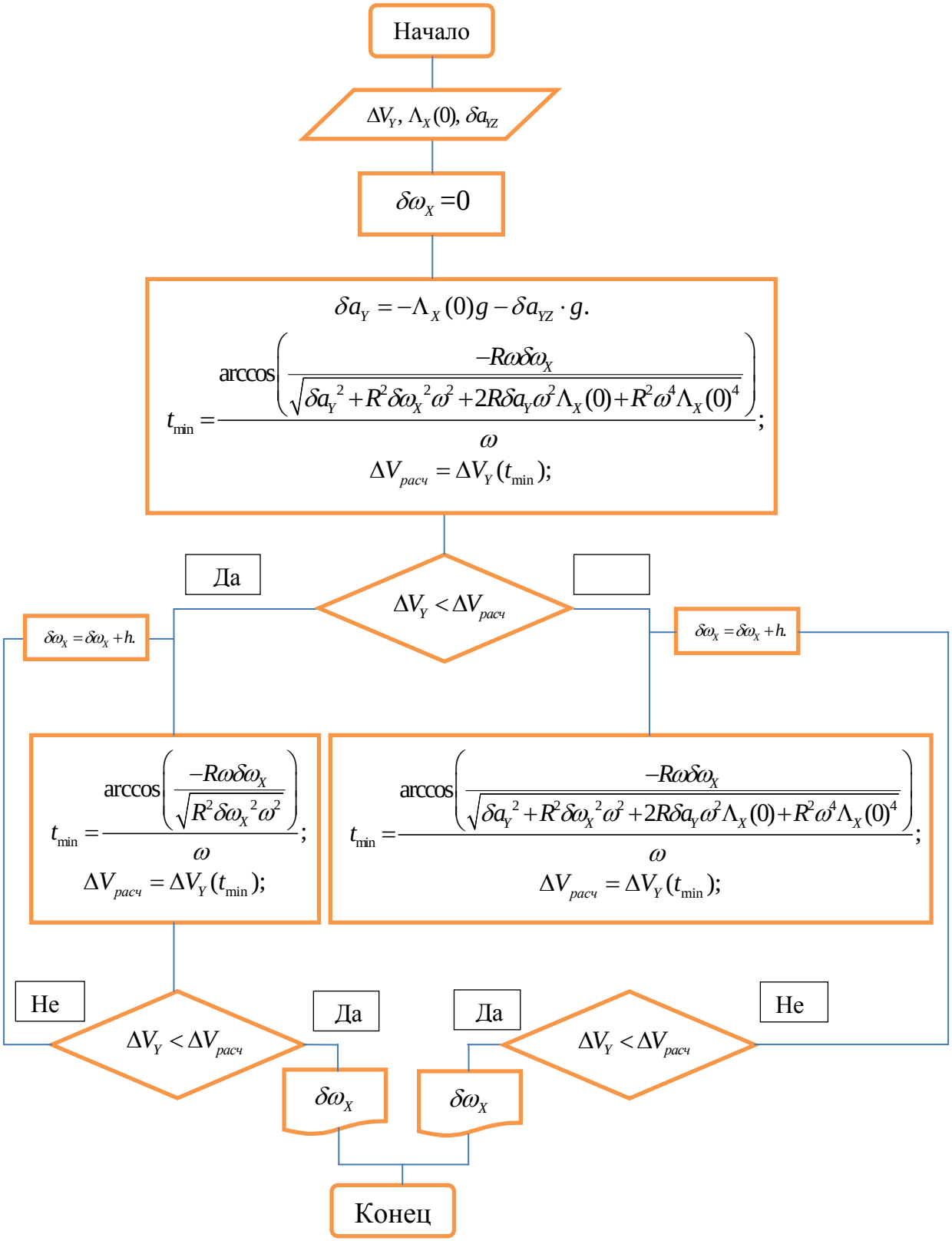


Рис 5. Алгоритм оценки точности инерциальных датчиков по ошибкам счисления скорости

Таким образом, представленная программа обеспечивает автоматизированный расчет основных погрешностей ИНС. Стоит отметить, что результат работы программы, дает лишь оценочные представления об ошиб-

ках ИНС. Для более точного анализа погрешностей ИНС, в дальнейшем планируется доработка алгоритма с учетом привязки модели ошибок ИНС к типовым траекториям полета летательного аппарата. Для определения статистических характеристик выходных ошибок ИНС входные ошибки будут учтены как случайные величины с известными числовыми характеристиками.

Литература

1. Бабиченко А.В., Шкред В.К. Основные погрешности инерциальных навигационных систем // Инженерная физика. 2011. № 11.
2. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. М.: Наука, 1979.
3. Salychev O.S. Inertial Systems in Navigation and Geophysics. M.: Bauman MSTU Press, 1998.

ОЦЕНКА УГРОЗ ОТ ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ АВИАЦИИ ПРОТИВНИКА В ПРОГРАММНО-АППАРАТНОМ КОМПЛЕКСЕ ПОДГОТОВКИ ПОЛЕТНЫХ ЗАДАНИЙ

И.А. Гнидин, А.А. Савин
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
ОАО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро»

Введение

Программно-аппаратный комплекс подготовки полетных заданий представляет собой систему планирования и подготовки полетных заданий и решения боевых и повседневных задач группами самолетов типа МиГ-29 с возможностью преобразования полученных планов действий в задания для бортового оборудования и экипажей, подготовки цифровых карт для бортовых индикаторов, создания и печати полетных документов.

Одной из задач, решаемых комплексом, является оценка угроз, создаваемых истребительной авиацией противника. На основании данных о планируемом маршруте полета, расположении тактических объектов (аэродромов и зон дежурства в воздухе), создающих угрозу, и тактико-технических характеристиках самолетов и авиационных средств поражения рассчитываются рубежи перехвата и траектории движения истребителей, а также дается вероятностная оценка возможных потерь.

Условия и допущения

При расчете рубежей перехвата и траекторий истребителей в комплексе подготовки полетных заданий методом наведения с непрерывным упреждением принимаются следующие условия и допущения:

- Известными являются координаты аэродромов и зон дежурства в воздухе противника; количество, тип тактико-технические характеристики (в том числе тактический радиус) и время готовности к взлету истребителей противника и их средств поражения; время принятия решения противником; координаты, направления и скорости движения целей в каждый момент времени, для которого проводится расчет; боевой порядок движения целей по траектории, точка обнаружения цели противником, определяемая по расположению радиолокационных объектов путем расчета зон обнаружения с учетом рельефа местности.
- Наведение истребителя на цель (начало перехвата) начинается, если цель обнаружена, вошла в зону досягаемости и на нее не выполняется наведение других истребителей.
- На каждом шаге обработки информации проводится расчет для скорости истребителя меньшей и большей скорости звука, полученные решения проверяются на выход точки перехвата за тактический радиус, после чего выбирается оптимальная скорость.
- Для истребителя не учитывается время набора высоты и разгона, так как рассматривается худший для цели вариант перехвата.
- Скорость запускаемой истребителем ракеты принимается бесконечно большой и не учитывается в расчете.
- Цель считается условно не сбиваемой, то есть максимальное количество перехватов не ограничено.

Под зоной досягаемости понимается зона, при нахождении цели в которой в процессе наведения истребитель не выйдет за свой тактический радиус в предположении, что цель будет выполнять полет с курсом на момент начала наведения.

Тактический радиус – величина, обусловленная запасом топлива истребителя. Нахождение в зоне своего тактического радиуса гарантирует истребителю возможность вернуться на аэродром.

Метод наведения с непрерывным упреждением

Расчет рубежей перехвата и траекторий движения истребителей делается в предположении осуществления перехвата по методу наведения с непрерывным упреждением, адаптированному к данной задаче. Метод наведения с непрерывным упреждением заключается в том, что вектор скорости истребителя постоянно направлен в упрежденную точку встречи, соответствующую данному моменту времени. При прямолинейном движе-

нии цели с постоянной скоростью этот метод обеспечивает наименьшее время перехвата.

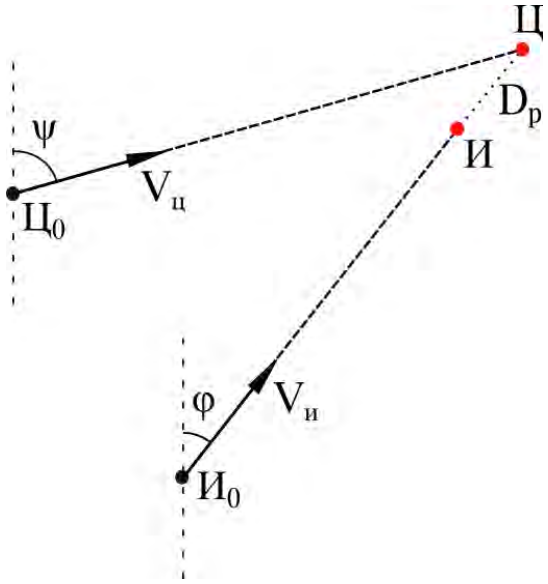


Рис. 1. Наведение истребителя на цель

Рассмотрим некоторый фиксированный момент времени, условно принятый за нуль (рис. 1).

Известны координаты истребителя и цели (точки $И_0$ и $Ц_0$ соответственно), их скорости ($V_и$ и $V_ц$ соответственно), направление движения цели (угол ψ) и дальность пуска ракет ($D_р$). Необходимо рассчитать направление движения истребителя (угол φ) на упрежденную точку встречи с учетом дальности пуска ракет в предположении прямолинейности траектории цели и постоянства ее скорости.

Решение данной задачи в аналитической форме с учетом сферической кривизны поверхности Земли весьма громоздко, поэтому в комплексе реализовано ее численное решение с достаточной для применения точностью. Используется библиотека, реализующая решение на сфере задач определения расстояния между двумя точками, направления от одной точки на другую, а также определения координат точки по заданному направлению и расстоянию от начальной. Для численного решения введем функцию $R(t)$ такую, что решение уравнения $R(t)=0$ относительно времени есть время от начала наведения до момента пуска ракет.

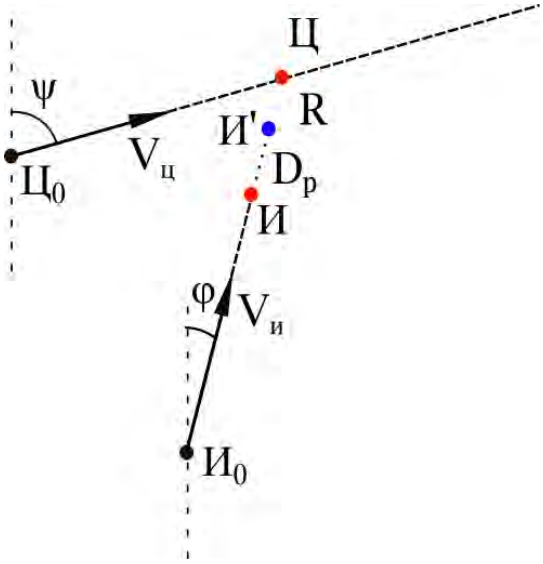
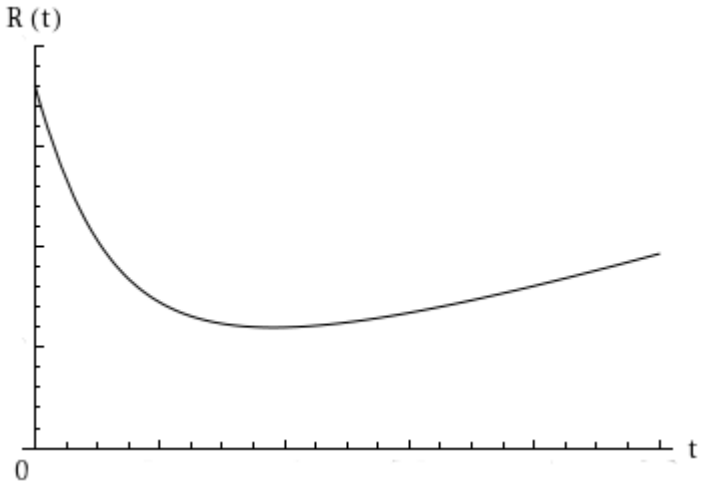


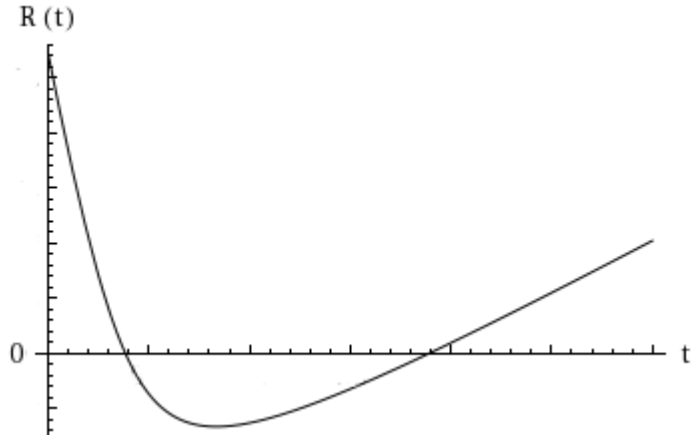
Рис. 2.

Определим функцию $R(t)$. По углу ψ и расстоянию Vц·*t* находятся координаты точки Ц, из которых, в свою очередь, определяется угол φ, так как координаты точки $И_0$ известны. Через угол φ и расстояние Vц·*t*+Dр рассчитывается положение точки И'. Через $R(t)$ обозначим разность расстояний между точками ($И_0$ и Ц) и ($И_0$ и И'), то есть расстояние минимального недолета при фиксированном времени. Угол φ, соответствующий такому *t**, что $R(t^*)=0$, есть искомый угол. Численное решение уравнения $R(t)=0$ не представляет сложности.

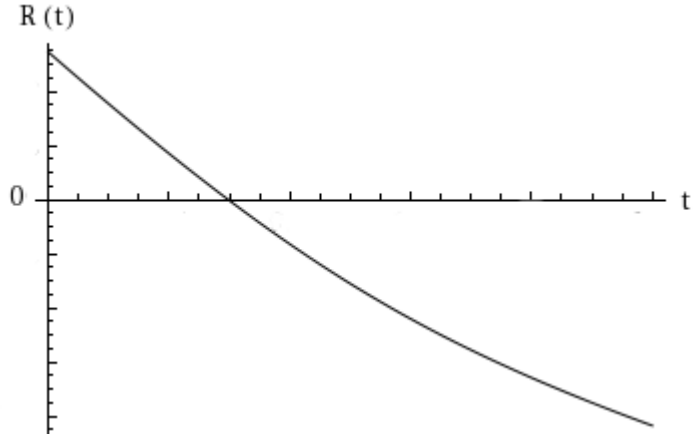
В зависимости от взаимного расположения цели и истребителя и их скоростей функция $R(t)$ может иметь различный характер, а уравнение $R(t)=0$, $t \geq 0$ – различное число корней.



а)



б)



в)

Рис. 3. Характерный вид функции $R(t)$ при различных параметрах

На рис. 3 представлены графики функции $R(t)$ при различных параметрах. В случае, когда скорость истребителя меньше скорости цели, функция $R(t)$ один из видов, изображенных на рис. 3 а) или б), то есть либо перехват невозможен, либо возможен в двух различных точках. В случае наличия у уравнения $R(t)=0$ двух корней наибольший практический интерес представляет первый корень, так как перехват должен осуществляться за наименьшее время. Если же скорость истребителя больше скорости цели, то $R(t)$ имеет вид, представленный на рис. 3 в), а уравнение $R(t)=0$ имеет ровно один корень. Необходимо отметить, что при указании количества корней подразумевается, что задача решается на относительно небольшом участке земной поверхности, то есть ни цель, ни истребитель не совершают полного числа оборотов вокруг Земли. Случай больших расстояний в данном решении не рассматривается, так как не представляет интереса с прикладной точки зрения.

Алгоритмическая реализация выполнения расчета перехвата по методу наведения с непрерывным упреждением заключается в проведении представленных выше расчетов на каждом шаге обработки информации.

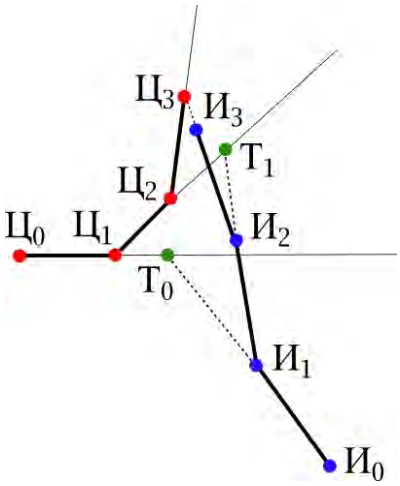


Рис. 4. Наведение с непрерывным упреждением

На рис. 4 проиллюстрирован адаптированный к задаче метод наведения с непрерывным упреждением. В момент времени $t = t_0$ цель находится в точке $Ц_0$, истребитель – в точке $И_0$. Расчетом установлено, что при сохранении целью курса и скорости возможен ее перехват в точке $Т_0$, по направлению к которой истребитель начинает движение. При $t = t_1$ цель находится в точке $Ц_1$ и меняет направление движения; истребитель имеет положение $И_1$. Аналогично предыдущему шагу рассчитывается точка $Т_1$; курс истребителя изменяется соответственно. При следующем изменении направления движения целью в момент $t = t_2$ истребитель меняет курс в последний раз и при $t = t_3$ осуществляет пуск ракет из точки $И_3$ с расстояния $D_р$ до цели, находящейся в точке $Ц_3$.

Распределение групп истребительной авиации

Так как в реальных условиях возможно возникновение ситуаций, при которых одна цель находится в зоне досягаемости нескольких групп истребителей или в зоне досягаемости одной группы находится несколько целей, в комплексе выполняется решение задачи распределения групп истребителей по целям. Задача распределения решается на каждом шаге обработки информации для свободных целей и групп истребителей. Цель считается свободной, если она обнаружена и на нее не выполняется наведение; группа истребителей считается свободной, если она не выполняет наведение на цель и имеет достаточный для выполнения перехвата остаток топлива.

При решении задачи распределения в фиксированный момент времени для каждой возможной связки «цель – группа истребителей» выполняются следующие расчеты в предположении неизменности курса цели:

- проверка возможности перехвата;

- расчёт времени наведения t_H;
- расчёт вероятности поражения каждой условно не сбиваемой цели в группе группой истребителей

$$W_n = 1 - \left(\left(1 - W_{n\,БД}\right)^{NpБД} \left(1 - W_{n\,СД}\right)^{NpСД} \left(1 - W_{n\,МД}\right)^{NpМД} \right)^{Nи/Nц},$$

где $W_{n\,БД}, W_{n\,СД}$, $W_{n\,МД}$ – вероятности поражения одной авиационной управляемой ракетой большой, средней и малой дальности соответственно;

$NpБД, NpБД, NpБД$ – количество ракет большой, средней и малой дальности соответственно;

$N_ц$ – количество целей в группе;

$N_и$ – количество истребителей, участвующих в перехвате (обычно $N_и = 2$);

- расчёт эффективности наведения $K_{эф} = \dfrac{W_n}{t_n}$
- определение суммарной накопленной вероятности поражения для каждой группы целей

$$W_{сум} = \begin{cases} 0, & N_{перехв} = 0 \\ 1 - \prod\limits_{i=1}^{N_{перехв}} (1 - W_{n\,i}), & N_{перехв} \geq 1 \end{cases}$$

где $N_{перехв}$ – количество ранее совершенных перехватов,

$W_{n\,i}$ – вероятность поражения в результате *i*-того перехвата;

- определение связок «цель – группа истребителей». Цели делятся на три группы по значению коэффициента $W_{сум}$: слабопораженные ($0 \leq W_{сум} < 0{,}333$), среднепораженные ($0{,}333 \leq W_{сум} < 0{,}666$) и сильнопораженные ($0{,}666 \leq W_{сум} < 1$). В первую очередь выполняется распределение групп истребителей для перехвата слабопораженных целей. Распределение выполняется таким образом, чтобы сумма $K_{эф}$ для всех образованных связок «цель – группа истребителей» была наибольшей. Цели и истребители, образовавшие связки, в дальнейшем не рассматриваются в задаче распределения до момента окончания наведения. Аналогично распределяются группы истребителей для перехвата средне- и сильнопораженных целей. Такой порядок распределения обеспечивает выравнивание суммарной накопленной вероятности поражения среди целей.

Заключение

Программно-аппаратный комплекс подготовки полетных заданий позволяет проводить оценку угроз от истребительной авиации противника, что имеет важное прикладное значение при планировании полета. Расчет и отображение рубежей перехвата дает возможность судить об областях, в которых наиболее вероятно возникновение воздушного боя, а оценки вероятности поражения создают представление о том, насколько целесообразно и безопасно совершать полет по заданной траектории. Необходимо заметить, что комплекс является наземным и служит только для подготовки полета, но не расчета траекторий и угроз в реальном времени. Получаемые и отображаемые данные носят исключительно информационный характер и не могут с большой точность предсказать реальное развитие ситуации боя и предпринимаемые противником действия, а также точно определить потери летательных аппаратов на маршруте ввиду того, что используются элементы теории вероятности и не всегда является возможным получить достоверные исходные данные. Точность расчета будет тем выше, чем большее количество целей и групп истребителей будет учитываться и чем более изученными являются тактические объекты противника. Тем не менее, общепризнанно, что проведение подобных расчетов и оценок является необходимым этапом подготовки полётных заданий.

Литература

1. Куркоткин В.И., Стерлигов В.Л. Самонаведение ракет. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1963 – 89 с.
2. Зарубин В.С., Крищенко А.П. Теория вероятностей. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004 – 456 с.
3. Жаренков Л.А. Межсамолетная навигация и наведение самолетов, Монино: ВВА,1987 – 200 с.
4. Кириллов В.И., Грошев В.Н. Теория боевой эффективности и исследование операций, Монино: ВВА,1969 – 276 с.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

О.С. Горшкова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Аннотация

В данной работе создается упрощенная математическая модель системы термостатирования гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) КИНДЗ4-060 на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). Для этого строится трехмерная модель одного измерительного канала прибора, с помощью которой исследуются динамические тепловые процессы в канале. На основе исследований определяется структура упрощенной тепловой модели канала, которая включается в математическую модель системы термостатирования прибора. Проводится оценка адекватности построенной модели.

Введение

Точность измерения угловой скорости с помощью ВОГ существенно зависит от скорости изменения температуры его корпуса. Требуемые параметры ГИВУС на базе ВОГ могут быть выполнены только при создании прецизионных тепловых режимов для них. Поэтому для приборов типа ГИВУС создание системы термостатирования (СТС) становится неизбежным. Более того, тепловая система прибора во многом определяет его конструкцию.

Для расчета параметров СТС необходима адекватная математическая модель с необходимой и достаточной степенью приближения, которую можно использовать на имеющемся оборудовании (ПК). Отсюда возникает задача моделирования тепловой системы прибора типа ГИВУС на этапе его проектирования.

Статические и динамические тепловые расчеты трехмерных моделей конструкций удобно проводить с помощью программы ANSYS, но для расчета СТС с обратными связями штатных опций не существует, и задача моделирования СТС в ANSYS может быть решена только с помощью специально для этого написанных макросов на языке параметрического программирования APDL. А это достаточно сложная и трудоемкая задача. Более того, для таких расчетов требуется мощная вычислительная машина с большими объемами памяти. Поэтому предлагается решать эту задачу пу-

тем адекватного упрощения и расчета доступными методами, а именно с помощью пакета Simulink (MATLAB).

Прибор КИНДЗ4 – 060 разработан ФГУП «ЦЭНКИ» (НИИ ПМ). Он является представителем семейства ГИВУС на базе ВОГ ПНСК40 – 036 изготовленного НПК “ОПТОЛИНК“. Прибор предназначен для выдачи проекций угловой скорости на измерительные оси прибора в систему ориентации космических аппаратов (КА). Прибор используется для ориентации КА на близких и геостационарных орбитах.

Требования к системе термостатирования

Условия функционирования прибора следующие:

- изменение температуры посадочного места прибора от – 10 до + 40ºС;
- тепловыделения элементов ВОГ не превышают 3,3 Вт.

Требования защиты ВОГ от механических воздействий и стабильности ориентации осей чувствительности накладывают дополнительные ограничения на конструкцию тепловой системы блока чувствительных элементов (БЧЭ) прибора:

- ВОГи должны быть установлены на общем основании, которое установлено в корпус прибора на специальных теплоизолирующих опорах;
- конструкция посадочных мест каждого ВОГ должна быть защищена от теплового влияния окружающих элементов прибора и внутренних источников тепла.

Исходя из требований к прибору, система термостатирования КИНДЗ4 – 060 должна обеспечивать:

- поддержание рабочей температуры ВОГ в пределах (40 ± 2)ºС;
- нестабильность температуры не более 0,25ºС;
- тепловыделения элементов ВОГ должны отводиться от корпуса ВОГ.

Отсюда следует, что при температуре корпуса прибора в диапазоне (25..40) ºС требуется применение системы охлаждения, при температуре в диапазоне (-10..25) ºС – системы обогрева ВОГ.

Описание объекта моделирования

Схематичное изображение конструкции прибора КИНДЗ4–060 показано на рис.1.

Прибор ГИВУС состоит из четырех ВОГ, которые устанавливаются на основание, выполненное в виде тетраэдра из алюминиевого сплава, на теплоизолирующих опорах из титанового сплава. Опоры обеспечивают теплоизоляцию ВОГ как от основания БЧЭ, так и от элементов других измерительных каналов.

Для ослабления влияния внешних источников тепла на тепловой режим ВОГ основание БЧЭ с ВОГ закрыто теплоизолирующими кожухами

из пенопласта и изолировано от корпуса прибора специальными опорами БЧЭ и газовым зазором.

Тепло, выделяемое ВОГ каждого измерительного канала, отводится на тепловые модули (ТМ), установленные на корпус прибора с равномерным зазором 2 мм (вибрационный зазор) между тепловоспринимающей поверхностью ТМ и теплопередающей поверхностью ВОГ. Каждый ТМ выполнен на 18 термоэлементах ОТТ-31-2.5-41 (которые работают либо в режиме нагрева, либо в режиме охлаждения в зависимости от температуры ВОГ), соединенных последовательно. Таким образом, реализована система нагрев/охлаждение доступными методами в требуемых габаритах.

Тепло ВОГ, а также тепло, выделяемое в ТМ, направляется на корпус прибора и далее на установочную поверхность для прибора на изделии.

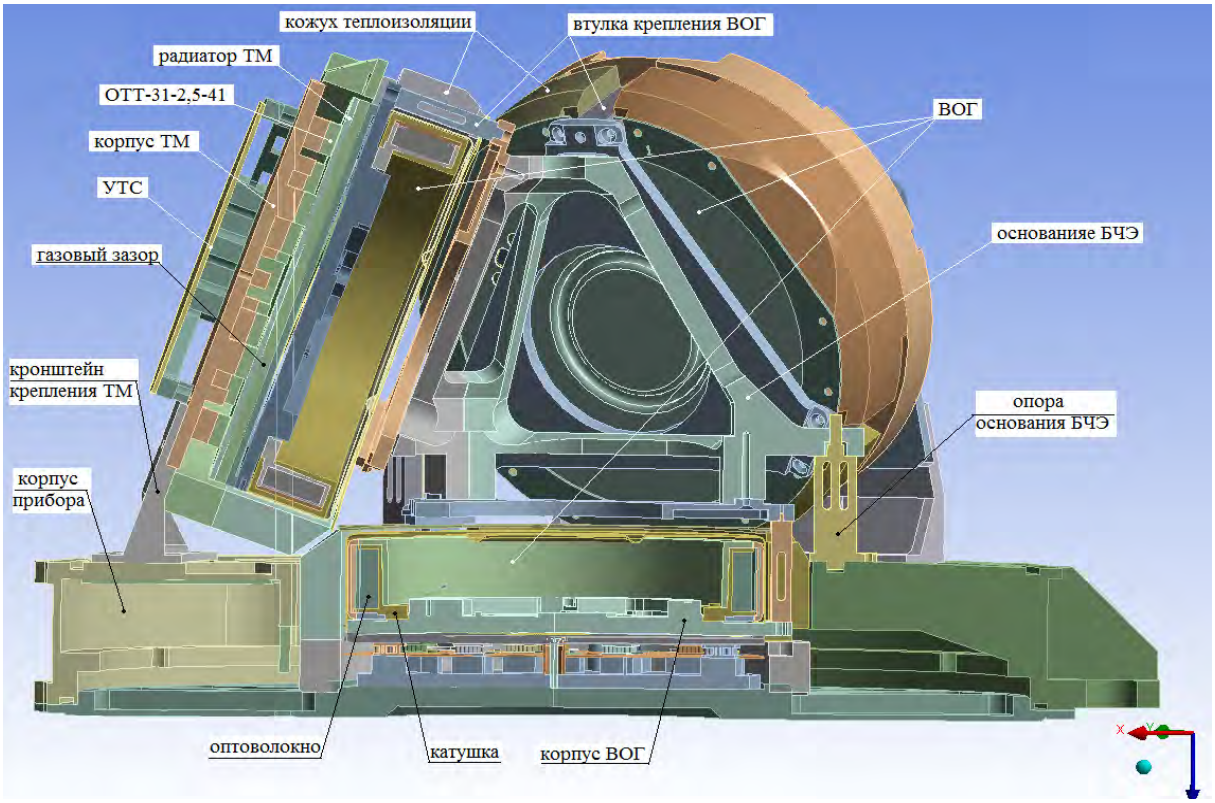


Рис. 1. Конструкция прибора КИНДЗ4 – 060
(разрез в плоскости XOY, колпак прибора не показан)

Создание тепловой модели измерительного канала

Расчет нестационарных тепловых режимов четырехканальной конструкции ГИВУС в программе ANSYS на имеющемся оборудовании (ПК) требует много времени. Из конструкции прибора было видно, что в данной тепловой системе измерительные каналы ГИВУС с гироскопами

ПНСК40–036 хорошо теплоизолированы от основания БЧЭ и между собой. Поэтому конструкция тепловой модели БЧЭ и все расчеты выполнялись для одного измерительного канала. Конструкция тепловой модели одного измерительного канала приведена на рис. 4. При этом были приняты следующие допущения:

- сняты все крепежные элементы и монтажные жгуты, клеевые соединения элементов заменены пайкой по плоскости контакты;
- теплообмен между элементами через газовую среду внутри гироблока, ТМ и между ними создавался специальными вкладышами, имитирующими газовую среду;
- характеристики материалов элементов прибора (коэффициент теплопроводности, удельная теплоемкость, плотность) задавались по справочным источникам и ТУ на применяемые материалы;
- тепловые характеристики элементов оптического волокна на катушке и заполнения намотки компаундом задавались на основе данных, предоставленных НПК “ОПТОЛИНК“, в виде эквивалентного материала для заполнения объема намотки волокна.

Для создания математической модели разобьем конструкцию одной измерительной оси на N элементов по функциональному признаку. Выделим два основных элемента: ВОГ и ТМ. При этом ВОГ связан с ТМ через газовый зазор 2 мм. Для определения математической тепловой модели ВОГ и ТМ исследуем с помощью программы ANSYS переходные процессы:

- для ВОГ – при подаче ступенчатого температурного воздействия на газовый зазор, примыкающий к крышке ВОГ (имитация разогрева ВОГ с помощью ТМ);
- для ТМ – при подаче ступенчатого воздействия в виде мощности, выделяющейся на поверхности ОТТ.

Из рис. 2 видно, что кривая переходного процесса в области ТД и посадочного места катушки ВОГ апроксимируется экспонентой с постоянной времени $T_{ВОГ}$ = 3000 с, а переходный процесс центральной части основания ВОГ, на которую приклеиваются НЭ, отстает с постоянной времени 17 с. Поэтому ВОГ можно представить в виде одного элемента, а НЭ – в виде апериодического звена с постоянной времени $T_{НЭ}$ = 17 с.

Из рис. 3 видно, что кривая переходного процесса в области ТД, установленного под радиатором ТМ, апроксимируется экспонентой с постоянной времени $T_р$ = 130 с.

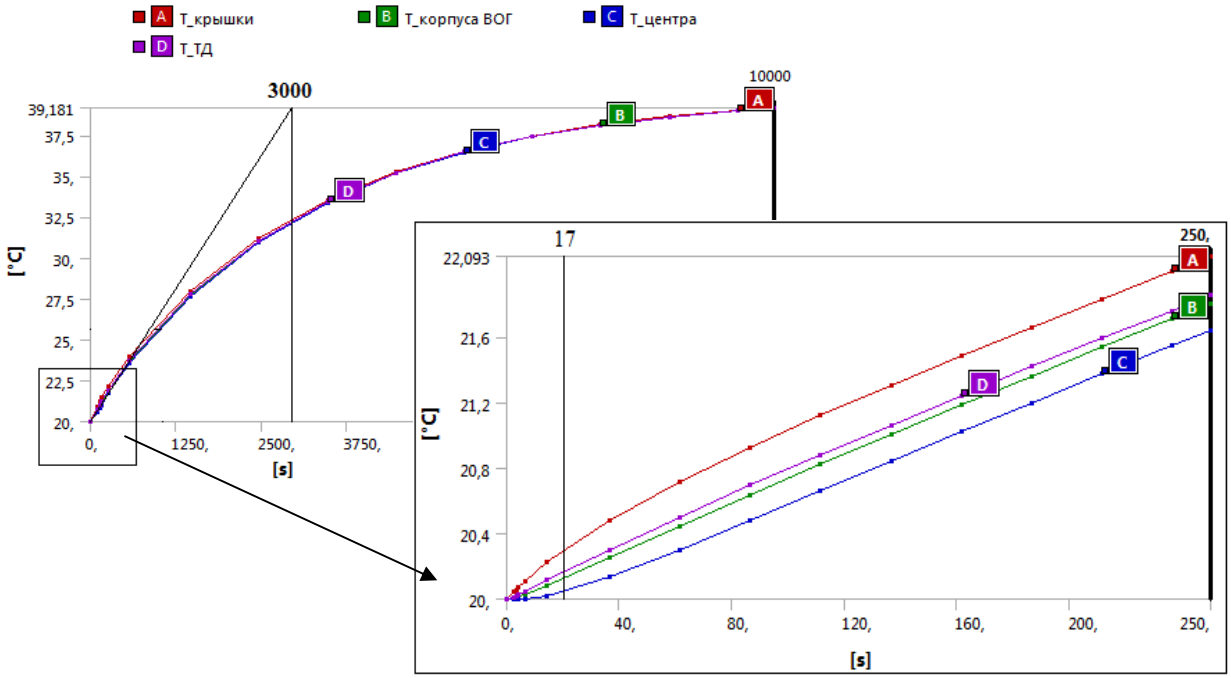


Рис.2. Переходной процесс при имитации разогрева ВОГ с помощью ТМ

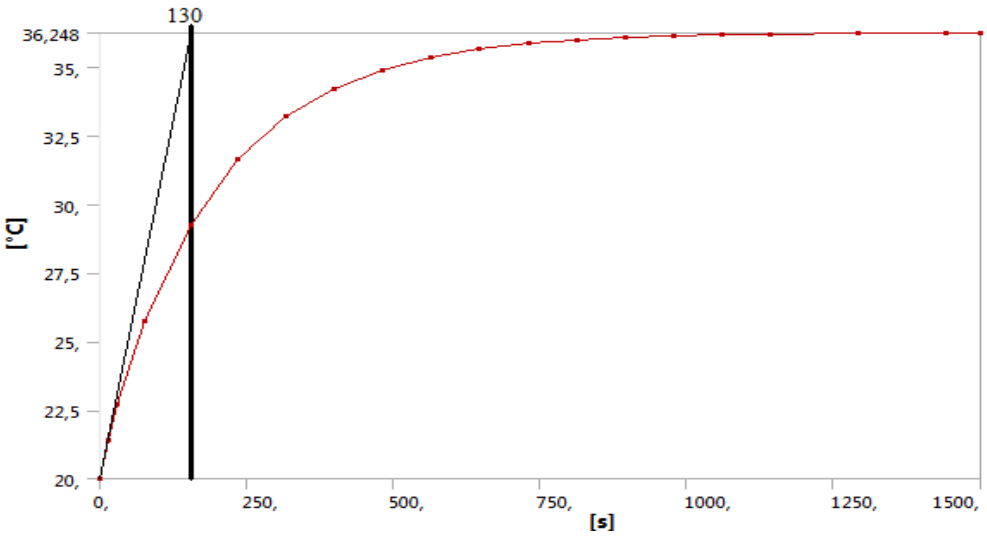


Рис.3. Определение $T_р$ по переходному процессу

Тогда конструкцию измерительной оси представим в виде двухмассовой конечно-элементной модели, схема которой изображена на рис. 5. Упрощенная тепловая модель соответствует конструкции, показанной на рис. 4. В схеме приняты следующие обозначения:

$C_{ВОГ}$ – теплоемкость ВОГ;

$C_Р$ – теплоемкость радиатора ТМ;

$\sigma_{газ.з.}$ – эквивалентная тепловая проводимость газового зазора между радиатором ТМ и ВОГ (кондукция и лучистый обмен);

σ – тепловая проводимость между радиатором ТМ и корпусом прибора;

$\sigma_{оп.\ осн.}$ – тепловая проводимость опор основания БЧЭ;
$R_{ТД}$ – сигнал с термодатчика на ВОГ;
P = 3,3 Вт – тепловыделения элементов ВОГ;
$P_{д.н.}$ – мощность, выделяемая дополнительным нагревателем;
$P_{ФР}$ – мощность, выделяемая НЭ форсированного разогрева;
$P_{ОТТ}$ – мощность, выделяемая термоэлементами в ТМ;
$t_{ВОГ}$ – температура корпуса ВОГ в зоне термодатчика;
$t_р$ – температура радиатора ТМ.

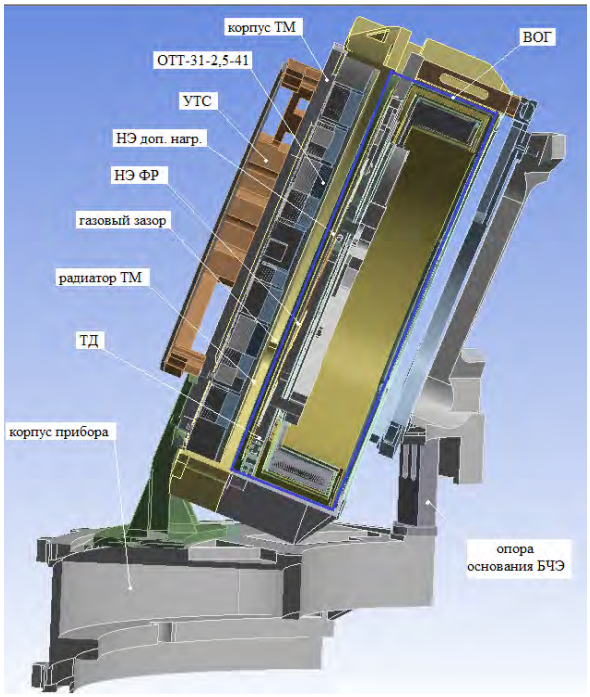


Рис. 4. Конструкция тепловой модели одного измерительного канала (разрез в плоскости XOY, колпак прибора не показан)

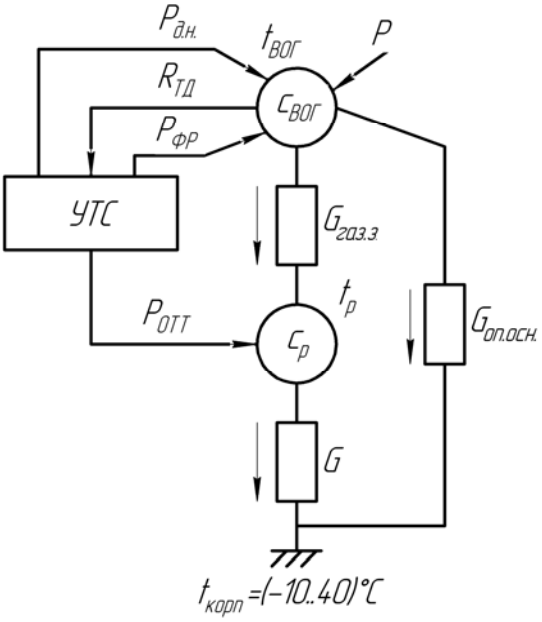


Рис. 5. Структурная схема упрощенной тепловой модели СТС одного измерительного канала

На основании схемы запишем уравнения теплового баланса:

- для ВОГ:

$$c_{ВОГ}\, p t_{ВОГ} = P + P_{д.н.} + P_{ФР} - \sigma_{газ.з.}\left(t_{ВОГ} - t_р\right) - \sigma_{оп.осн.}\left(t_{ВОГ} - t_{корп}\right)$$ где

$$t_{ВОГ} = \left(P + P_{д.н.} + P_{ФР} + \sigma_{газ.з.} t_р + \sigma_{вт} t_{корп}\right) \cdot \frac{\dfrac{1}{\sigma_{газ.з.} + \sigma_{оп.осн.}}}{\dfrac{c_{ВОГ}}{\sigma_{газ.з.} + \sigma_{оп.осн.}} p + 1} =$$

$$= \left(P + P_{д.н.} + P_{ФР} + \sigma_{газ.з.} t_р + \sigma_{оп.осн.} t_{корп}\right) \cdot \frac{K_{ВОГ}}{T_{ВОГ} p + 1}$$

$$\sigma_{газ.з.} = 0{,}335\ Вт/{}^0C$$

$$\sigma_{оп.осн.} = \frac{1}{40} = 0{,}025\ Вт/{}^0C$$

$$K_{ВОГ} = 2{,}7778\ {}^0C/Вт$$

$$T_{ВОГ} = 3000c$$

- для радиатора ТМ:

$$c_p p t_p = P_{OTT} + \sigma_{газ.з.}\left(t_{ВОГ} - t_p\right) - \sigma\left(t_p - t_{корп}\right)$$

где

$\sigma = 0,5\, Вт/{}^0C$

$K_p = 1,976\, {}^0C/Вт$

$T_p = 130c$

$$t_p = \left(P_{OTT} + \sigma_{газ.з.} t_{ВОГ} + \sigma t_{корп}\right) \frac{\dfrac{1}{\sigma_{газ.з.} + \sigma}}{\dfrac{c_p}{\sigma_{газ.з.} + \sigma} p + 1} =$$

$$= \left(P_{OTT} + \sigma_{газ.з.} t_{ВОГ} + \sigma t_{корп}\right) \frac{K_p}{T_p p + 1}$$

Моделирование СТС

Термостатирование конструкции каждого гироскопа ПНСК40-036 на рабочей температуре (40 ± 2) ºС производится с помощью отдельных регуляторов температуры с термодатчиками (ТД) и цифровыми усилителями термостатирования (УТС). ТД расположен на основании ВОГ. УТС управляют величиной и полярностью тока в термоэлементах (ОТТ) теплового модуля в зависимости от сигналов с ТД. Таким образом, обеспечивается охлаждение или нагрев экрана ТМ и, через газовый зазор, охлаждение или нагрев гироскопов при изменении температуры корпуса прибора. Структурная схема двухканального регулятора температуры для одного измерительного канала прибора приведена на рис. 6.

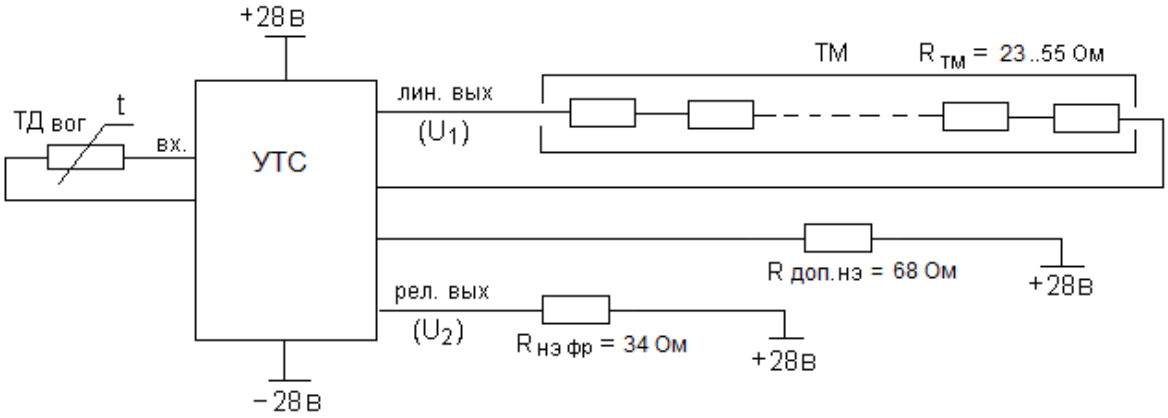


Рис. 6. Структурная схема регулятора температуры.

УТС предназначен для работы в двух режимах:

- в релейном режиме форсированного разогрева корпуса ВОГ непосредственно после включения прибора ГИВУС (режим ФР);
- в режиме термостатирования, где должен обеспечивать преобразование омического сопротивления термодатчика ВОГ в линейное управ-

ление полярностью напряжения, подаваемого на нагрузку (термоэлементы ОТТ-31-2.5-41), режимы «нагрев» и «охлаждение».

На корпусе ВОГ установлен также дополнительный нагревательный элемент для оптимальной работы СТС в режиме нагрева ($R_{доп.нэ}$).

Используя модель измерительного канала и модель регулятора температуры, в программе MATLAB была построена модель СТС, приведенная на рис. 7. В верхней части находится модель измерительного канала. В нижней части находится модель регулятора. Коэффициент усиления регулятора $К_{УСТ}$ выбран из условия, что линейная зона регулирования должна быть 0,3ºС.

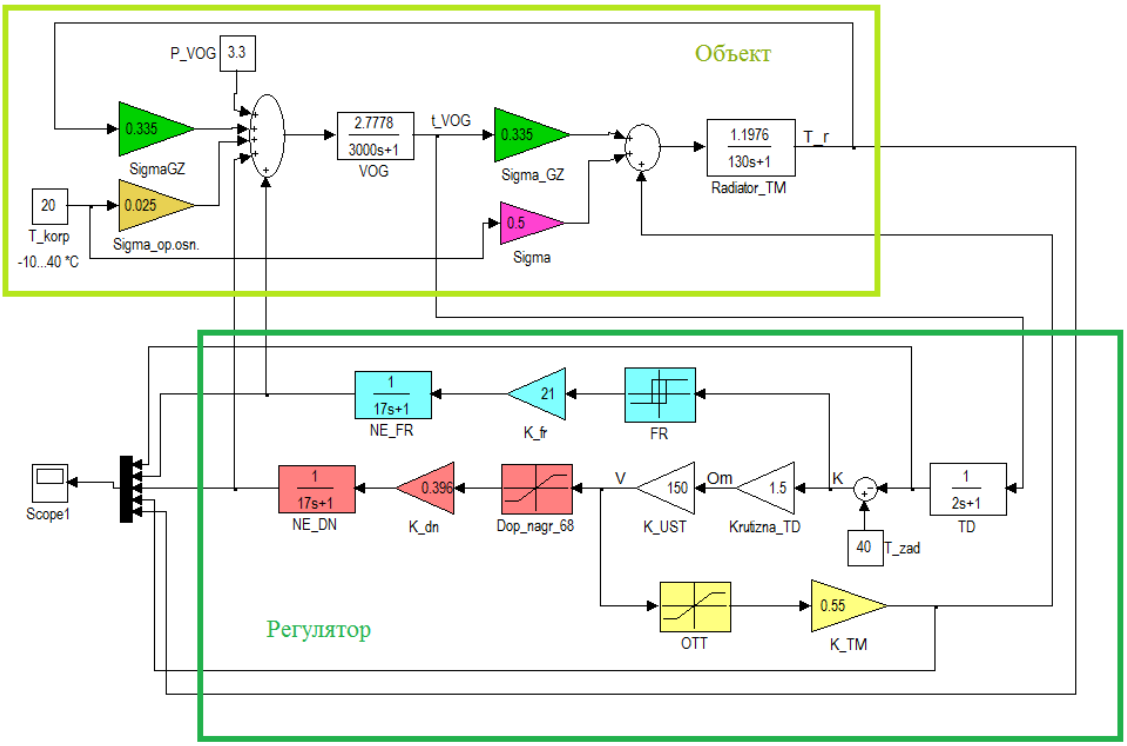


Рис. 7. Упрощенная математическая модель СТС

С использованием построенной модели было проведено моделирование СТС при различных температурах корпуса прибора. Результаты приведены на рис. 8 и 9.

На графиках наблюдаем при включении совместную работу ФР, доп. нагревателя и ТМ. При достижении температуры ВОГ (по ТД) значения 39,82ºС ФР разогрев отключается, а УСТ продолжает работать в линейном режиме, обеспечивая, таким образом, стабилизацию температуры на уровне (40±2 ºС. Если температура ВОГ становится больше 40ºС, то ТМ переходит в режим охлаждения.

Из графиков видно, что в установившемся режиме при температуре корпуса 20ºС ТМ работает в режиме нагрева, а при температуре 35ºС – в режиме охлаждения, что интуитивно понятно.

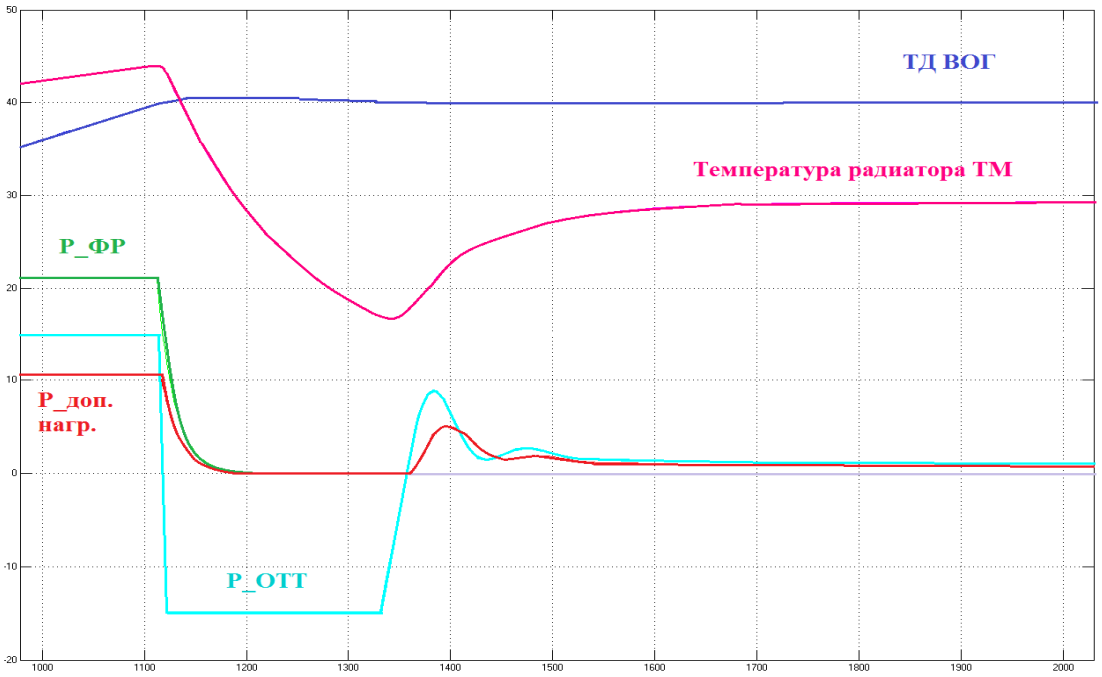


Рис. 8. Результаты моделирования СТС при температуре корпуса 20ºС (режим нагрева)

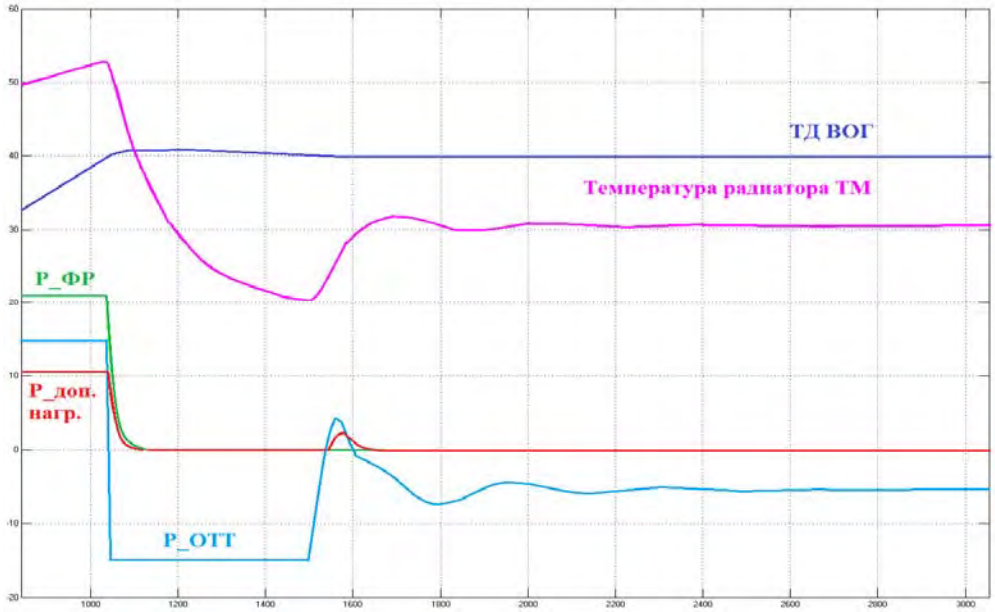


Рис. 9. Результаты моделирования СТС при температуре корпуса 35ºС (режим охлаждения)

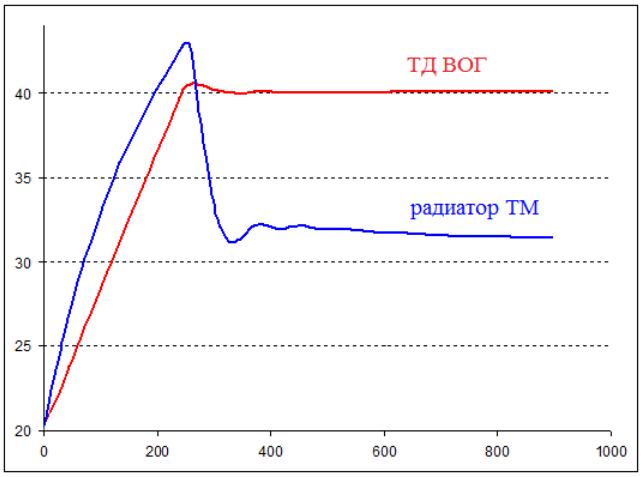


Рис.10. Результаты макетирования СТС при температуре корпуса 20ºС (режим нагрева).

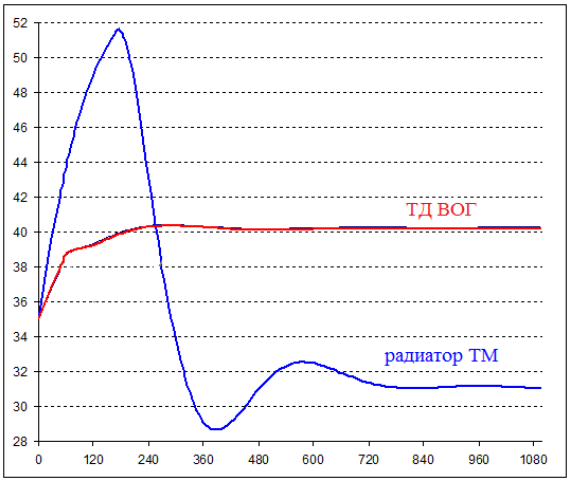


Рис.11. Результаты макетирования СТС при температуре корпуса 35ºС (режим охлаждения).

Для оценки адекватности модели были взяты результаты макетирования СТС, проведенного в НИИ ПМ. Сравнительный анализ результатов моделирования СТС с помощью упрощенной модели и результатов макетирования СТС для одного измерительного канала (рис. 10 и 11) показывает хорошую сходимость результатов. Значения температур ВОГ и ТМ в установившемся режиме на макете и модели совпадают. Графики переходных процессов по форме похожи между собой.

Выводы

В результате работы было сделано:

- проведен анализ конструкции ГИВУС на базе ВОГ;
- по результатам анализа конструкции была разработана трехмерная тепловая модель одного измерительного канала;
- проведены исследования динамических тепловых режимов одного измерительного канала;
- по результатам исследований динамических тепловых режимов была создана упрощенная математическая модель СТС;
- проведено исследование работы СТС при различных внешних условиях с помощью построенной модели;
- проведена оценка адекватности построенной модели путем сравнения результатов моделирования с результатами макетирования СТС.

Полученная модель будет использована при настройке регулятора СТС для прибора КИНДЗ4 – 060.

Литература

1. Дульнев Г.Н., Семяшкин Э.М. Теплообмен в радиоэлектронных аппаратах. «Энергия», Л., 1968 – 360 с.
2. Кутателадзе С.С., Боришанский В.М. Справочник по теплопередаче. Государственное энергетическое издательство, М., 1959 – 415 с.

ОБЪЕКТИВ С ЛИНЗОВЫМ КОМПЕНСАТОРОМ ДЛЯ АППАРАТУРЫ ДЗЗ ИЗ КОСМОСА

С.А. Морозов, В.В. Балабанова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Оптико-электронное приборостроение»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Радиоэлектроника и лазерная техника»

Данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из космоса находят все более широкое применение в различных отраслях хозяйственной деятельности. С их помощью можно успешно решать задачи оперативного контроля природных ресурсов, исследовать динамику протекания природных процессов и явлений, наблюдать за состоянием растительного покрова, почв и водоемов, выяснять причины чрезвычайных ситуаций, прогнозировать их возможные последствия и выбирать способы предупреждения. В последние годы актуальным является вопрос оптической съемки Земли из космоса с помощью гиперспектральной аппаратуры. Гиперспектральная съемка является развитием многоспектральных систем, когда, благодаря новым технологиям, количество каналов сбора информации увеличивается с 3–7 до 200–1000 при достижении высокого спектрального разрешения (от 0.1 до 10 нм). В результате формируется многомерное пространственно-спектральное изображение, в котором каждый элементарный участок изображения («пиксел») характеризуется собственным спектром. Такое изображение носит название «куба» информации, два измерения которого соответствуют пространственному изображению местности на плоскости, а третье – частоте спектра принятого излучения. Применение гиперспектральной съемки сулит большую выгоду при решении хозяйственных и военно-прикладных задач, так как позволяет получать информацию, которая отсутствует на традиционных панхроматических снимках.

Цель гиперспектральной оптико-электронной съемки – получение гиперкуба данных (рис. 1). Под гиперкубом данных (ГКД) понимают совокупность снимков одного и того же сюжета, полученных одновременно в N узких спектральных диапазонах (каналах).

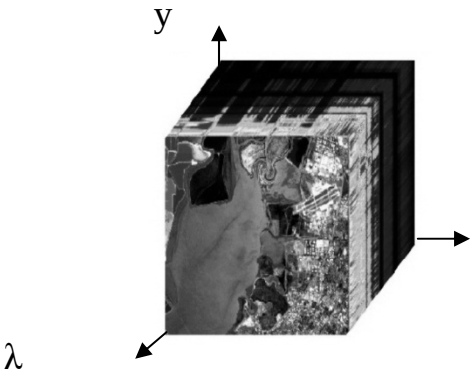


Рис. 1. Гиперспектральный куб

Вот некоторые перспективные направления развития оптических и оптико- электронных систем для ДЗЗ, требующие решения в ближайшие 5-7 лет.

Создание нового поколения космической оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования земли с космических аппаратов, включает в себя следующие задачи:

1. Минимизация массогабаритных параметров аппаратуры;
2. Достижение максимального высокого спектрального и пространственного разрешения (т.е. обеспечение высокой информативности и производительности аппаратуры);
3. Интеллектуализацию систем (т.е. создание адаптивного программно-аппаратного обеспечения для решения целевых задач);
4. Создание соответствующих технологий элементов и особенно новой метрологической стендовой базы с требуемой оптической и радиометрической калибровкой такого класса аппаратуры.

Задачи, стоящие перед создателями космической аппаратуры ДЗЗ, заключаются в обеспечении и достижении максимально предельных характеристик по:

- Многоспектральности (гиперспектральности);
- Производительности, оперативности работы;
- Информативности (информационной емкости) каналов;
- Обеспечению адаптивности спектральных зон и получению предельного спектрального и пространственного разрешения.

Многозональная съемка ведется уже многие годы, и исследователи накопили большой объем эмпирических знаний. Уже хорошо известно, какие соотношения яркости в различных зонах спектра соответствуют растительности, обнаженной почве, водным поверхностям, урбанизированным территориям и другим распространенным типам ландшафта. Выразив эти соотношения в виде линейных комбинаций различных зон, мы получим так называемые индексы. Так, например, имея зону видимой красной и ближней инфракрасной части спектра, мы можем построить нормализованный вегетационный индекс, показывающий наличие растительности и «состояние ее здоровья». Нужно взять для каждого пиксела снимка отно-

шение разности значений в этих зонах к их сумме. Для растительности это значение обычно находится в интервале 0,1 - 0,6 (чем больше значение, тем лучше здоровье растительности). Облака, снег и водные поверхности дают отрицательное значение индекса. Они отражают больше излучения в видимой красной части спектра, чем в инфракрасной. Камни, обнаженная почва и антропогенные объекты дают значение индекса около нуля. Подобные индексы можно построить и для определения влажности почвы и растительности, типов почв, содержания некоторых минералов и т.д. Гиперспектральные аппараты позволят решать те же задачи значительно быстрее, эффективнее и дешевле, а также дадут возможность расширить спектр решаемых задач.

Спектральные приборы делятся на два больших класса:

– приборы, регистрирующие непосредственно спектр излучения – классические спектрометры (дисперсионные, решеточные, приборы со сменными фильтрами),

– приборы, регистрирующие интерферограмму (статические, динамические Фурье-спектрометры).

Для прибора, устанавливаемого на летательном аппарате, аппаратная реализация заданных требований по спектральному разрешению и диапазону спектра в Фурье-спектрометре достаточно сложна, а возможность обеспечения большого углового поля не изучена, поэтому выгодно использование первого схемотехнического решения – классического спектрометра.

Можно выделить два различных способа получения спектральной информации:

– способ последовательного получения спектральной информации, развернутый во времени (динамический $\lambda=f(t)$),

– способ единовременного получения спектральной информации, развернутый в пространстве (статический $\lambda=f(z)$).

Понятно, что при параллельном способе получения спектра, используя одну из координат для обеспечения захвата гиперспектрального аппарата, а другую для развертывания спектра, можно получить максимальную экспозицию фокальной плоскости при съемке с движущегося носителя.

Техническое задание заключается, в разработке высококачественного зеркально-линзового изображающего объектива без асферических поверхностей для космической оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ, использующей в качестве приемной системы многоэлементный фоточувствительный прибор с зарядовой связью.

Попытаемся определить круг оптических систем пригодных для решения поставленной задачи.

Достоинством линзовых объективов является отсутствие центрального экранирования, осевая симметрия, высокое относительное отверстие, большие угловые поля, возможность получения телецентрического хода главных лучей в пространстве изображений, малое светорассеивание, от-

сутствие асферических поверхностей, меньшие требования к точности изготовления оптических поверхностей. К их недостаткам относятся применение редких механически и химически нестойких дорогих специальных оптических материалов (CaF_2, MgO, BaF_2 и т.п.), ограниченный рабочий спектральный диапазон, трудность получения требуемого качества изображения и пропускания в заданном спектральном диапазоне и в рабочем интервале температур, большая масса и габариты.

Зеркальные и зеркально-линзовые объективы с центральным экранированием не рассматривались, ввиду того, что при требуемых угловых полях в этих системах наблюдается существенная зависимость функции рассеяния от угла. Это усложняет нормировку качества системы и может привести к ухудшению спектрального разрешения.

Зеркальные объективы без центрального экранирования с эксцентрично расположенным полем изображения в последнее время все более широко применяются для построения высококачественных оптических систем. Это обусловлено рядом важных преимуществ, таких как: широкий спектральный диапазон, отсутствие центрального экранирования, большие угловые поля, высокое качество изображения, разнообразие оптических схем различной светосилы. На рис. 2 представлены наиболее известные оптические схемы светосильных широкоугольных зеркальных объективов с эксцентрично расположенным входным зрачком.

Как видно из представленных систем, зеркальный триплет Кука с промежуточным изображением (на рис. 2б)) не пригоден для использования в качестве изображающего объектива, так как выходной зрачок расположен перед плоскостью изображений, соответственно, не удается обеспечить телецентрический ход главных лучей в плоскости изображений. Две другие системы могут быть использованы в качестве базовых для построения объектива изображающего. Принципиально возможно организовать в схемах телецентрический ход главных лучей в плоскости изображений. Сверхширокоугольный светосильный зеркальный объектив с эксцентрично расположенным входным зрачком (рис. 2в)) обладает большими коррекционными возможностями в части увеличения углового поля, однако изготовление и аттестация высокоточного внеосевого выпуклого зеркального асферического сегмента значительных габаритов довольно непростая задача. Значительно большими технологическими возможностями обладает объектив, выполненный по схеме зеркального триплета Кука (рис. 2а)). Выпуклое асферическое зеркало имеет ось симметрии, небольшие габариты и малое отступление от сферы сравнения. Схема обеспечивает качество изображения, близкое к дифракционному, относительное отверстие к=1:2,5 - 1:2,8 и угловое поле (ширина кольца) ω_1-ω_2=10° - 13°.

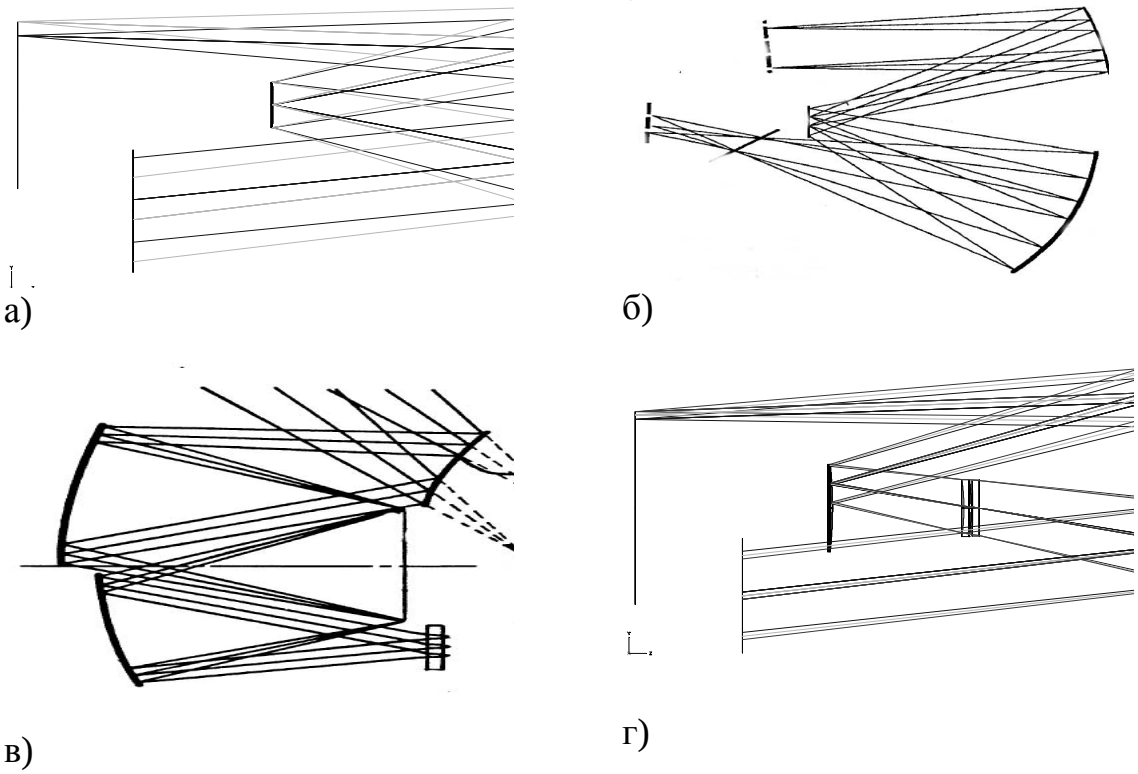


Рис. 2. Оптические схемы светосильных широкоугольных зеркальных объективов с эксцентрично расположенным входным зрачком:

а) зеркальный триплет Кука;

б) зеркальный триплет Кука с промежуточным изображением;

в) сверхширокоугольный светосильный зеркальный объектив с эксцентрично расположенным входным зрачком;

г) зеркально–линзовый объектив с эксцентричным расположением входного зрачка.

Общими недостатками объективов этого класса являются

– большие продольные и поперечные габариты,

– технологические трудности изготовления и аттестации внеосевых асферических зеркал,

– сложности сборки и юстировки объективов.

Одним из путей улучшения технологичности схемы зеркального триплета Кука, является введение афокального линзового компенсатора между первым и вторым зеркалами (рис.2 г)).

Из рассмотренных выше оптических систем наиболее пригодной является схема зеркально–линзового объектива с эксцентричным расположением входного зрачка. Объектив изображающий, выполненный по этой схеме будет сочетать качество изображения, близкое к дифракционному, высокое относительное отверстие, широкое угловое поле, телецентрический ход главных лучей в пространстве изображений, хорошие технологические характеристики.

Поэтому согласно техническому заданию по выбранной схеме был рассчитан зеркально-линзовый изображающий объектив без асферических

поверхностей для космической оптико-электронной двухспектральной аппаратуры для видимой части спектра. Для расчета мы выбрали схему зеркального триплета Кука. Апертурная диафрагма размещается на втором зеркале. Эквивалентная схема объектива приведена на рисунке 3.

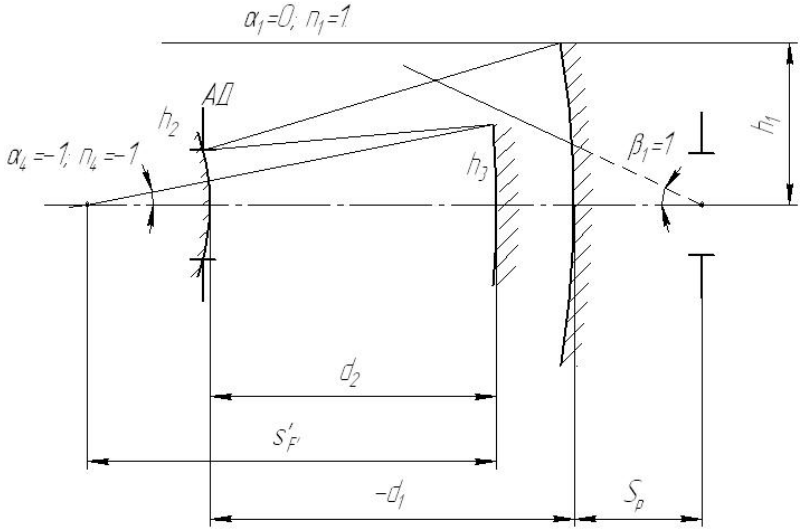


Рис. 3. Эквивалентная схема трезхзеркального объектива

Основные габаритные соотношения в объективе, выраженные через параметры первого вспомогательного луча, имеют вид [1]:

$$d_1 = \frac{1-h_2}{\alpha_2};\ d_2 = \frac{\delta + h_2}{1+\alpha_3};\ h_3 = \frac{h_2 - \alpha_3\delta}{1+\alpha_3} \qquad (1)$$

В работе [1] получены графики следующих зависимостей, из которых находим h_2 и d_1, задаваясь параметром $k = d_2 / d_1$ и δ – расстояние от вершины второго зеркала до плоскости изображения

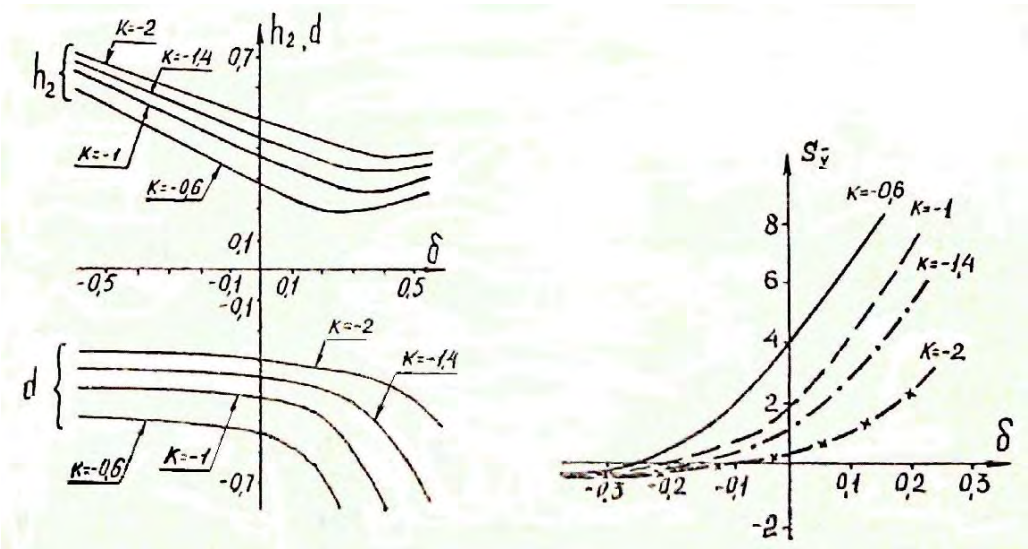


Рис. 4. Графики зависимостей h_2 от δ и S_V от δ

По конструктивным соображениям принимаем:

$$k = -1{,}7; \qquad \delta = -0{,}15;$$

Из графиков получаем:

$$h_2 = 0{,}45; \qquad d_1 = -0{,}35.$$

Подставляя в формулы (1) получим:

$$\alpha_2 = \frac{1-h_2}{d_1} = \frac{1-0{,}45}{-0{,}35} = -1{,}5714;$$

$$d_2 = k \cdot d_1 = 0{,}595;$$

$$\alpha_3 = \frac{h_2 + \delta - d_2}{d_2} = -1{,}8571;$$

$$h_3 = \frac{h_2 - \delta \cdot \alpha_3}{1+\alpha_3} = -0{,}20002.$$

По углам и высотам первого параксиального луча можно определить приведенные конструктивные параметры:

$$r_1 = h_1 \frac{n_2 - n_1}{\alpha_2 \cdot n_2} = -\frac{2}{1{,}372093} = -1{,}4576;$$

$$r_2 = h_2 \frac{n_3 - n_2}{\alpha_3 \cdot n_3 - \alpha_2 \cdot n_2} = 0{,}45 \cdot \frac{2}{-1{,}8571 - 1{,}5714} = -0{,}26251;$$

$$r_3 = h_3 \frac{n_4 - n_3}{\alpha_4 \cdot n_4 - \alpha_3 \cdot n_3} = -0{,}20002 \cdot \frac{2}{1+1{,}8571} = -0{,}140016.$$

Откуда получаем конструктивные параметры:

r_1=-2832,42

d_1=-682,5

r_2=-511,8945

d_2=1160,25

r_3=-273,0312

По рассчитанной схеме размер аберрационного пятна получается 0,9 мм (при D/f'=1:5). После оптимизации в САПР (менее 1-ой минуты машинного времени в Zemax), получаем схему с размером аберрационного пятна 0,5мм.

Делаем заключение, что данная оптическая схема не может быть использована без дополнительного линзового компенсатора или без асферизации двух первых зеркал.

Компенсатор устанавливается в сходящихся пучках лучей, и, так как он афокальный, то $\alpha_\upsilon = \alpha_{\upsilon+4} = 1$, где ν – номер поверхности. Углы α_υ *и* $\alpha_{\upsilon+1}$ внутренние и служат для исправления сферической аберрации и комы зеркальной части объектива. Угол $\alpha_{\upsilon+2}$ является избыточным параметром и служит для компенсации аберраций высшего порядка. Значение этого угла для видимой области спектра рекомендуется выбирать в следующих пределах: если в компенсаторе положительная линза впереди, то $\alpha_{\upsilon+2} = 1{,}5..2$; если в компенсаторе отрицательная линза впереди, что лучше в аберрационном отношении, то $\alpha_{\upsilon+2} = 0{,}3..0{,}5$.

Для расчета принимаем компенсатор бесконечно тонким ($d_\upsilon = d_{\upsilon+1} = d_{\upsilon+2} = 0$; $h_\upsilon = h_{\upsilon+1} = h_{\upsilon+2} = h_{\upsilon+3} = h_{ком}$; $y_\upsilon = y_{\upsilon+1} = y_{\upsilon+2} = y_{\upsilon+3} = y_{ком}$), с учетом того, что $n_\upsilon = n_{\upsilon+2} = n_{\upsilon+4} = 1$, $n_{\upsilon+1} = n_{\upsilon+3} = n$ и $\alpha_\upsilon = \alpha_{\upsilon+4} = 1$, выражения для $P_{ком}$, $W_{ком}$ можно представить в следующем виде:

$$P_{ком} = \frac{n}{(n-1)^2} \cdot (\alpha_{\upsilon+1} - \alpha_{\upsilon+3}) \cdot (\alpha_{\upsilon+2} - 1) \cdot [(\alpha_{\upsilon+1} + \alpha_{\upsilon+3}) \cdot (2+n) - (1+2\cdot n) \cdot (1+\alpha_{\upsilon+2})];$$

$$W_{ком} = \frac{n+1}{n-1} \cdot (\alpha_{\upsilon+1} - \alpha_{\upsilon+3}) \cdot (1-\alpha_{\upsilon+2}).$$

Отсюда найдем:

$$\alpha_{\upsilon+1} - \alpha_{\upsilon+3} = \left[\frac{n-1}{n+1}\right] \cdot W_{ком} \Big/ (1-\alpha_{\upsilon+2}); \qquad (2)$$

$$\alpha_{\upsilon+1} + \alpha_{\upsilon+3} = \frac{1}{2+n} \cdot \left[\frac{(1-n)^2}{n} \cdot \frac{P_{ком}}{(\alpha_{\upsilon+1} - \alpha_{\upsilon+3}) \cdot (\alpha_{\upsilon+2} - 1)} + (1+2\cdot n) \cdot (1+\alpha_{\upsilon+2})\right]. \qquad (3)$$

Решив совместно (2) и (3), определим:

$$2 \cdot \alpha_{\upsilon+1} = \frac{2\cdot n+1}{2+n} \cdot (1+\alpha_{\upsilon+2}) - \frac{n^2-1}{n\cdot(2+n)} \cdot \frac{P_{ком}}{W_{ком}} - \frac{n-1}{n+1} \cdot \frac{W_{ком}}{\alpha_{\upsilon+2} - 1};$$

$$2 \cdot \alpha_{\upsilon+3} = \frac{2\cdot n+1}{2+n} \cdot (1+\alpha_{\upsilon+2}) - \frac{n^2-1}{n\cdot(2+n)} \cdot \frac{P_{ком}}{W_{ком}} + \frac{n-1}{n+1} \cdot \frac{W_{ком}}{\alpha_{\upsilon+2} - 1}.$$

Данные для расчета:

$P_{ком} = -P_{зер} = 0.2634;$

$W_{ком} = -W_{зер} = -0.5;$

$n = 1{,}51637;$

$\alpha_{\upsilon+2} = 0{,}35.$

Как показывает практика в данной оптической схеме, возможности афокального двухлинзового компенсатора из одной марки стекла достаточно ограничены (возможно получение приемлемого качества изображения при относительном отверстии не выше 1:8).

Был рассмотрен графоаналитический метод выбора стекол для расчета четырехлинзового апохромата. Рассматриваемый метод годится и для выбора стекол для трехлинзовых апохроматов.

Для выбора стекол, обеспечивающих приемлемое значение оптических сил отдельных линз апохромата рассматриваемого типа необходимо построить диаграмму (рис. 5), представляющую собой прямоугольную систему координат, в которой каждая марка стекла каталога будет изображена точкой с абсциссой, равной величине коэффициента ν дисперсии, и с ординатой, равной величине показателя преломления. По диаграмме были выбраны марки стекол для линз компенсатора.

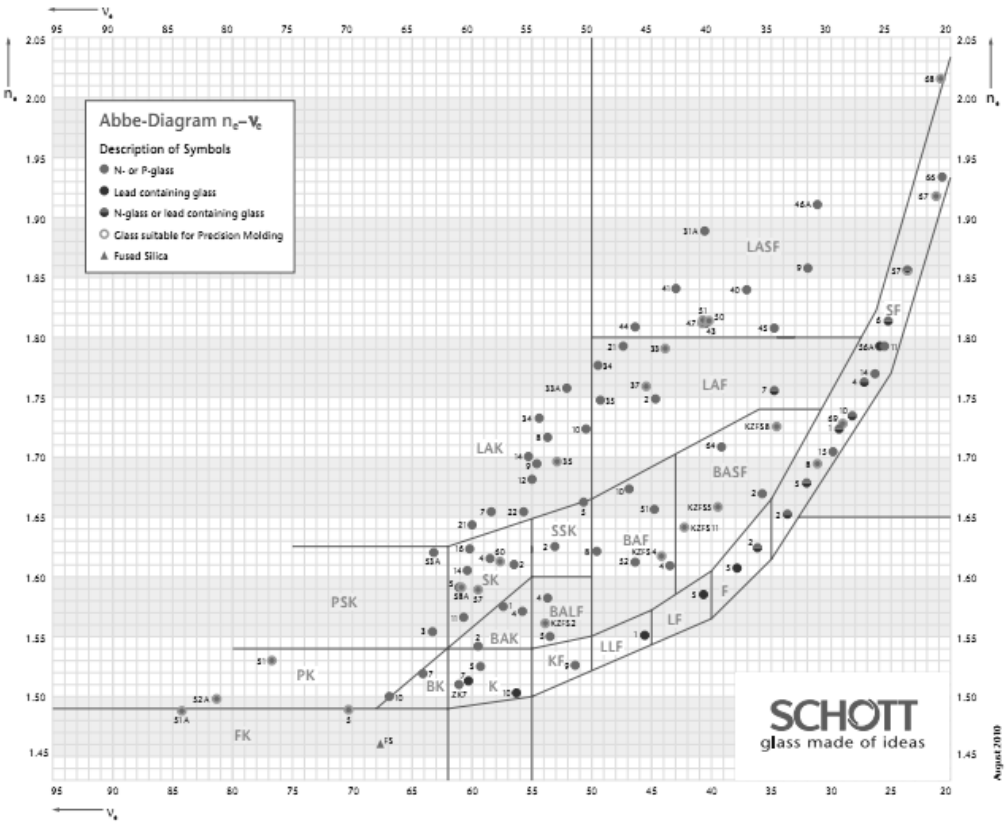


Рис. 5. Диаграмма Аббе для каталога стекла SCHOTT

На втором этапе был рассчитан объектив для ИК области спектра. За основу были выбраны первые две поверхности канала, работающего в видимом спектре. В данном случае поверхность первой линзы работает как зеркало для ИК области спектра. Были определены аберрации полученной двухзеркальной системы.

$$r_1 = -1.4576$$

$$d_1 = -0.4866;$$

$$r_2 = -0.7362;$$

$$S_I = P_1 + h_2 \cdot P_2 = 0{,}2272;$$

$$S_{II} = W_1 + H_2 \cdot P_2 + W_2 = 0{,}4039;$$

$$S_{III} = \frac{H_2^2}{h_2} P_2 + 2 \cdot \frac{H_2}{h_2} W_2 + \varphi_1 + \varphi_2 = -0{,}4301;$$

$$S_{IV} = \alpha_2 - \frac{1+\alpha_2}{h_2} W_2 = 0{,}00005;$$

$$S_V = \frac{H_2^3}{h_2^3} P_2 + 3 \cdot \frac{H_2^2}{h_2^2} W_2 + 2 \cdot \frac{H_2}{h_2} \varphi_2 = -0{,}5005,$$

где

$$P_1 = -\frac{\alpha_2^3}{4};$$

$$P_2 = \frac{(1-\alpha_2^2)\cdot(1+\alpha_2)}{4};$$

$$W_1 = \frac{\alpha_2^2}{2};$$

$$W_2 = \frac{(1-\alpha_2^2)}{2}.$$

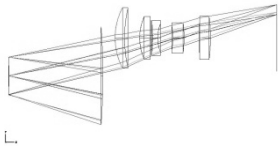
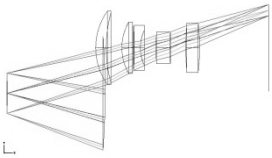
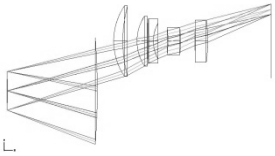
По рассчитанной схеме размер аберрационного пятна получается 7,8 мм (при D/f'=1:5). После оптимизации в САПР (менее 1-ой минуты машинного времени в Zemax), получаем схему с размером аберрационного пятна 6,9 мм.

Очевидно, что в такой системе необходимо было также использовать линзовый компенсатор. Он был рассчитан так, чтобы скомпенсировать аберрации, вносимые зеркальной частью. Расчет производился аналогично расчету линзового компенсатора для канала видимой области спектра. Для уменьшения габаритов решено было использовать децентрировку. Полученная система была оптимизирована при помощи САПР Zemax. Линзовый компенсатор смещался относительно оси зеркал в вертикальной плоскости. В зависимости от расстояния между осями получились системы с различными характеристиками, которые приведены в таблице 1. Системы спроектированы со следующими характеристиками:

f’=1393 мм;
1:k = 1:5;
$\Delta\omega$= 3°;
λ= 1.55-1.75

Введение децентрировки в систему позволило уменьшить массу и габариты системы, но при этом ухудшается качество за счет увеличения таких аберрации как кома, кривизна поля и дисторсия, которые связаны со смещением оптических осей системы относительно друг друга. В результате расчетов были получены новые объективы с достаточно хорошим качеством изображения. Разработка нецентрированных систем является перспективным направлением, но необходимо более подробно изучить влияние децентрировки на аберрации системы и способы их исправления.

Таблица 1.

Номер, схема	Децентри-ровка, мм	RMS radius/ GEO radius, мкм	ЧКХ для 20 мм-1	ФКЭ в круге диам. 25 мкм	Дистор сия, %	Масса, кг
1 	200	25.80/ 66.37	0.56	0.90	0.72	33
2 	230	17.79/ 36.24	0.64	0.89	0.99	41
3 	275	11.36/ 26.96	0.73	0.93	2.3	43

Литература

1. Заказнов Н.П., Кирюшин С.И., Кузичев В.Н. Теория оптических систем // Учебник для студентов приборостроительных специальностей вузов. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. С. 448.

2. Русинов М.М. Композиция оптических систем. Л.: Машиностроение, 1989. С. 383.

3. Губель Н.Н. Аберрации децентрированных систем. Л.: Машиностроение Ленингр. отд-ние, 1975. С. 272.

4. Запрягаева Л.А.., Свешникова И.С. – Расчет и проектирование оптических систем. М.: Логос, 2000. С. 576.

СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА ПИЛОТИРУМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЕМЕЙСТВА «СОЮЗ» В ГВИАНСКОМ КОСМИЧЕСКОМ ЦЕНТРЕ

В.С. Ежов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»

Одним из самых значительных космических проектов текущего десятилетия является совместное строительство Европы и России космодрома для ракет-носителей (РН) «Союз-СТ» во французской Гвиане.

Космодром Куру (Гвианский космический центр (ГКЦ)) расположен на широте 5°3', около 500 км к северу от экватора. В связи со столь близким расположением к экватору, вращение Земли придает РН дополнительную скорость в 460 метров в секунду (1656 км/ч) при траектории запуска в восточном направлении. Для РН семейства «Союз» это позволяет существенно увеличить массу полезной нагрузки, что значительно повышает эффективность каждого запуска.

На данный момент из ГКЦ осуществляются только непилотируемые запуски с помощью РН семейства «Союз». Но, как сообщил руководитель Европейского космического агентства Жан-Жак Дорден: «Когда мы проектировали и создавали космодром Куру, предполагалось, что в дальнейшем ракета-носитель "Союз" будет использована и для пилотируемых запусков».

Для осуществления пилотируемых запусков, стартовый комплекс в ГКЦ должен быть оборудован рядом систем, которые обеспечивали бы безопасность членов экипажа космического аппарата (КА).

Одной из таких систем должна быть система аварийного спасения (САС) экипажа, которая давала бы возможность произвести при необходимости экстренную эвакуацию членов экипажа КА в защищенное помещение.

Основные требования, предъявляемые к такой системе:

- система должна обеспечивать быструю эвакуацию экипажа КА без нанесения повреждений КА и РН;
- система должна вписаться в существующую инфраструктуру стартового комплекса в ГКЦ;
- система должна работать с момента отвода мобильной башни обслуживания (МБО) и до старта РН;
- система должна быть многоразовой.

В качестве такой системы предлагается использовать агрегат, изображенный на рис. 1, который представляет собой подводимые к КА галерею и склиз, по которому члены экипажа КА эвакуируются в защищенный подземный бункер. Достоинства такой системы в простоте, а, следователь-

но, и в надежности, а также в скорости эвакуации и в отсутствии ограничений по количеству эвакуируемых членов экипажа.

Система аварийного спасения состоит из мачты, на которой крепится склиз и телескопическая галерея и защищенного бункера для укрытия экипажа.

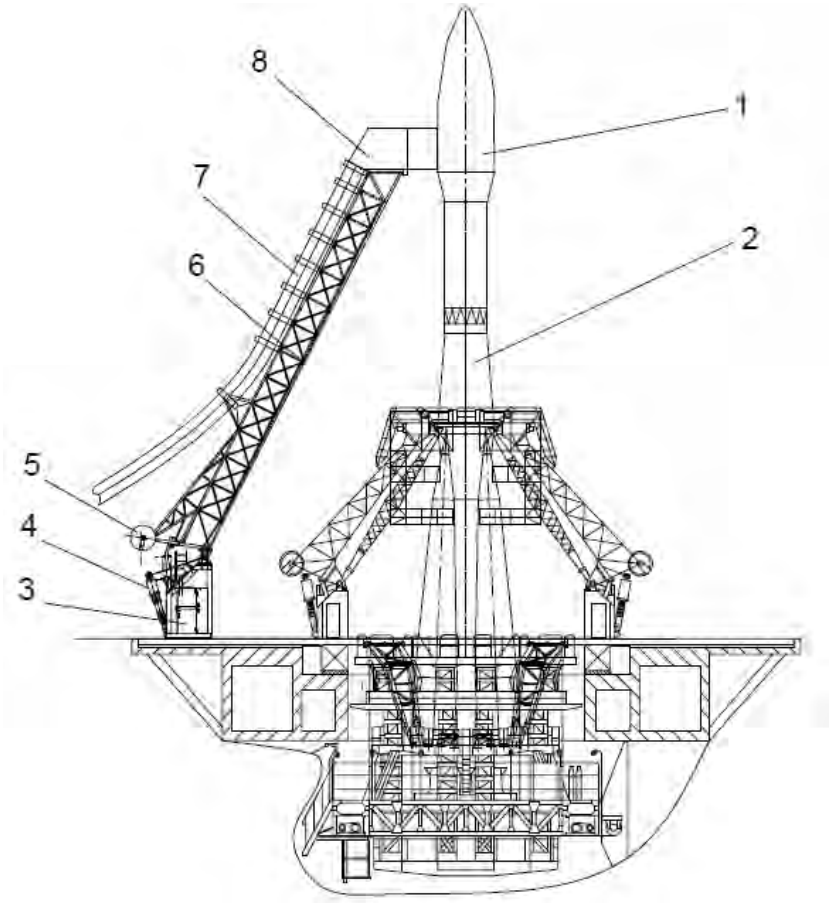


Рис. 1. Общий вид стартовой системы с системой аварийного спасения: 1 – КА; 2 – РН; 3 – основание мачты САС; 4 – гидробуфер; 5 – противовес мачты САС; 6 – поворотная часть мачты САС; 7 – склиз; 8 – галерея эвакуации экипажа

Мачта САС состоит из основания и поворотной части. Основание служит опорой для размещения поворотной части мачты, гидродомкрата подвода, гидробуфера торможения и элементов гидросистемы. Поворотная часть мачты САС представляет собой стержневую пространственную металлоконструкцию. Подвод поворотной части мачты осуществляется при помощи гидродомкрата, отвод – под действием противовеса. Торможение поворотной части мачты САС при отводе происходит при помощи гидробуфера.

К поворотной части мачты САС крепится склиз (рис. 2). Крепление состоит из двух полуколец, между которыми крепится склиз так, что остается зазор, который выбирается болтами, что позволяет создать необходимый для удержания склиза натяг. Между полукольцами и склизом прокладывается резиновое уплотнительное кольцо. Нижнее полукольцо крепится к стойке. Стойка крепится к поворотной части мачты САС прижимом, который «обхватывает» элемент поворотной части мачты САС так, что остается зазор между ножкой стойки и полукольцом, выбираемый болтами для создания необходимого натяга.

Галерея САС служит для обеспечения безопасного выхода экипажа из КА. Она выполнена телескопической, внешняя часть остается неподвижной, а к КА подводится внутренняя часть (см. рис.3). Такая схема выбрана, для того чтобы исключить соударение галереи САС и КА в момент подвода мачты.

В качестве привода выдвижения внутренней части галереи САС (см. рис.4) был выбран асинхронный серводвигатель с червячным редуктором и трансмиссией в виде цепной передачи. В качестве несущей конструкции подвижной части используется сварное основание, которое скользит вдоль направляющих, закрепленных на мачте. Нагрузка от подвижного основания на направляющие передается через ролики, для плавности хода имеющие резиновую рабочую поверхность.

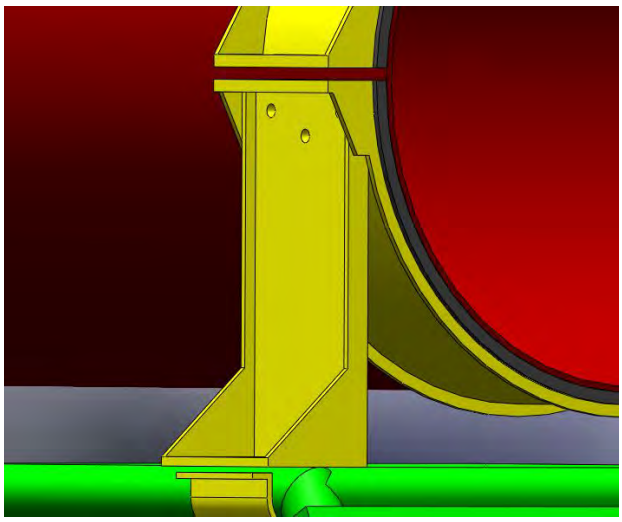


Рис.2. Крепление склиза к мачте САС

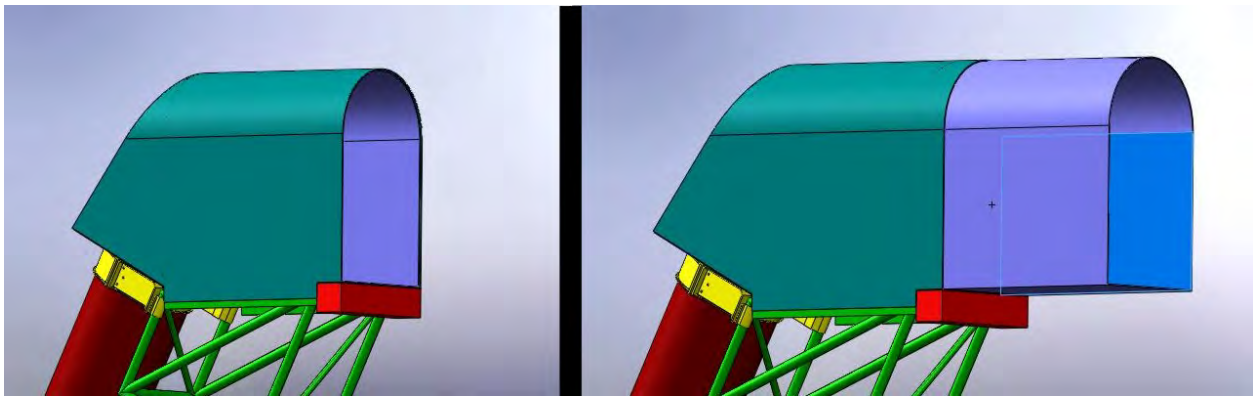


Рис.3. Галерея эвакуации экипажа КА

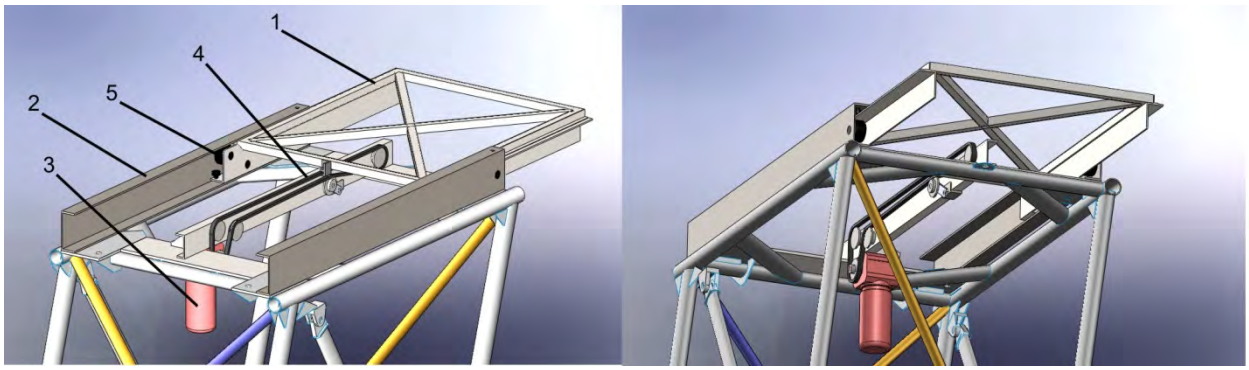


Рис. 4. Привод выдвижения внутренней части галереи САС:
1 – основание; 2 – направляющая; 3 – серводвигатель;
4 – цепная передача; 5 – ролики

Для обоснования принятых конструктивных решений были проведены следующие расчеты:

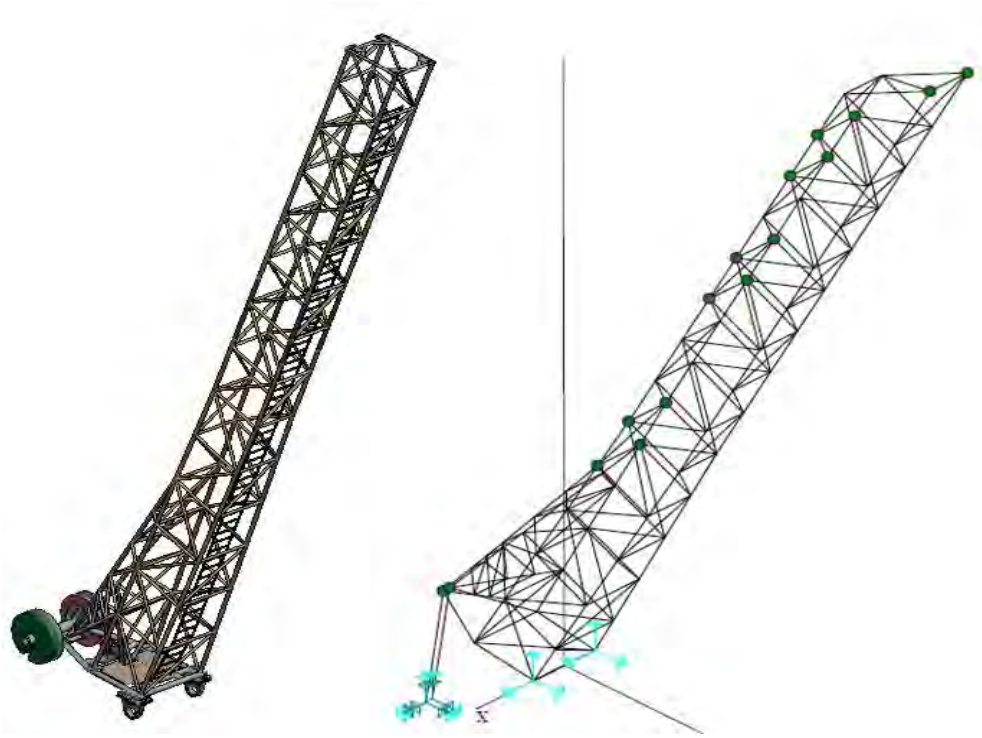
- прочностной и жесткостной расчет несущих элементов поворотной части мачты САС;
- расчет основных параметров гидробуфера торможения;
- расчет кинематических параметров выдвижения внутренней части галереи САС.

Расчет на общую прочность и жесткость поворотной части мачты САС был проведен на основании метода конечных элементов [1] с помощью программного комплекса «SADAS», созданного на кафедре «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Конечно-элементная модель поворотной части мачты САС представлена на рис. 5. Рассматривались три основных расчетных случая:

- мачта в подведенном положении (учитываются весовые и ветровые нагрузки);
- момент встречи мачты с гидробуфером торможения при отводе (учитываются весовые, ветровые и инерционные нагрузки);

- мачта в отведенном положении (учитываются весовые и ветровые нагрузки).

На основе расчета напряженно-деформированного состояния модели поворотной части мачты САС от нагрузок, соответствующих рассматриваемым расчетным случаям, были подобраны сечения основных несущих элементов. Сечения подбирались такими, чтобы конструкция не только отвечала требованием прочности и жесткости, но и имела определенный запас на случай модернизации САС.



а б

Рис. 5. Поворотная часть мачты САС:
а – конструктивная схема; б – конечноэлементная модель

Для торможения поворотной части мачты САС во время отвода предполагается использовать гидробуферы веретенного типа. Схема гидробуфера представлена на рис. 6. Шток (веретено) с поршнем перемещается внутри цилиндра, снабженного кольцевой диафрагмой. При движении цилиндра относительно штока жидкость из одной полости через кольцевой зазор в диафрагме перетекает в другую полость гидробуфера. Так как шток имеет переменное по длине сечение, то площадь кольцевого зазора в диафрагме тоже величина переменная, зависящая от хода штока. Сила сопротивления гидробуфера зависит от площади кольцевого зазора. Сила в гидробуфере не должна превышать допустимых значений, кроме того, необходимо стремиться к тому, чтобы ее величина на всем временном отрезке

была приблизительно постоянной. Для подбора характера изменения сечения штока гидробуфера в зависимости от его хода на основе методики, изложенной в [2], была создана программа в среде MathCad для расчета кинематики отвода поворотной части мачты САС. На рис. 7 приведены примеры результатов расчета. На основе полученных данных можно подобрать закон изменения диаметра штока в зависимости от его хода. Кроме того, полученные кинематические параметры отвода поворотной части мачты САС использовались для вычисления инерционных нагрузок для прочностного и жесткостного расчета.

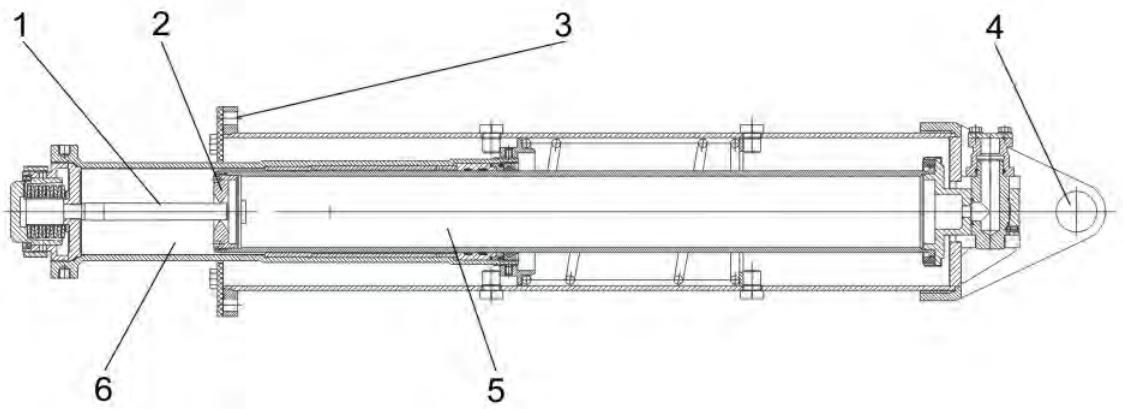


Рис. 6. Конструктивная схема гидробуфера: 1 – шток (веретено);
2 – диафрагма; 3 – верхней узел крепления; 4 – нижний узел крепления;
5 – внутренняя полость; 6 – рабочая полость

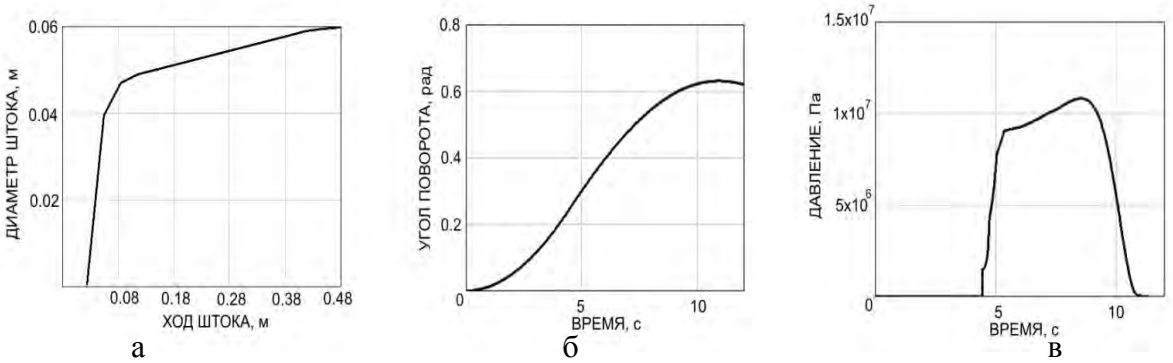


Рис. 7. Результаты расчета: а – профиль штока (веретена) гидробуфера;
б – зависимость угла отвода поворотной части мачты от времени;
в – зависимость давления в гидробуфере от времени

Для выбора серводвигателя привода галереи САС была создана программа в среде MathCad для расчета параметров выдвижения внутренней части галереи эвакуации экипажа в зависимости от параметров выбранного двигателя. Примеры результатов расчета приведены на рис. 8. Серводвига-

тель выбирался на основе соответствия полученных результатов требованиям, предъявляемым к параметрам движения внутренней части галереи САС.

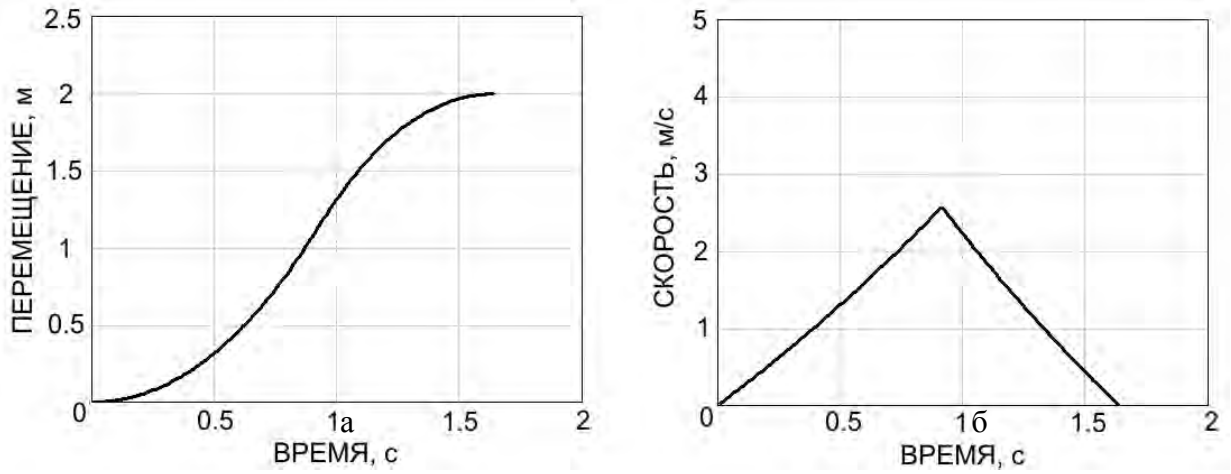


Рис. 8. Результаты расчета: а – зависимость перемещения подвижной части галереи САС от времени; б – зависимость скорости перемещения галереи САС от времени

К основным результатам работы, представленной в этой статье, можно отнести следующее: разработана принципиальная конструктивная схема САС, проработаны следующие основные конструктивные узлы САС – поворотная часть мачты, телескопическая галерея эвакуации экипажа КА, крепления склиза, гидробуфер торможения поворотной части мачты САС и привод выдвижения внутренней части галереи эвакуации экипажа. На основе проведенных расчетов были определены сечения несущих элементов поворотной части мачты САС, определены параметры гидробуфера торможения и выбран двигатель привода выдвижения внутренней части телескопической галереи эвакуации экипажа.

Добавление представляемой САС в инфраструктуру агрегатов стартового комплекса для РН семейства «Союз» в ГКЦ позволит увеличить как возможности самого стартового комплекса, так и эффективность использования РН семейства «Союз».

Литература

1. Зенкевич О.К. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 318 с.

2. Зверев В.А., Украинский А.Ю. Исследование динамики отвода конструкций стартового оборудования ракеты-носителя «Союз» при использовании различных вариантов гидробуферов торможения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». – 2010. – Спец. выпуск. – С. 61-66.

ОТРАБОТКА РУЛЕВОГО ПРИВОДА ЭЛЕРОНА ПЕРСПЕКТИВНОГО МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Е.В. Ерофеев
ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского»

Характерной чертой развития современных маневренных самолетов является использование неустойчивых аэродинамических компоновок с управляемым вектором тяги для реализации высокоманевренных характеристик на всех режимах полета, включая околонулевые скорости полета (режим сверхманевренности). В этих экстремальных условиях система управления полетом (СУП) должна обеспечивать чрезвычайно высокий уровень надежности управления самолетом, чтобы сохранить управление и возможность выполнения им целевой задачи даже при наличии отказов и нарушений в работе различных элементов СУП. Кроме того, на всех режимах полета СУП должна обеспечивать требуемые уровни показателей маневренности и управляемости.

Одними из основных элементов СУП, определяющих динамические свойства, надежность и безопасность управления самолетом, являются электрогидравлические следящие рулевые приводы, для которых предъявляются специальные требования к их динамическим характеристикам, а также особо высокие требования к безотказности функции управления и отработке малых входных сигналов, соответствующих перемещениям выходного звена до 0,1% от максимального хода. Рулевые приводы данного типа обладают рядом достоинств, по сравнению с другими типами приводов, например, электромеханическими:

1. наибольшая величина отношения максимально развиваемого усилия к массе привода;
2. малое отношение веса привода к его выходной мощности;
3. высокое быстродействие привода;
4. высокая механическая жесткость привода по отношению к нагрузке;
5. малая масса и габариты;
6. относительная простота конструкции;
7. высокая надежность привода.

Примером таких приводов может служить рулевой привод РПД-20, который представляет собой двухканальный следящий электрогидравлический рулевой привод элерона перспективного маневренного самолета. Данный привод предназначен для перемещения элерона, как органа управления с заданными скоростями ($\dot{\delta}_{э\,max} = 40\,^{o}/с$) при нулевом шарнирном моменте, и удержания в заданном положении элерона ($\dot{\delta}_{э} = 0$) при действии максимального эксплуатационного шарнирного момента: $M_{ш\,max} = 60$ *Н·м*.

Привод РПД-20 в дальнейшем должен стать базовой разработкой для целого семейства рулевых приводов маневренных самолетов. В связи с этим изучение его динамических свойств, отработка технологических и конструкторских решений, примененных при создании этого привода, позволит вырабатывать набор адекватных требований к вновь разрабатываемым современным приводам. В частности, на основе гидроцилиндра данного привода сегодня уже ведутся работы по созданию автономных приводов с электрическим энергопитанием.

Работы по определению статических и динамических характеристик рулевого привода РПД-20 проводились на стенде комплексных систем управления НИО-15 ЦАГИ в течение 2011 года с целью подтверждения характеристик, полученных на заводе-изготовителе, а также определения динамических характеристик при воздействии нагрузки в области частот 0,1÷30 Гц. В работах принимали участие представители ЦАГИ, фирмы «Сухой», ОАО «ПМЗ Восход».

К статическим характеристикам привода, показывающим связь между входными и выходными параметрами в равновесном режиме и характеризующим линейные свойства привода, относятся:

- характеристика, показывающая связь между сигналом управления и выходным перемещением привода (статическая характеристика);
- скоростная характеристика;
- максимальная скорость перемещения штока РП.

Динамические характеристики привода, определяющие его свойства в процессе движения во времени или по частоте, т.е. в частотной области:

- переходные процессы $h(t)$ (в т.ч. в режиме демпфирования);
- АФЧХ (как с внешней нагрузкой, так и без) $L(\omega)$, $\varphi(\omega)$;
- динамическая жесткость $C(\omega)$ (в т.ч. в режиме демпфирования).

Данные характеристики привода снимались с помощью цифрового пульта управления МКУ, управляемым от персонального компьютера, с настройками добротностей внешнего $D_{ВНЕШ}=18\text{-}20\ c^{-1}$ и внутреннего $D_{ВНУТР}=180\ c^{-1}$ контуров управления приводом.

Нагружение привода осуществлялось системой нагружения комплексного стенда систем управления в полосе частот $f=0{,}1\div30$ Гц и воспроизводимых усилий до *2* тс. При использовании машины для имитации реальных нагрузок на испытуемом приводе, его выходное звено соединяется встречно со штоком силовозбудителя. Эта пара элементов вместе с математической моделью нагрузки, реализованной на компьютере, включается в замкнутый контур нагружения с помощью датчиков положения на штоке испытуемого привода и силы. Математическая модель нагрузки – функциональная зависимость действующей на приводе силы от параметров движения, в общем случае, привода и самолета.

По результатам проведенных испытаний можно выделить следующие особенности рулевого привода РПД-20:

1. Амплитудная характеристика не имеет подъемов во всем исследованном диапазоне амплитуд входного сигнала;

2. Влияние нагрузки до *2* тс на характеристики привода незначительно, практически незаметно;

3. Динамическая жесткость изменяется по частоте от 80 тс/мм в статике до гидравлической жесткости 17 тс/мм на частоте 30 Гц. Фаза изменяется от -17,5º до 30º;

4. При демпфировании привода выходное звено перемещается со скоростью от 2 до 10 мм/с в зависимости от величины внешней нагрузки;

5. Динамическая жесткость в режиме демпфирования изменятся от минимального значения 0,06 тс/мм до 5,6 тс/мм. Фаза изменяется от 90º до 60º.

Дальнейшие работы по приводу РПД-20 рекомендуется продолжить по следующим направлениям:

1. Подготовить экспериментальную базу для нагружения привода с усилием 6÷10 тс и ходом ±50 мм для более полного исследования его работы во всем диапазоне располагаемых усилий;

2. Провести полунатурное моделирование динамики полета перспективного маневренного самолета, задействовав натурный рулевой привод элерона РПД-20.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ УГЛА

Е.В. Ипполитова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»

Цифровой преобразователь угла (ЦПУ) – важный элемент цифровых систем управления угловыми положениями подвижных частей объекта регулирования. При этом широкое распространение получили амплитудные ЦПУ следящего типа [2], реализующие при функциональном цифроаналоговом преобразовании тригонометрическую зависимость вида $\sin\alpha*\cos 2\pi N - \cos\alpha*\sin 2\pi N = 0$, где α – текущее угловое положение ротора датчика угла типа синусно-косинусного вращающегося трансформатора (СКВТ), а N – значение выходного кода ЦПУ, полученное в результате цифроаналогового преобразования, которое обеспечивает выполнение указанной зависимости.

Цифроаналоговое преобразование базируется на использовании:

- многоотводных трансформаторов, трансформаторно-резистивных схем, линейных резистивных схем (см., например, структуры фирм Analog Devices или Data Device Corporation);

- постоянных запоминающих устройств (см, например, 16-разрядный гибридный аналого-цифровой преобразователь сигналов вращающегося трансформатора (АЦПВТ) серии 2602 производства НИИ ЭМП, г.Пенза);
- цифроаналоговых аппроксиматоров, с различной степенью точности аппроксимирующих требуемые синусно-косинусные зависимости [4].

Очевидно, что определение погрешности преобразования угла в код при указанных построениях ЦПУ осуществляется ахнократно путем проведения простейших расчетов. Однако при изготовлении реальных образцов датчиков угла ограниченные технологические возможности производства приводят к отличию выходных зависимостей датчика угла от желательных синусно-косинусных зависимостей, даже в пределах одной партии (проявление квазисинусоидальности датчика угла). Квазисинусоидальность негативным образом влияет на точность преобразования угла в код. В связи с этим, к настоящему времени предложено множество структур преобразования различной сложности с различными видами блоков коррекции, нейтрализующих влияние квазисинусоидальности на конечную точность преобразования [1, 3, 5]. Некоторые построения настолько универсальны, что, наряду с коррекцией влияния квазисинусоидальности датчика угла, парируют и составляющие погрешности преобразования от использования входящих аппроксиматоров.

Неопределенность в выходных зависимостях датчиков угла, многообразие вариантов построения аппроксиматоров и блоков коррекции потребовали разработки обобщенной математической модели амплитудных ЦПУ следящего типа, позволяющей для конкретных видах датчиков угла выбирать простейшую структуру построения цифроаналоговой части, обеспечивающую требуемую точность преобразования.

Предлагаемая обобщенная математическая модель представлена на рис. 1. Она позволяет синтезировать сотни вариантов структур построения ЦПУ и при этом анализировать их точностные возможности и давать начальное представление об аппаратной реализации.

В ней обеспечиваются:

- реализация желаемых вариаций квазисинусоидальности датчика угла, задаваемых оператором теми или иными кодовыми сочетаниями;
- выбор одного из пяти возможных видов цифроаналогового преобразования, также задаваемых кодовым сочетанием;
- задействование блока коррекции негативного влияния квазисинусоидальности датчика угла на конечную точность преобразования;
- задействование блока коррекции негативного влияния погрешности аппроксимации цифроаналогового преобразования на конечную точность преобразования;
- задействование универсального блока коррекции влияния на конечную точность преобразования квазисинусоидальности датчика угла и погрешности аппроксимации.

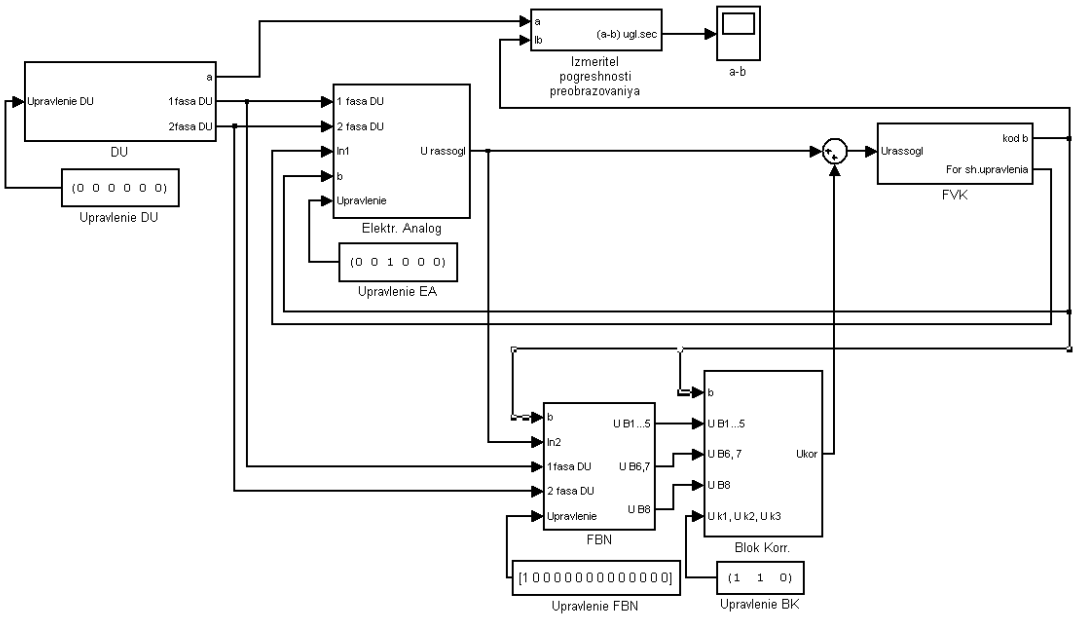


Рис. 1. Обобщенная математическая модель преобразователя угла

При этом по выбору оператора можно использовать любой из четырнадцати формирователей базового (входного) напряжения блоков коррекции квазисинусоидальности датчика угла и погрешности аппроксимации, а также устанавливать степень эффективности работы универсального блока коррекции (шесть градаций).

В качестве примера на рис. 2 представлены графики погрешности одноотсчетного амплитудного ЦПУ следящего типа, в котором использовано точное синусно-косинусное цифро-аналоговое преобразование, а в выходных зависимостях датчика угла присутствуют все нечетные пространственные гармоники от третьей до семнадцатой включительно и, кроме того, фазные выходы датчика угла имеют различные коэффициенты трансформации. При этом используется только универсальный блок коррекции с максимальной эффективностью. Представленные данные показывают, что достигнутая эффективность коррекции (отношение начальной погрешности преобразования к конечной) превышает величину 5000.

Представленную обобщенную математическую модель амплитудных ЦПУ следящего типа можно использовать в процессе проектирования амплитудных ЦПУ следящего типа широкого класса точности, а также использовать в учебном процессе для подготовки специалистов по направлению «Элементы и устройства вычислительной техники и систем управления».

В заключение следует отметить, что данную модель можно отнести к устройству с открытой архитектурой. При этом модель позволяет определять не только статическую погрешность преобразования, но и исследо-

вать динамические характеристики ЦПУ как следящей системы автоматического регулирования с астатизмом второго порядка.

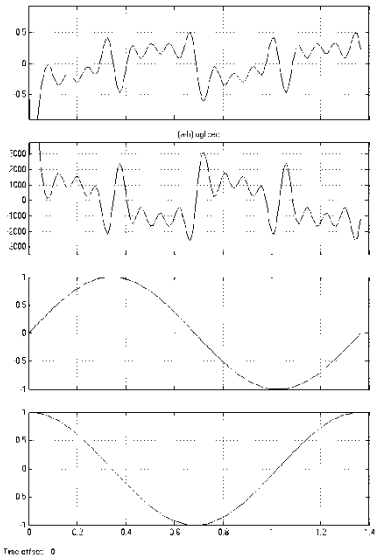


Рис. 2. Графики погрешности одноотсчетного амплитудного ЦПУ следящего типа

Литература

1. Воронин Н.Н., Домрачев В.М., Сигачев И.П., Тимашов Н.А. Цифровые преобразователи угла с коррекцией начальной погрешности преобразования // Измерительная техника. – М.: Издательство стандартов, 2007. – №1. – С. 23-28.

2. Вульвет Дж. Датчики в цифровых системах / Пер. с англ. Под ред. А.С. Яроменка. М.: Энергоиздат, 1981. – 200 с.

3. Высокоточные преобразователи угловых перемещений/ Э.Н.Асиновский, А.А. Ахметжанов, М.А. Габидулин и др.; Под общ. ред. А.А. Ахметжанова. – М.: Энергоатомиздат, 1986. – 128 с.

4. Домрачев В.Г. и др. Схемотехника цифровых преобразователей перемещений: Справочное пособие/ В.Г.Домрачев, В.Р. Матвеевский, Ю.С. Смирнов. – Энергоатомиздат, 1987. – 392 с.

5. Сафонов Л.Н. Измерители перемещений на основе двух разнополюсных датчиков // Измерительная техника. - М.: Издательство стандартов, 1985. - №11. – С. 12-13.

ОСОБЕННОСТИ СИНЕРГЕТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ НЕЛИНЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Д.В. Калашников, А.А. Михайлов
Военная академия ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого (филиал в г. Серпухове, Московская область)

При действии больших внешних возмущений, например, воздушной ударной волны, система стабилизации летательного аппарата может стать неустойчивой. Данная система является трехканальной, при этом между каналами возникают перекрестные связи. Диапазон отклонения управляющих органов ракеты ограничен а, следовательно, ограничения имеет и максимальный управляющий момент по углам тангажа и рыскания. Для уменьшения данного недостатка была применена динамическая и статическая развязка каналов, сущность, которой заключается в том, что если по одному из каналов действует большое возмущающее воздействие, а по другому каналу воздействие минимально, то за счет разворота по углу вращения происходит перераспределение управляющих моментов таким образом, что по каналу с максимальным возмущением создаются управляющие моменты органами управления двух каналов. Коэффициенты моментов тангажа и рыскания, при переходе к иксообразной схеме увеличиваются в $\sqrt{2}$ раз. Таким образом, иксообразная схема более эффективна, так как для создания некоторого момента тангажа или рыскания эта схема требует меньших углов отклонения камер сгорания или, как говорят, меньшего расхода рулей.

Еще одним из возможных подходов улучшения устойчивости углового движения при воздействии внешних возмущений является использование в алгоритмах управления, а также при математическом моделировании, информации об углах атаки и скольжения.

Также повысить устойчивость позволяет использование самоорганизующихся свойств системы. На этом принципе построена синергетическая теория управления, и используемый метод АКАР [2].

Рассмотрим решение системы методом АКАР трехканальной системы стабилизации по углу тангажа, рысканья, вращение.

Исходную систему:

$$\ddot{\psi} = a_{\psi\psi}\psi + a_{\psi\delta}\delta_1 + m_{\psi} + a_{\psi\vartheta}\vartheta;$$

$$\ddot{\vartheta} = a_{\vartheta\vartheta}\vartheta + a_{\vartheta\delta}\delta_2 + m_{\vartheta} + a_{\vartheta\psi}\psi; \quad (1)$$

$$\ddot{\varphi} = a_{\varphi\varphi}\dot{\varphi} + a_{\varphi\delta}\delta_3,$$

представим в форме Коши.

Для этого введем переменные: $x = \dot{\psi}, y = \dot{\vartheta}, z = \dot{\varphi}$. В итоге получим:

$$\begin{aligned}
&\dot{\psi}(t) = x;\\
&\dot{x}(t) = a_{\psi\psi}\psi + a_{\psi\delta}\delta_1 + m_{\psi} + a_{\psi\vartheta}\vartheta;\\
&\dot{\vartheta}(t) = y;\\
&\dot{y}(t) = a_{\vartheta\vartheta}\vartheta + a_{\vartheta\delta}\delta_2 + m_{\vartheta} + a_{\vartheta\psi}\psi;\\
&\dot{\varphi}(t) = z;\\
&\dot{z}(t) = a_{\varphi\varphi}z + a_{\varphi\delta}\delta_3.
\end{aligned} \qquad (2)$$

Систему (2) дополним моделью возмущений m_{ϑ}, m_{ψ}, действующих на объект. Поскольку это кусочно-постоянные возмущения, то получим:

$$\begin{aligned}
&\dot{w}_1(t) = w_2;\\
&\dot{w}_2(t) = k_1(\vartheta - \vartheta_0).
\end{aligned} \qquad (3)$$

Здесь w_1, w_2 – переменные состояния модели, k_1 – постоянный коэффициент, ϑ_0 – заданное значение угла тангажа.

В итоге имеем модель синтезируемой системы, в которой возмущения заменены их оценками $m_{\vartheta} = w_1$, $m_{\psi} = w_2$:

$$\begin{aligned}
&\dot{\psi}(t) = x;\\
&\dot{x}(t) = a_{\psi\psi}\psi + a_{\psi\delta}\delta_1 + w_2 + a_{\psi\vartheta}\vartheta;\\
&\dot{\vartheta}(t) = y;\\
&\dot{y}(t) = a_{\vartheta\vartheta}\vartheta + a_{\vartheta\delta}\delta_2 + w_1 + a_{\vartheta\psi}\psi;\\
&\dot{\varphi}(t) = z;\\
&\dot{z}(t) = a_{\varphi\varphi}z + a_{\varphi\delta}\delta_3;\\
&\dot{w}_1(t) = w_2;\\
&\dot{w}_2(t) = k_1(\vartheta - \vartheta_0).
\end{aligned} \qquad (4)$$

Для модели вводим макропеременную метода АКАР[3]:

$$\begin{aligned}
&\Psi_1 = \psi - \psi_0;\\
&\Psi_2 = \vartheta - \vartheta_0 + k_2 w_1 + k_3 w_2;\\
&\Psi_3 = \varphi - \varphi_0,
\end{aligned} \qquad (5)$$

ψ_0, φ_0 – заданные значения углов рыскания и вращения,

которая должна удовлетворять основному функциональному уравнению:

$$\ddot{\Psi}_i(t) + \gamma_{i1}\dot{\Psi}_i(t) + \gamma_{i2}\Psi_i = 0, \quad i = 1,2,3. \qquad (6)$$

Коэффициенты k_2, k_3 определяются из условия устойчивости системы на многообразии $\Psi_2 = 0$.

Дифференцируя как сложные функции с учетом уравнений модели синтеза, найдем $\ddot{\Psi}_i(t)$, $\dot{\Psi}_i(t)$. Подставим их и макропеременные, получим алгебраические уравнения, которые разрешим относительно неизвестных управлений. В итоге имеем:

$$\delta_1 = -\frac{1}{a_{\psi\delta}}\left(a_{\psi\psi}\psi + \gamma_{12}\psi - \gamma_{12}\psi_0 + w_2 + a_{\psi\vartheta}\vartheta + \gamma_{11}x\right);$$

$$\delta_2 = -\frac{1}{a_{\vartheta\delta}}\begin{pmatrix} a_{\vartheta\vartheta}\vartheta + k_1k_3y + a_{\vartheta\psi}\psi + w_1 + k_1k_2(\vartheta - \vartheta_0) + \gamma_{21}y + \gamma_{21}k_2w_2 + \\ + \gamma_{21}k_1k_3(\vartheta - \vartheta_0) + \gamma_{22}(\vartheta - \vartheta_0 + k_2w_1 + k_2w_2) \end{pmatrix}; \qquad (7)$$

$$\delta_3 = -\frac{1}{a_{\varphi\delta}}\left(a_{\varphi\varphi}z + \gamma_{31}z + \gamma_{32}\varphi - \gamma_{32}\varphi_0\right).$$

Таким образом, управления и уравнения образуют динамический регулятор для исходного объекта, поскольку в структуре регулятора будут присутствовать два динамических звена – два интегратора.

Как видно из результатов моделирования, синтезированный регулятор обеспечивает точное отслеживание изменения угла тангажа и подавление внешних возмущений.

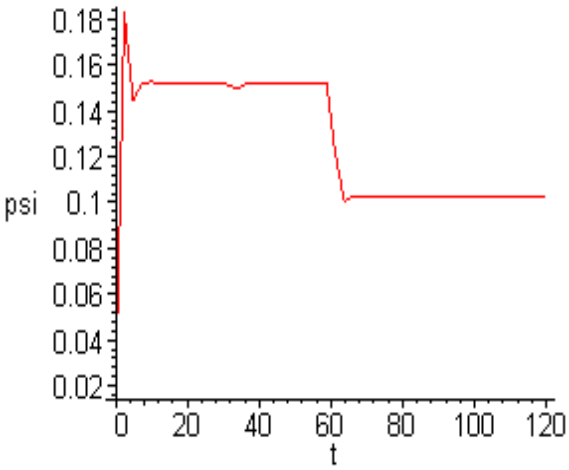


Рис. 1. Отклонение угла тангажа от заданного значения $\vartheta - \vartheta_0$

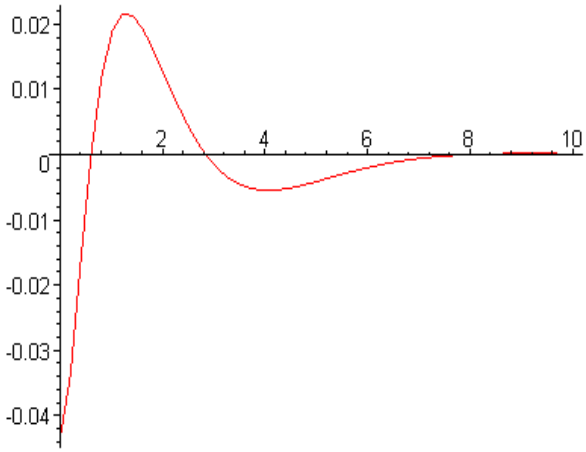


Рис.2. Угол ψ

Параметры регулятора:

k1=1,k2=1,k3=2,gamma1=4,gamma2=4, $\vartheta_0 = 3^\circ = 0.0523\,рад$.

Значения k1,k2,k3 должны обеспечивать отрицательные значения вещественных корней:

$$p1 = -\frac{1}{2}k1\,k3 + \frac{1}{2}\sqrt{k1^2 k3^2 - 4k1\,k2}$$
$$p2 = -\frac{1}{2}k1k3 - \frac{1}{2}\sqrt{k1^2 k3^2 - 4k1\,k2} \qquad (8)$$

С помощью метода АКАР легко достигается конечная цель управления объектом – переводом его в желаемое конечное состояние в фазовом пространстве из произвольного начального положения, а не только с обеспечением желаемых свойств переходных процессов, как это обычно трактуется в математической теории оптимального управления.

Такой подход позволяет принципиально разрешить проблему аналитического синтеза общих объективных законов процессов управления нелинейными многомерными и многосвязными системами. Это – законы обратных связей, синтезируемых на основе наиболее полных нелинейных моделей динамических объектов с непосредственным учетом их естественных закономерностей, критериев и ограничений [1].

Результаты математического моделирования исследуемой системы угловой стабилизации, показали, что с использованием данного метода эффективность использования управляющих органов увеличилась на 7% по сравнению с традиционной схемой.

Литература:

1. Хакен Г. Тайны природы. Синергетика: учение о взаимодействии. – Москва - Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2003.
2. Колесников А.А. Синергетические методы управления авиационными объектами и системами. Авиакосмическое приборостроение, 2004. № 8, С.32-40.
3. Пашкевич А.Г, Канушкин С.В. Системный синтез самоорганизующихся алгоритмов синергетического управления ракетами – СВИ РВ. Отчет о НИР 2008.
4. Пашкевич А.Г., Канушкин С.В., Гореликов Д.Ю. , Сухарев Ю.Ю. Система угловой стабилизации. Положительное решение по заявке на предполагаемую полезную модель №2008112417, МПК G08B1/50, приоритет от 21.05. 2008.
5. Современная прикладная теория управления. Ч.III. Новые классы регуляторов технических систем/ Под ред. А.А. Колесникова. ФЦ «Интеграция», Москва–Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000.

ОСОБЕННОСТИ СИНТЕЗА, СБОРКИ И ТЕСТИРОВАНИЯ УНИФИЦИРОВАННЫХ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДВИЖЕНИЯ

П.Г. Козлов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»

1. Использование УММД в задачах внешней баллистики

Анализ движения конкретного летательного аппарата зачастую бывает связан с разработкой отдельного программного комплекса, в то время как для многих научных задач может потребоваться рассмотрение траекторий сразу нескольких типов ЛА [1]. Использование унифицированных математических моделей движения (УММД) для расчета (или восстановления) траекторий ЛА на активном участке траектории (АУТ) позволяет создать универсальный программный пакет, пригодный для анализа движения широкого спектра летательных аппаратов (ракеты-носители, баллистические ракеты, разгонные блоки и КА, оснащенные ДУ).

Синтез УММД осуществляется с использованием заранее известной программы управления ЛА и заданных значений обобщенных проектных параметров этого изделия. В результате мы получаем типовые аналитические зависимости, которые можно использовать при интегрировании уравнений движения изделия.

Другой важной проблемой внешней баллистики на сегодняшний день является то, что существующие методы наведения баллистических ракет и ракет-носителей основаны на линеаризации зависимости конечных условий полета от управляющих параметров. Это обстоятельство, в свою очередь, влияет на точность методов наведения и, в частности, приводит к завышению размеров областей падения отработавших ступеней рассматриваемых ЛА. В связи с этим, в настоящее время актуальны исследования, целью которых является построение алгоритмов наведения основанных на нелинейном прогнозировании движения ракет на АУТ. Особый интерес представляет разработка нелинейных алгоритмов прогноза параметров движения ЛА в терминальной точке траектории с использованием аналитических выражений [1]. Полуаналитический метод восстановления траекторий на базе УММД представляет собой реализацию такого алгоритма. В его основе лежит специальный метод численно-аналитического интегрирования уравнений поступательного движения со значительно увеличенным по сравнению со стандартными методами шагом. Таким образом, использование УММД является перспективным и с точки зрения построения алгоритмов наведения на базе нелинейного прогнозирования движения ЛА.

Программный комплекс (ПК), реализующий синтез, сборку и тестирование УММД, использует в качестве исходных данных зависимость

продольной кажущейся скорости от времени и зависимость программы тангажа (как в жесткой, $\vartheta(t)$, так и гибкой, $\vartheta(W_{X1})$, формах). Такая форма задания зависимостей для программных функций уже много лет используется на практике как для программ управления тягой, так и для управления угловой ориентацией ЛА [2].

Таким образом, ПК, реализующий работу с УММД, должен решать две подзадачи:

1. Синтез УММД, подготовка исходных данных для моделирования движения;
2. Расчет (восстановление) и анализ движения ЛА по синтезированным УММД.

2. Синтез УММД

В данной задаче в качестве начальных данных принимаются табличные функции $W_{X1}(t)$, $\dot{W}_{X1}(t)$ и $\vartheta(t)$ (или $\vartheta(W_{X1})$), полученные на основе моделирования полета ЛА по эталонной траектории. Значение продольной кажущейся скорости в некоторый момент времени *t* представляется как сумма ее начального значения на момент времени $t_0 < t$ и ее приращения за интервал времени $\tau = t - t_0$:

$$W_{X1}(t) = W_{X1}(t_0) + \int_{t_0}^{t} \dot{W}_{X1}(\tau)d\tau \text{ или } W_{X1}(t) = W_{X1}(t_0) + \Delta W_{X1}(\tau) \qquad (2.1)$$

Программа тангажа представляется в аналогичном виде:

$$\vartheta(t) = \vartheta_0 + \Delta\vartheta(\tau) \qquad (2.2)$$

Анализ характера поведения функций $\dot{W}_{X1}(t)$ и позволяет разбить функцию $W_{X1}(t)$ на *n* характерных интервалов, получив, таким образом, ряд базовых аппроксимирующих функций $\Delta W_{X1i}(\tau)$, $i = 1\ldots n$. Для аппроксимации приращений продольной кажущейся скорости в качестве базисных целесообразно выбрать две функции: логарифмическую (для моделирования полета участков полета, где используется маршевый режим работы двигателей) и параболическую (на участках полета с переходными режимами работы двигательной установки: при ее форсировании либо дросселировании). Аналогичным образом осуществляется аппроксимация зависимости $\vartheta(t)$, при этом в качестве базисных зависимостей выбираются параболическая и линейная. Минимизация невязок аппроксимации целевых функций и зависимостей $\Delta W_{X1}(\tau)$ и $\Delta\vartheta(\tau)$ осуществляется на основе метода наименьших квадратов:

Типы использованных базисных функций показаны в таблице 1.

Таблица 1

Базисные функции

Вид зависимости	Кажущаяся скорость	Программа тангажа (жесткая)
Логарифмическая	$\Delta W_{X1i} = -U_i \ln\left(1 - \frac{\tau}{T_i}\right)$	Не используется
Параболическая	$\Delta W_{X1i} = U_i \tau + T_i \tau^2$	$\Delta \vartheta_i(\tau) = U_{\vartheta i} \tau + T_{\vartheta i} \tau^2$
Линейная	Не используется	$\Delta \vartheta_i(\tau) = T_{\vartheta i} \tau$

В общем случае полученные интервалы аппроксимации кажущейся скорости и программы тангажа не совпадают (рис. 1), поэтому далее осуществляется их «наложение» друг на друга и пересчет обобщенных параметров для возникающих при их пересечении дополнительных интервалов.

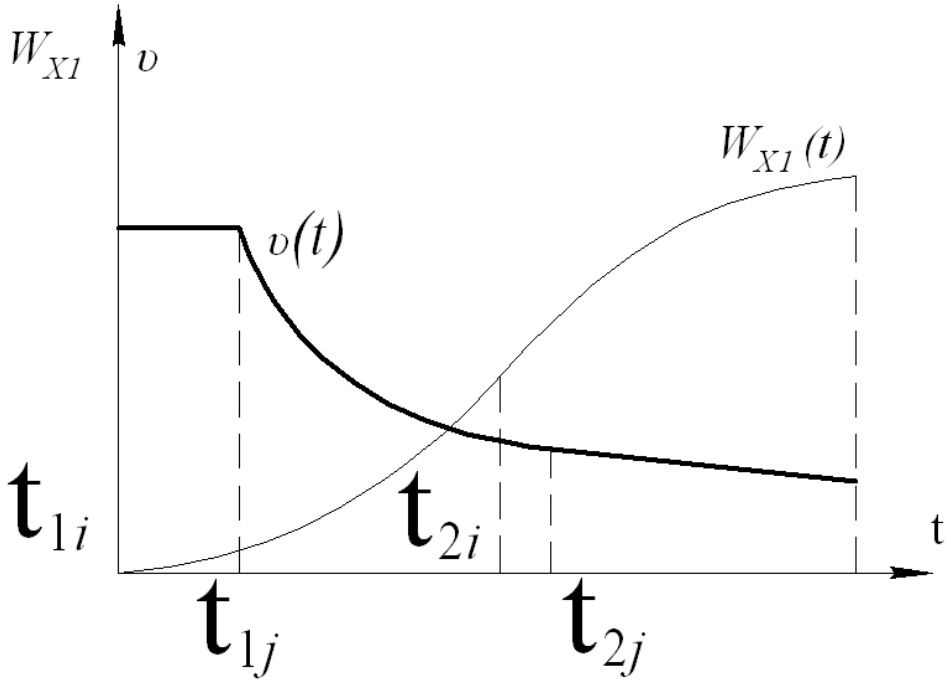


Рис. 1. Иллюстрация наложения независимо полученных участков для программы тангажа и кажущейся скорости

Формулы для пересчета обобщенных параметров (ОП) $W_{X1}(t)$ на участке $t_{1j}..t_{2i}$ при наложении (*j-1*)-го и *j*-го интервалов аппроксимации программы тангажа на *i*-ый участок аппроксимации кажущейся скорости приводятся в таблице 2. На участке $t_{1i}..t_{1j}$ ОП не меняются.

Итак, поскольку разбиение каждой из функций $\vartheta(t)$ и $W_{X1}(t)$ на типовые интервалы осуществлялось независимо, после объединения участков аппроксимации с пересчетом обобщенных параметров в рамках используемых УММД могут встречаться любые комбинации зависимостей

$\Delta W_{X1}(\tau)$ и $\Delta\vartheta(\tau)$ (как жесткой, так и гибкой). Например, парабола – парабола, логарифм – прямая и т.д.

Таблица 2

Формулы для пересчета обобщенных параметров

Парабола	Логарифм
$T_1 = T_2$ $U_2 = U_1 + 2T_1(t_{1j} - t_{1i})$	$T_1 = T_2 - (t_{1j} - t_{1i})$ $U_2 = U_1$

В качестве примера приведем в таблице 3 результат пересчета обобщенных проектных параметров и параметров программы тангажа для учебной траектории.

Таблица 3

Пример таблицы значений параметров УММД

t_1, с	t_2, с	U_w	T_w	U_t	T_t	модель
3,61	4,48	11,027	2,9334	0	0	23
4,48	10	15,169	0,0541	0	0	23
10	18	15,766	0,0541	-0,002	-0,063	22
18	28	16,631	0,0541	-1,042	-0,008	22
28	32	17,713	0,0541	-1,203	-0,008	22
32	42	18,146	0,0541	-1,109	0,041	22
42	48	19,227	0,0541	-0,682	-0,01	22
48	52	19,597	0,0848	-0,797	-0,01	22
…						
144,66	147,46	25,004	0,0863	-0,184	0,0015	22
147,46	149,67	9,5454	-2,938	-0,176	0,0015	22

В графе «модель» первая цифра соответствует номеру базисной функции для продольной кажущейся скорости, вторая – номеру базисной функции программы тангажа (в данном случае, 2 – парабола, 3 – прямая).

3. Расчет и анализ траекторий ЛА

Программа восстановления траекторий по полученным аналитическим зависимостям может решать несколько подзадач. Среди важнейших

алгоритмов отметим задачи многократного восстановления номинальной траектории по значениям обобщенных параметров ММД (в том числе, с измененными параметрами программы тангажа в процессе ее оптимизации), «зашумление» участков аппроксимации и проведение статистических испытаний для анализа возмущенного полета, коррекция программы тангажа для уменьшения промаха в процессе решения краевых баллистических задач.

Интегрирование уравнений движения ракеты в разрабатываемом программном комплексе осуществляется в начальной гироскопической системе координат (НГСК) $O_н x_{нг} y_{нг} z_{нг}$. Оси данной системы координат вводятся аналогично осям абсолютной стартовой отвесной СК и совпадают с ними с точностью до погрешностей выставки осей гиростабилизированной платформы в плоскости начального горизонта и погрешностей прицеливания ракеты, т.е. совпадают по направлению с осями гироскопической СК. Эта система задает исходное положение осей ГСП и является инерциальной [4]. По отношению к ее осям задаются программы углов тангажа, рыскания и крена. Для составления математической модели движения ракеты были использованы угловые программы и зависимость кажущейся скорости от времени, что и обусловило удобство выбора НГСК в качестве основной для восстановления траектории ЛА.

Полное ускорение ЛА на активном участке траектории можно представить в виде векторной суммы кажущегося и гравитационного ускорений:

$$\frac{d\overline{V}(t)}{dt} = \dot{\overline{W}}(t) + \overline{g}[\overline{r}(t)] \tag{3.1}$$

Здесь $\frac{d\overline{W}(t)}{dt}$ – вектор кажущегося ускорения. Скорость полета ракеты на АУТ при этом рассчитывается в форме интеграла:

$$\overline{V}(t) = \overline{V}(t_0) + \int_{t_0}^{t} \dot{\overline{W}}(\tau)d\tau + \int_{t_0}^{t} \overline{g}[\overline{r}(\tau)]d\tau \text{ или } \overline{V}(t) = \overline{W}(t) + \overline{V}_g(t). \tag{3.2}$$

Традиционно интегралы в (3.2) вычислялись численными методами, что приводило к рассмотренным выше упрощениям (линеаризации) при синтезе алгоритма наведения.

Однако, зная полученные ранее аналитические выражения $W_{X1}(t)$ и $\vartheta(t)$ (иными словами, определив параметры УММД), на каждом из участков полета можно вычислить проекции приращений вектора $\Delta\overline{W}_{X1}(\tau)$ и кажущегося пути на оси начальной гироскопической геоцентрической системы координат:

$$\Delta W_{X_{НГ}} = \int_0^{t_2-t_1} \dot{W}_{X1}(\tau)\cdot\cos\vartheta(\tau)d\tau; \quad \Delta S_{X_{НГ}} = \int_0^{t_2-t_1} \Delta W_{X1}{}^{X_{НГ}}(\tau)d\tau;$$
$$\Delta W_{Y_{НГ}} = \int_0^{t_2-t_1} \dot{W}_{X1}(\tau)\cdot\sin\vartheta(\tau)d\tau; \quad \Delta S_{Y_{НГ}} = \int_0^{t_2-t_1} \Delta W_{X1}{}^{Y_{НГ}}(\tau)d\tau. \tag{3.3}$$

Интегралы (2.3) берутся аналитически с использованием известных специальных функций. Для различных математических моделей это могут быть интегральные синус и косинус или интегралы Френеля. Встречаются частные случаи без специальных функций. Численно же с большим шагом интегрируется только медленно меняющийся параметр – ускорение свободного падения. В соответствии с модифицированным методом интегрирования Нюстрёма [5], траектория восстанавливается по формулам:

$$\begin{cases} \bar{g}_1 = \bar{g}[\bar{R}(t_0)], \quad \bar{g}_2 = \bar{g}[t_0 + 1/2\cdot h, \bar{R}_0 + 1/2\cdot h\bar{V}_0 + 1/8\cdot h^2\bar{g}_1 + \Delta\bar{S}(h/2)], \\ \bar{g}_3 = \bar{g}[t_0 + h, \bar{R}_0 + h\bar{V}_0 + 1/2\cdot h^2\bar{g}_2 + \Delta\bar{S}(h)]; \quad h = t_2 - t_1. \end{cases}$$
$$\bar{V} = \bar{V}_0 + \Delta\bar{W} + 1/6\cdot h(\bar{g}_1 + 4\bar{g}_2 + \bar{g}_3); \tag{3.4}$$
$$\bar{R} = \bar{R}_0 + \Delta\bar{S} + h\bar{V}_0 + h(1/6\cdot\bar{g}_1 + 1/3\cdot\bar{g}_2).$$

Координаты старта ракеты традиционно задаются в геодезической системе координат. По геодезическим координатам точки старта *B*, *L*, *H* можно получить ее координаты в квазигеоцентрической СК, используя следующие формулы:

$$\xi' = \left[N(1-e^2) + H\right]\sin B;$$
$$\eta' = (N+H)\cos B\cos L;$$
$$\zeta' = (N+H)\cos B\sin L.$$

Радиус кривизны сечения первого вертикала:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2\sin^2 B}}$$

Далее, используя соответствующие матрицы перехода, осуществляется переход от геоцентрических координат к НГСК.

Для расчета угла атаки используется относительная скорость ЛА. Относительную скорость ЛА в НГСК можно вычислить по вектору абсолютной скорости и вектору угловой скорости вращения Земли:

$$\bar{V}_{OTH} = \bar{V} - \left[\bar{\Omega}\times\bar{r}\right] \tag{3.5}$$

Орты, задающие направление вектора угловой скорости вращения Земли, в НГСК, рассчитываются по формулам:

$$\begin{cases} l = \cos A \cos B \\ m = \sin B \\ n = -\sin A \cos B \end{cases} \qquad (3.6)$$

Таким образом, с использованием формул (3.5) и (3.6) проекции вектора относительной скорости ЛА на оси НГСК вычисляются следующим образом:

$$\begin{cases} V_{OTH\,X} = V_X + \Omega \cdot (nY - mZ) \\ V_{OTH\,Y} = V_Y + \Omega \cdot (lZ - nX) \\ V_{OTH\,Z} = V_Y + \Omega \cdot (mX - lY) \end{cases} \qquad (3.7)$$

Тогда угол θ вычисляется как $\theta = \mathrm{arctg}\dfrac{V_{OTH\,Y}}{V_{OTH\,X}}$. Угол атаки можно вычислить по формуле: $\alpha = \vartheta - \theta$.

Ввиду простоты реализации и высокого быстродействия процесса моделирования полета с использованием описанной методики, возможна реализация статистических испытаний алгоритмов наведения ЛА на персональных ЭВМ. Статистические испытания для данной универсальной модели представляют собой многократный расчет траекторий с учетом влияния случайных факторов, действующих на ракету, и начальных условий полета.

Для демонстрации возможностей моделирующего комплекса рассмотрим реализованную в нем модель возмущенного движения. Будем считать, что программа тангажа выполняется идеально, а отклонения ЛА от номинальной траектории обусловлены исключительно наличием возмущений обобщенных параметров *U* и *T*, входящих в аналитические выражения для кажущейся скорости. Такая постановка является достаточно общей, так как обобщенные параметры содержат в себе информацию о рассеивании аэродинамических сил и сил, создаваемых двигательной установкой.

Отклонения параметров *U* и *T* для обоих видов зависимости $\Delta W_{X1}(\tau)$ (парабола и логарифм) будем вычислять из формируемой с помощью датчика случайных чисел (ДСЧ) «фактической» величины приращения кажущейся скорости $\Delta W_{X1}^{*}(\tau)$.

Будем считать, что значение $\Delta W_{X1}^{*}(\tau)$ распределено по нормальному закону с математическим ожиданием $m_W = \Delta W_{X1}^{НОМ}(\tau)$ и средним квадратичным отклонением σ. Зададимся величинами полуосей эллипса рассеивания. Поскольку на данном этапе мы решаем плоскую задачу, ограничимся заданием большой полуоси по дальности. Рассчитаем отклонение по дальности *L* через баллистические производные как $\Delta L = L_{V_X}\Delta W_X + L_{V_Y}\Delta W_Y$.

Существует бесконечное множество вариантов, обеспечивающих такое соотношение. Но для минимально возможного суммарного отклонения ΔW_{X1} можно записать:

$$\Delta W_{X1}^2 = \Delta W_X^2 + \left(\frac{\Delta L - L_{V_X} \Delta W_X}{L_{V_Y}} \right)^2 = \Delta W_X^2 \left(1 + \frac{L_{V_X}^2}{L_{V_Y}^2} \right) - 2 \frac{\Delta L \cdot L_{V_X} \cdot \Delta W_X}{L_{V_Y}^2} + \frac{\Delta L^2}{L_{V_Y}^2} \quad (3.8)$$

Поскольку есть жесткая связь между параметрами ΔW_X и ΔW_Y, функция ΔW_{X1}^2 является функцией одного переменного. Из условия ее экстремума определим:

$$\Delta W_X = \frac{\Delta L \cdot L_{V_X}}{L_{V_X}^2 + L_{V_Y}^2}, \quad \Delta W_Y = \frac{\Delta L \cdot L_{VY}}{L_{V_X}^2 + L_{V_Y}^2}, \; \Delta W_{X1} = \sqrt{\Delta W_X^2 + \Delta W_Y^2} \quad (3.9)$$

Это и будет максимально допустимое значение отклонения конечной продольной кажущейся скорости от номинала (можно принять его равным 3σ), соответствующее эллипсу рассеивания с большой полуосью ΔL. Теперь для нахождения СКО на каждом из участков можно пропорционально распределить это максимальное отклонение между всеми участками аппроксимации. Отметим, что мы накладываем ограничения на отклонение именно приращения кажущейся скорости. При этом нормально распределенная случайная величина знакопеременна, что согласуется с реальными условиями. В этом случае накопления критических, приводящих к выходу за пределы заданного эллипса рассеивания, возмущений в полной кажущейся скорости по траектории происходить не должно, за исключением редких вариантов, что допустимо на данном этапе проектирования.

Для синтеза нормально распределенной случайной величины в программном комплексе используется преобразование Бокса-Мюллера. Если у нас имеется две равномерно распределенные на интервале [0, 1] случайные величины r и φ, то величины z_0 и z_1, посчитанные по формулам

$$\begin{aligned} z_0 &= \cos(2\pi\varphi)\sqrt{-2\ln r}, \\ z_1 &= \sin(2\pi\varphi)\sqrt{-2\ln r} \end{aligned} \quad (3.10)$$

будут иметь нормальное распределение N(0, 1). Переход от нормально распределенной величины $z \in N(0, 1)$ к числу $x \in N(m, \sigma)$ осуществляется по очевидной формуле: $x = m + z\,\sigma$. Равномерно распределенные случайные величины формируются стандартной функцией C++ int rand (void). После получения псевдослучайного значения величины кажущейся скорости на конце рассматриваемого участка аппроксимации, возникает задача определения значений обобщенных параметров, приводящих к заданному отклонению.

Пусть мы имеем возмущенное значение приращения продольной кажущейся скорости $\Delta W_{X1}^{*}(\tau)$. В этом случае задача отыскания отклонений обобщенных параметров, сводится к отысканию минимальных безразмерных значений $\frac{\Delta U}{U_{НОМ}} = \Delta\overline{U}$ и $\frac{\Delta T}{T_{НОМ}} = \overline{T}$, доставляющих такое отклонение.

Рассмотрим абстрактную задачу поиска минимального расстояния от точки начала координат до произвольной прямой. Пусть прямая задана уравнением вида $\Delta\overline{U} = a - b\Delta\overline{T}$. Прямая, перпендикулярная данной и проходящая через начало координат, имеет уравнение: $\Delta\overline{U} = \frac{1}{b}\Delta\overline{T}$. В таком случае, из условия их пересечения, получим:

$$\Delta\overline{T}^{*} = \frac{ba}{1+b^2}; \ \Delta\overline{U}^{*} = \frac{a}{1+b^2}; \tag{3.11}$$

Теперь приведем исходные выражения для отклонений приращений продольной кажущейся скорости к линейной относительно отклонений обобщенных параметров форме. Подробно рассмотрим пересчет обобщенных параметров для параболической зависимости.

Обозначим $\Delta W = \Delta W_{X1}^{*} - \Delta W_{X1}$, где $\Delta W_{X1}^{*} = U\tau + T\tau^2$, $\Delta W_{X1} = U_{НОМ}\tau + T_{НОМ}\tau^2$.

Тогда $\Delta W = \Delta U\tau + \Delta T\tau^2$, где $\Delta T = T - T_{НОМ}$, $\Delta U = U - U_{НОМ}$

С помощью элементарных преобразований получаем:

$$\Delta\overline{U} = \frac{\Delta W}{U_{НОМ}\tau} - \frac{\Delta\overline{T}\cdot\tau\cdot T_{НОМ}}{U_{НОМ}} \tag{3.12}$$

Таким образом, была получена прямая $\Delta\overline{U}(\Delta\overline{T})$, которая, согласно методу, изложенному ранее, позволяет определить безразмерные отклонения $\Delta\overline{U}$ и $\Delta\overline{T}$. Параметры *a* и *b* для квадратичной зависимости и логарифма (без вывода) приведены в таблице 4.

Действие возмущающих факторов на ЛА в процессе полета приводит к формированию промаха на конце АУТ и, следовательно, ПУТ. Корректировка программы полета позволяет скомпенсировать возмущения и уменьшить промах на каждом из участков аппроксимации. Особый интерес представляет варьирование программы тангажа $\vartheta(t) = \vartheta_0 + \Delta\vartheta(\tau)$.

Модифицируем формулы из таблицы 1 за счет введения коэффициента программы тангажа K_ϑ перед линейным членом каждой зависимости:

$\Delta\vartheta(\tau) = K_\vartheta T_\vartheta \tau$ – модифицированная линейная зависимость;

$\Delta\vartheta(\tau) = K_\vartheta U_\vartheta \tau + T_\vartheta \tau^2$ – модифицированная параболическая зависимость.

Таблица 4

Параметры для подстановки в формулы (3.11)

Парабола	Логарифм
$a = \dfrac{\Delta W}{U_{НОМ}\tau}$ $b = \dfrac{\tau \cdot T_{НОМ}}{U_{НОМ}}$	$a = -1 - \dfrac{\Delta W_{X1}^{*}}{U_{НОМ} \ln\left(1 - \dfrac{\tau}{T_{НОМ}}\right)}$ $b = -\dfrac{\tau \cdot \Delta W_{X1}^{*} \cdot \Delta\overline{T}}{U_{НОМ} \ln^2\left(1 - \dfrac{\tau}{T_{НОМ}}\right) \cdot \left(1 - \dfrac{\tau}{T_{НОМ}}\right) \cdot T_{НОМ}}$

В разработанной программе были проведены статистические испытания с варьированием коэффициента K_{ϑ} в зависимости от возможного промаха на конце каждого участка аппроксимации (с учетом ограничений по углу атаки). Результаты показали, что коррекция программы тангажа в зависимости от возмущений, действующих на ЛА в процессе полета, позволяет уменьшить промах на конце каждого из участков аппроксимации и сузить трубку траекторий; эта коррекция может быть смоделирована с использованием УММД введением описанного выше коэффициента K_{ϑ}. Более того, используемые УММД позволяют исследовать полеты ЛА на различные дальности за счет варьирования программы тангажа.

Поскольку полуаналитический метод восстановления траекторий позволяет осуществлять быстрый и эффективный прогноз вектора состояния ЛА, возможно его использование для построения алгоритма наведения по любому из методов текущего программирования движения.

Литература

1. Беневольский С.В., Козлов П.Г. Полуаналитический метод восстановления траекторий ЛА по обобщенным проектным параметрам и параметрам программы управления и перспективы его использования//Электронное научно-техническое издание «Наука и образование», №10, октябрь, 2011, ttp://technomag.edu.ru/doc/216895.html.

2. Козлов П.Г. Разработка алгоритма восстановления траекторий ЛА на основе обобщенных проектных параметров и параметров программы управления//Студенческий научный вестник. Сборник тезисов докладов общеуниверситетской научно-технической конференции «Студенческая научная весна - 2011», посвященной 50-летию полета Ю.А. Гагарина в космос. 4 - 30 апреля 2011 г. Том XI, часть 3. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2011. С. 25-27.

3. Беневольский С.В. Расчет опорных траекторий и наведение баллистической ракеты дальнего действия на цель: Методические указания к лабораторным работам по курсу «Управление движением летательных аппаратов». – Ч.1. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 40 с.

4. Андреев А.Н., Войтенко С.И., Нуждин Б.И.. Баллистика ракет. Часть I. Методологические основы математического моделирования движения ракет. М.: Военная академия имени Петра Великого, 2005.

5. Беневольский С.В. Математические модели движения для синтеза методов наведения перспективных баллистических ракет// Ежемесячный научно-технический сборник «Оборонная техника», № 3-4, 2007 г.

6. Беневольский С.В., Бурлов В.В., Казаковцев В.П. [и др.] Баллистика. Пенза: Пензенский артиллерийский инженерный ин-т, 2005. 511 с.

7. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука, 1977. – 831 с.

РАЗРАБОТКА НОВОГО КОНСТРУКТИВА И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ УЛУЧШЕНИЕ ГАБАРИТНО-МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РЭА ДЛЯ СУ РКТ ПРИ ПЕРЕХОДЕ НА ГИБКИЕ И ГИБКО-ЖЕСТКИЕ ПЕЧАТНЫЕ ПЛАТЫ

С.В. Кузнецов, Б.И. Иванов
ФГУП «НПЦ автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина»

Как известно, развитие науки не стоит на месте. Вслед за наукой развивается производство, появляются новые технологии. Вследствие этого усложняются требования, предъявляемые к изделиям РЭА для СУ РКТ.

Основными такими требованиями сегодня являются: уменьшение габаритно-массовых характеристик изделия, повышение надежности, использование материалов отечественного производства.

Одним из способов достижения указанных требований является разработка нового конструктива в виде гибких и гибко-жестких печатных плат.

Такие платы имеют ряд преимуществ, благодаря особой конструкции, сочетающей в себе одну или несколько жестких частей, соединенных между собой с помощью гибкого шлейфа. Плата с такой конструкцией после монтажа может быть собрана в миниатюрный кубик, а за счет использования гибкого шлейфа взамен кабельной сети и отказа от использования соединительных разъемов позволяет повысить надежность, снизить стоимость изделия, уменьшить время сборки, а также существенно снизить габаритно-массовые характеристики изделий (≈ 45%).

1. Конструкция ГЖПП

В связи с вышеизложенным, на нашем предприятии ведется ОКР «Проектирование и изготовление гибко-жестких печатных плат». Целью работы является разработка нового конструктива и технологии изготовления печатных

плат, обеспечивающих снижение габаритно-массовых характеристик изделий РЭА СУ РКТ.

Конструкторско-технологическим отделением была разработана конструкция межразъемного соединения гибко-жесткими печатными платами (рис. 1).

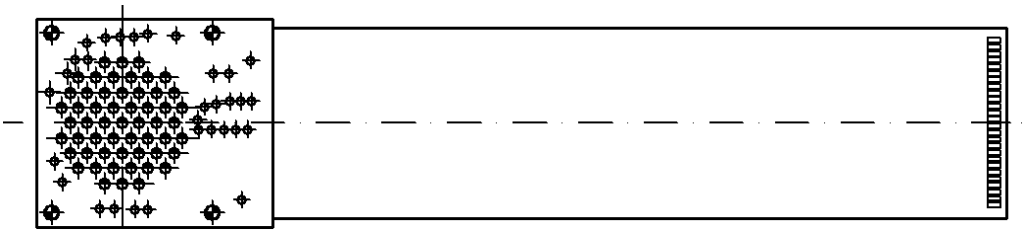


Рис. 1. Общий вид конструкции межразъемного соединения гибко-жесткими печатными платами ОНЦ-55 - СПН339-54РП

Особенностью данной конструкции является наличие жесткой многослойной части и гибкой части, как замены кабеля, исключающей паяные соединения, являющиеся одной из причин отказа приборов и блоков.

Структура внутренних слоев ГЖПП представляет собой конструкцию (рис. 2), состоящую из:

1. ***жесткой части*** – двухстороннего фольгированного стеклотекстолита СТФ-2-35-0,50 1кл. ТУ16-503.161-83 как основного отечественного материала для изготовления жестких печатных плат;
2. ***гибкой части*** – одностороннего фольгированного полиимида Элифом-ПФ-1-35-0,10 ТУ2296-11436290-001-97 с адгезивом как единственного отечественного гибкого материала для производства печатных плат;
3. ***препрега*** – склеивающего материала марки САФ-0,025 как малотекучего материала;
4. ***для защиты проводников жесткой части*** использован сухой пленочный защитный фоторезист (СПФ-3)
5. .***для защиты проводников гибкой части*** использована покровная полиимидная пленка Элифом-ППП-0,06 ТУ3491-11436290-002-97, близкая по составу к материалу гибкой части (ПФ);
6. сухарь из стеклотекстолита

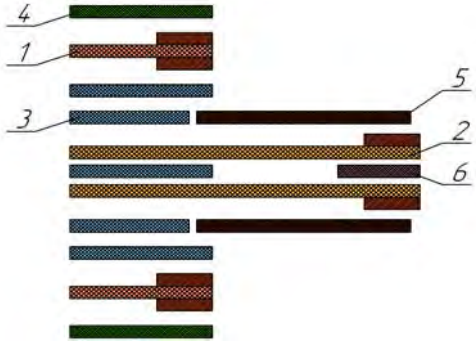


Рис. 2. Структура слоев гибко-жесткой печатной платы

2. Технология

Так как область использования аппаратуры специального назначения требует при изготовлении печатных плат только отечественных материалов, то основной проблемой при разработке ТП являлось отсутствие нормативно-технологической документации на изготовление ГЖПП из отечественных материалов, а также вся имеющаяся информация по технологии изготовления ГЖПП относилась к платам, изготовленным с использованием импортного материала.

Тем не менее, нами был разработан временный технологический процесс (рис. 3), в котором можно выделить три основных этапа:

1. Изготовление жестких слоев
2. Изготовление гибких слоев
3. Изготовление сборной ГЖПП

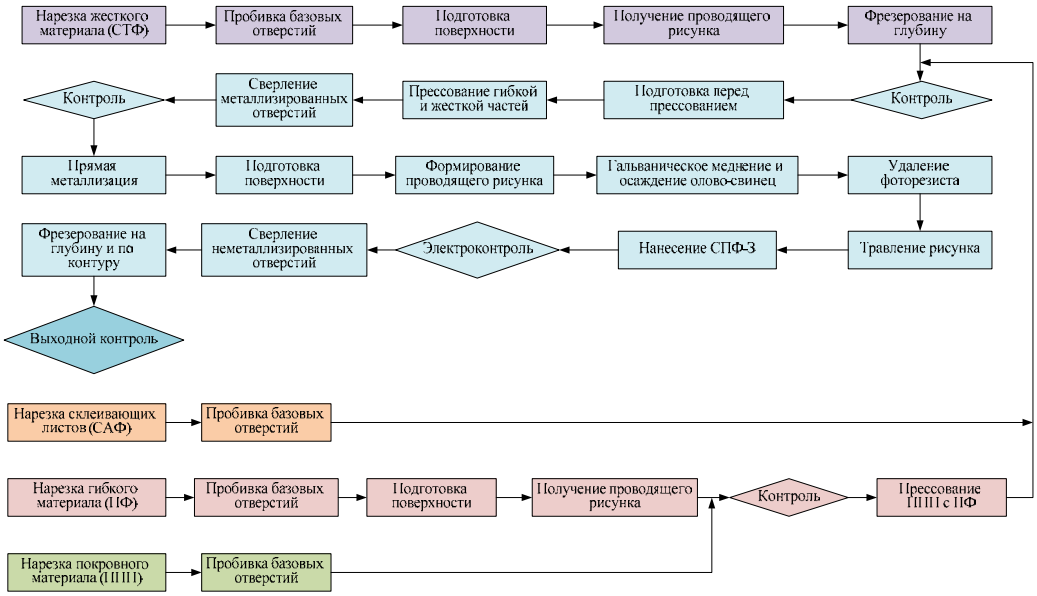


Рис. 3. Маршрутная схема изготовления ГЖПП

2.1. Изготовление жестких слоев

Проведено по действующему ТП изготовления слоев МПП и особого интереса не представляет за исключением операции фрезерования на глубину, требующей специального фрезерного станка. Ввиду отсутствия такого станка в цехе печатных плат, фрезеровка выполнялась в макетной мастерской 05 отделения на универсальном фрезерном станке.

2.2. Изготовление гибких слоев

При изготовлении гибких слоев с первыми трудностями мы столкнулись на стадии подготовки поверхности слоев фольгированного полиимида на конвейерных линиях. Т.к. полиимид – тонкий, гибкий материал и чтобы исключить возможное его повреждение на конвейерной линии были подобраны спутники-носители (рис. 4). На этапе получения проводящего рисунка также использовались жесткие подложки.

Рис. 4. Спутник-носитель для конвейерных линий

Операция по нарезке покровного материала также требует тщательной проработки, заключающейся в определении с формой, размерами и способом совмещения покровной пленки с заготовкой. Сейчас все это выполняется вручную по шаблону-кондуктору, что нетехнологично. По этой причине мы планируем попробовать заменить полиимидную покровную пленку на светочувствительную, что позволит наносить покровную пленку сложной конфигурации методом фотолитографии.

Следующей операцией в технологической цепочке изготовления гибких слоев является нанесение ППП на ПФ. Было опробовано 2 способа:

- на вакуумном аппликаторе с последующим прессованием на прессе;
- только с помощью пресса.

Для исключения повреждения проводников при прессовании нами были использованы различные демпфирующие прокладки: резина, картон переплетный, прокладки марки «Pacopads». Наилучшие результаты были достигнуты при прессовании на прессе с использованием прокладок марки «Pacopads» (рис. 5). ,

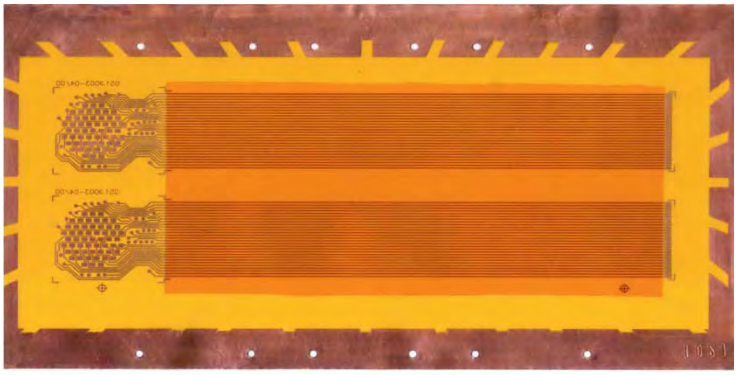


Рис. 5. Гибкий слой с нанесенной ППП при прессовании
с использованием прокладок марки «Pacopads»

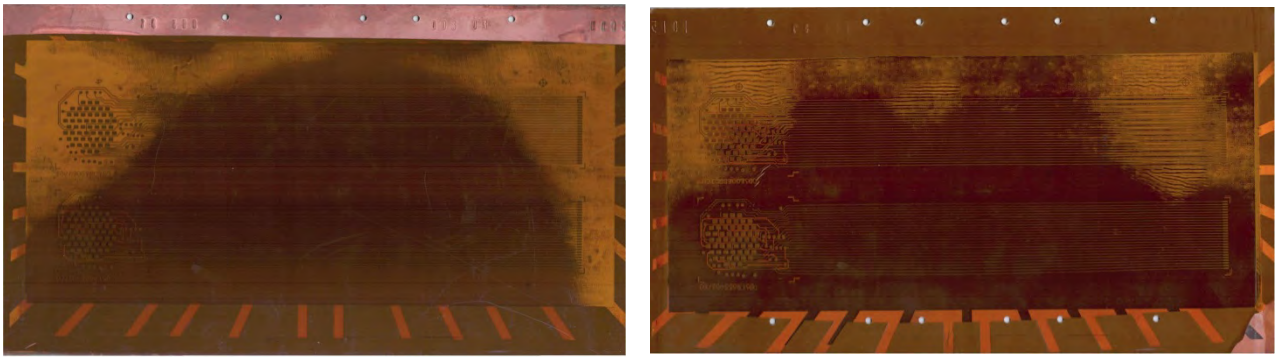
2.3. Изготовление сборной ГЖПП

Заключительным этапом в изготовлении печатной платы является процесс сборки слоев платы в единую конструкцию путем прессования с последующим циклом технологических операций в собранной конструкции.

Первоначально сборка осуществлялась сразу всей платы и прессование происходило за одну ступень, при этом изолирование жесткой части от гибкой осуществлялось с применением триацетатной пленки. Но после проведения гальванических операций было обнаружено затекание растворов внутрь платы, что говорит о некачественной пропрессовке по полю платы. После чего было принято решение прессовать плату в 2 этапа. Для этого разделили плату на 2 части и прессовали каждую по отдельности, а затем обе эти части вместе. Также опытном путем было установлено, что изолирования жесткой части от гибкой можно добиться припрессовав ППП к жесткой части. Следует отметить, что операция прессования ГЖПП является особо ответственной. Ввиду того, что в собранной конструкции имеются полости, хорошего качества склейки добиться крайне сложно при использовании гидравлических прессов (рис.6). Для этого были опробованы различные режимы прессования, как с высоким давлением, так и с низким, а также различные варианты базировки:

- односторонняя базировка;
- двусторонняя базировка по длинным сторонам заготовок;
- совмещение заготовок путем установки двух заклепок в заранее просверленные отверстия.

При этом были опробованы различные демпфирующие прокладки: резина, картон переплетный, прокладки марки «Pacopads» (рис. 6).



а) б)

Рис. 6. Варианты заготовок с плохим качеством прессования:
а) одностороння базировка с использованием подложек из картона;
б) двусторонняя базировка с использованием подложек из резины

Положительных результатов пропрессовки удалось достичь при высоком давлении прессования на прессформе с двусторонней базировкой и с базировкой на заклепках с использованием картона и прокладок марки «Pacopads». Стоит отметить, что на некоторых заготовках при хорошей пропрессовке имело место рассовмещение слоев печатной платы. Данное рассовмещение обусловлено усадкой полиимида при воздействии температуры.

После прессования в сборной ГЖПП выполнялось сверление отверстий под металлизацию 2-мя типами сверл: «HAM SZ», используемыми при сверловке жестких плат и специальными сверлами «HAM HML», предназначенных для сверления плат на фольгированном полиимиде.

Далее была проведена прямая металлизация и затяжка. Изготовлены шлифы металлизированных отверстий (рис. 7).

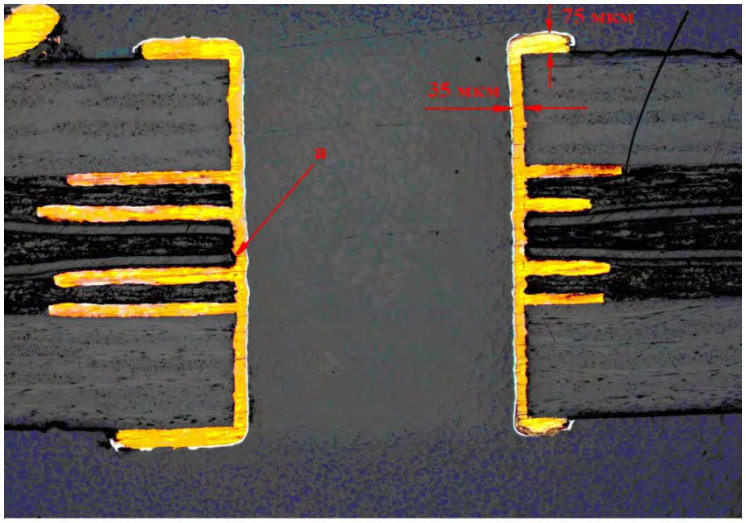


Рис. 7. Металлографический шлиф фрагмента ГЖПП
а – отсутствие прямого контакта полиимида со столбом металлизации

Анализ шлифов показал, что разрывов металлизации не обнаружено, соотношение гальванической меди на поверхности и в отверстии близко к 1:1. Качество сверления хорошее, нет наволакивания смолы на стенки отверстия, также отсутствует явление «шляпка гвоздя». Однако обнаружива-

ется отсутствие прямого контакта полиимида со столбом металлизации. Это может быть обусловлено нестойкостью адгезива гибкого материала к воздействию сильнощелочных горячих растворов, какими являются растворы прямой металлизации. Работы по подбору гальванических растворов и режимов нанесения покрытий продолжаются. Помимо этого, в процессе работы был выявлен еще один недостаток фольгированного полиимида – нестабильность линейных размеров и усадка полиимидной пленки после термовоздействия.

В связи с этим, в рамках подготовке к ОКР «Прорыв», НТЦ «Элифом» были разработаны новые материалы:

- стеклотекстолит фольгированный гибкий СФГ,
- стеклоткань прокладочная СТП-СФГ с низкой текучестью

и изготовлены опытные партии этих материалов.

Проведенный нами входной контроль на стабильность линейных размеров материалов СФГ, СТФ и ПФ показал, что значение показателя СЛР материала СФГ ниже, чем у материала ПФ и близко к материалу СТФ.

Составы связующего материалов СФГ, СТФ и САФ близки, что снижает риск расслоения платы после операции прессования и вероятность разрыва металлизированного столба печатной платы.

3. Результаты

В ходе проделанной работы были:

- выбраны основные материалы для отработки технологии изготовления ГЖПП;
- разработан временный ТП изготовления ГЖПП;
- проведена отработка ТП и изготовлен опытный макет ГЖПП с использованием материала Элифом-ПФ-1-35-0,10 (рис. 8);

Рис. 8. Опытный макет ГЖПП

- изготовлены слои на гибком фольгированном стеклотекстолите СФГ-1-35-0,08;
- по результатам анализа и исследования изготовленного макета проведена коррекция, как отдельных технологических операций, так и ТП изготовления ГЖПП в целом;

- подтверждена возможность применения новых отечественных материалов для изготовления ГЖПП;

- подана заявка на проведение ОКР «Прорыв» в ФКА.

С целью внедрения в производство технологии изготовления ГЖПП необходимо:

1. Продолжить отработку технологии изготовления ГЖПП, в частности технологию получения гальванических покрытий;
2. Приобрести и внедрить в производство фрезерный станок с возможностью фрезерования на глубину;
3. После внедрения в производство вакуумного пресса отработать технологию прессования ГЖПП;
4. Изготовить опытную партию ГЖПП с использованием гибких фольгированных материалов Элифом ПФ-1-35-0,1 и СФГ-1-35-0,08 и стеклоткани прокладочной СТП-СФГ;
5. Провести испытания ГЖПП;
6. По результатам испытаний принять решение об изготовлении ГЖПП на нашем предприятии.

Автор гарантирует, что в предоставленном материале отсутствуют сведения, содержащие информацию с ограниченным доступом. Выступление автора не выйдет за рамки предоставленного докладом материала.

КОСМИЧЕСКОЕ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ. ПРОВЕДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО ПОЛУЧЕНИЮ МОНОКРИСТАЛЛОВ ПОЛУПРОВОДНИКОВ, БИОМАТЕРИАЛОВ И ПЛОСКИХ ЛИНЗ

Н.В. Маловичко, Т.Т. Королева, С.А. Якименко, В.В. Белоусов, И.В. Логунов
МГТУ имени Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ СК имени В.П. Бармина

Преимущества космоса

Фундаментальная идея обработки материалов в космосе зиждется на возможности исключить в невесомости гравитационную конвекцию, и тем самым обеспечить диффузионный массоперенос в жидкой фазе; изменить характер взаимодействия расплава со стенками тигля и, в предельном случае, реализовать бесконтактные методы плавления и кристаллизации материалов.

Первым этапом работ в области космической технологии являются поисковые исследования. Они заключаются в получении на основе проведенных экспериментальных исследований в космосе достоверной инфор-

мации о правильности теоретических предпосылок, говорящих об улучшении качества материалов, произведенных в условиях невесомости.

Проведенные эксперименты подтвердили, что материалы, полученные в условиях невесомости, обладают свойствами, которые сложно или даже невозможно получить в земных условиях. Наиболее перспективные материалы: полупроводники, оптические стекла, оптоволокно, биологические материалы, керамика и некоторые другие. Интерес к этим материалам определяется, с одной стороны, разнообразным применением этих перспективных материалов в приборах, а, с другой стороны, сложностью получения высококачественных, однородных по свойствам, монокристаллов.

Эксперименты проводились в нашей стране на КА серии «Фотон» и орбитальных станциях «Салют-6», «МИР». Планируется проведение экспериментов на МКС.

Оборудование для проведения экспериментов

С использований полученных знаний было разработано семейство бортовых электровакуумных печей: «Зона-1», «Зона-2», «Зона-3», «Полизон» «Полизон-2», «МЭП-01».

Последние две установки из этого ряда «Полизон-2» и «МЭП-01» создаются в НИИ СК, и, по мнению разработчиков, позволят осуществить переход от чисто научных экспериментов к началу опытно-промышленного производства полупроводниковых кристаллов в космосе.

Установка «Полизон-2» разработана для КА «ФОТОН М» № 4 и представляет собой автоматическую электровакуумную электропечь, оснащенную магазином, в который можно загрузить 12 капсул с исходным сырьем. Каждая из капсул поочередно загружается в печь. Включаются нагреватели, создавая заданный температурный профиль на капсуле, и при вытягивании капсулы из печи с заданной скоростью, в капсуле растет кристалл.

Полученные результаты

Наибольшее число экспериментов проведено с полупроводниками, что определяется все возрастающей потребностью промышленности в высококачественных кристаллах. Именно в этой области есть надежда получить эффект от проведения экспериментов в космосе, так как свойства полупроводниковых кристаллов сильно зависят от условий их выращивания. Кроме этого класса материалов, проводились эксперименты с металлами, стеклами, керамикой и т.п. Поэтому существует необходимость определить несколько более узких направлений, на которых следует сосредоточить внимание в ближайшие годы с целью создания космического производства. Анализ планов ведущих космических агентств в области космического материаловедения показывает, что основное внимание в ближайшей перспективе будет уделено исследованиям по получению высококачественных полупроводников.

Основным классом полупроводников, представляющих интерес для получения в условиях орбитального полета, являются твердые растворы A^2B^6 и A^3B^5, прежде всего, это тройные соединения на основе теллурида кадмия и арсенида галлия. Большой интерес для промышленности представляет также твердый раствор $Ge_{1-x}Si_x$. Интерес к этим материалам с точки зрения космического производства определяется, с одной стороны, разнообразным применением их в приборах, а, с другой стороны, сложностью получения высококачественных, однородных по свойствам, монокристаллов в земных условиях.

Перспектива развития космических технологий

Первое опытное производство материалов методами космической технологии может быть организовано на МКС. Существенным преимуществом МКС является длительный срок эксплуатации, что позволяет в течение нескольких лет проводить эксперименты, а также возможность привлекать к работам космонавтов.

Однако существенным недостатком МКС, как и всякого обитаемого космического объекта, является относительно большие микроперегрузки, действующие на бортовое научное оборудование. Это связано с деятельностью экипажа, маневрами самой станции, действием внешних факторов (например, причаливанием транспортных кораблей и пр.).

Частично воздействие этих микроперегрузок может быть блокировано применением магнитных устройств, однако это неприменимо, если расплав исходного материала не обладает магнитными свойствами.

В этом плане привлекает проект космического комплекса на основе обслуживаемого в инфраструктуре МКС автоматического КА, предназначенного для решения задач в области микрогравитационных и прикладных технологических исследований (проект ОКА-Т), в разработке которого участвовали ЦНИИМАШ, РКК «Энергия» и ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». В работе приводится краткое описание этого проекта.

Космический комплекс «ОКА-Т» функционирует в режиме периодического чередования циклов свободного полета КА на рабочей орбите, во время которых выполняется программа микрогравитационных исследований, с циклами возвращения на монтажную орбиту МКС для стыковки и обслуживания.

На борту КА «ОКА-Т» размещаются технологические установки типа «Полизон-2», т.е. имеющие магазин с запасом капсул с исходными материалами, которые поочередно загружаются в печь, где в них выращиваются кристаллы.

Исходя из приведенных выше технических характеристик КА «ОКА-Т» на его борту может быть размещено 5 - 6 технологических установок.

КА «ОКА-Т» выводится в космос в район полета МКС, стабилизируется и включаются в работу установки. Правда, заявленная энерговоору-

женность КА «ОКА-Т» 2 - 2,3 кВт не позволит включить сразу все установки, но, учитывая время автономного полета КА «ОКА-Т» (3 - 4 месяца) и возможность комбинировать их параллельную работу в зависимости от энергопотребления, все установки смогут отработать.

Затем КА «ОКА-Т» переходит на орбиту стыковки с МКС, стыкуется со станцией и космонавты извлекают из установок готовую продукцию, проводят регламентные работы и загружают новые капсулы с исходным сырьем. Готовая продукция доставляется на землю грузовым транспортным кораблем.

КА «ОКА-Т» вновь отстыковывается от МКС и начинается следующий цикл работы. Так повторяется много раз пока не израсходуется ресурс КА «ОКА-Т».

Этот вариант организации опытно-промышленного производства в космосе ценных материалов сочетает преимущества КА «Фотон» - малый уровень микроперегрузок на борту - и МКС – длительный срок эксплуатации, возможность использовать помощь космонавтов.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ АГРЕГАТА ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ ДЛИННОМЕРНЫХ ГРУЗОВ БОЛЬШОЙ МАССЫ

П.П. Мишин
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ СК имени В.П. Бармина

В экономическом цикле “производство – транспортирование – потребление” результат труда последовательно проходит стадии “изготовление продукта – перевозка груза – потребление продукта”. Если на первом и последнем этапах продукт обладает схожими свойствами, то на втором этапе он является объектом транспортирования, которое осуществляется, например, автодорожными транспортными средствами. Так как стоимость продукта помимо стоимости изготовления содержит еще и транспортные расходы, то естественной необходимостью является сокращение издержек на доставку грузов.

Одним из возможных способов снижения затрат в этом случае является проектирование универсальных транспортных средств, которые осуществляют доставку различных, в том числе и специфических, грузов по различным категориям дорог. Особую важность представляет транспортировка грузов большой массы и габаритов, так как это наиболее затратный процесс и в материальном, и в техническом плане. В качестве таких грузов могут выступать ЛЭП, котельное оборудование, трансформаторы высокой мощности и т.п., а средствами доставки являются специальные транспортные средства [1] (рис. 1). При этом перевозка грузов может осуществляться как по дорогам общего, так и специального назначения с упрочненным покрытием.

Рис. 1. Транспортировочный агрегат фирмы Faymonville

Зачастую под отдельные грузы приходится разрабатывать и изготавливать индивидуальные транспортные средства, что очень дорого и нерационально. При этом их несущие конструкции для перестраховки, как правило, проектируются с избыточным запасом прочности за счет применения элементов с массивными профилями, что ведет к утяжелению всей транспортной системы.

В современных условиях целесообразнее либо заново проектировать универсальное транспортное средство под широкий круг перевозимых изделий и условий эксплуатации, либо модифицировать для этих целей раннее спроектированные и изготовленные для испытаний транспортные средства узкого назначения. Последнего можно добиться прежде всего за счет снижения массы самого транспортного средства. При этом необходимо отказаться от первоначально заложенных избытков прочности. Также следует учитывать тот факт, что измененные дорожные условия по сравнению, например, с полосой специального назначения приводят к повышенным динамическим воздействиям [2], в результате которых конструкция, не обладающая достаточными прочностными показателями, будет разрушена.

Элементом, на который непосредственно укладывается перевозимый груз, зачастую служит рама транспортировочного агрегата (рис. 2). Она может быть выполнена по различным конструкционным решениям, одним из которых является пространственная балочная конструкция. В подобных системах балки располагаются таким образом, чтобы обеспечить максимальные жесткостные и прочностные показатели и, тем самым, гарантировать соблюдение условий транспортировки, [3]. Помимо этого достигается значительная экономия материалов, что, однако, не отражается на эксплуатационных требованиях, предъявляемых к таким конструкциям.

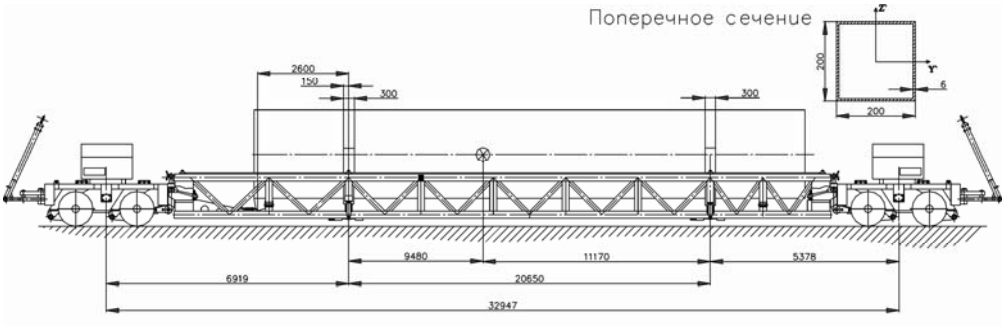


Рис. 2. Общий вид транспортировочного агрегата

В данной работе рассматривается модификация рамы транспортировочного агрегата, предназначенного для перевозки длинномерных (от 4 до 10 метров) грузов (см. рис. 2). Это усовершенствование предполагается осуществить путем варьирования и определения в конечном итоге таких жесткостных параметров несущих элементов рамы, которые обеспечивали бы ощутимое снижение массы конструкции при вполне приемлемых показателях прочности, жесткости и долговечности. Эта задача решается посредством исследования прочности рамы как целостного объекта. При этом в основе решения лежит разработка математической модели этой конструкции, которая строится по методу конечных элементов. В работе проводится сравнительный анализ прочностных и жесткостных показателей рамы, полученных при ее статическом и динамическом нагружении.

Для пояснения модели дадим краткое общее описание как самого транспортировочного агрегата, так и основных его несущих узлов.

Сам агрегат представляет собой совокупность таких несущих узлов как: исследуемая рама с ложементами, перемычки и колесный ход.

В качестве технического решения наилучшим является вариант транспортировочного агрегата прицепного типа, отвечающий одновременно требованиям прочности, экономичности и простоте разработки и исследования. Колесный ход представляет собой два прицеп-модуля ЧМЗАП-7020, на которые опирается рама по сочлененному типу.

Рама агрегата – сварная металлоконструкция, состоящая из четырех продольных балок (по две в верхней и нижней частях рамы), двенадцати поперечных брусов в нижней и двух в верхней части рамы, а также стоек, раскосов и подкосов. Вес транспортируемого груза воспринимается двумя установленными на раме ложементами, каждый из которых представляет собой криволинейную раму радиусом 2900 мм, сваренную из нескольких металлических листов. Ложемент установлен на двух коротких брусах, которые в свою очередь закреплены на двух поперечных балках в нижней части рамы агрегата. Помимо этого ложемент крепится к стойкам в боковых поясах рамы.

Массовые характеристики груза и основных элементов агрегата приведены в таблице 1.

Таблица 1.

Наименование	Обозначение	Масса, т
Груз	m1	10.575
Рама агрегата	m2	12.5
Прицеп-модуль	m3	11.93

Расчет статических усилий от веса груза, приходящихся на ложементы, проводится в соответствии с центровочными характеристиками транспортировочной системы (см. рис.2). Усилия, приходящиеся соответственно на передний и задний ложементы, равны:

$$P_1 = (m1 * (L - L1)) * g/L = 56{,}11 \text{ кН}; \quad (1)$$

$$P_2 = (m1 * L1) * g/L = 47{,}62 \text{ кН}, \quad (2)$$

где $L = 20{,}65$ м – расстояние между ложементами;

$L1 = 9{,}48$ м – расстояние между центром масс груза и передним ложементом;

$g = 9{,}8$ м/с^2 – ускорение свободного падения.

В случае статического нагружения динамические нагрузки, действующие на груз и конструкцию рамы и возникающие при маневрах транспортного устройства, при пуске и торможении механизмов, определяются в данной работе в квазистатической постановке по следующим формулам, [4]:

$$P^x = n_x \cdot G; \; P^y = n_y \cdot G; \; P^z = n_z \cdot G, \quad (3)$$

где P^x, P^y, P^z - продольные, вертикальные и боковые инерционные нагрузки соответственно;

n_x, n_y, n_z - коэффициенты эксплуатационных перегрузок, приведенные в таблице 2;

G – расчетный вес транспортировочной системы.

Таблица 2.

Вид транспортировки	Коэффициент “n_i” перегрузки в направлении оси		
Автомобильная	n_X	n_Y	n_Z
	±0.6	-1.4	±0.3

При транспортировке груз и рама подвергаются ветровому воздействию, создаваемому приземным ветром. Расчетная величина ветрового воздействия определена в соответствии с ОСТ 92-9249-80, при скорости ветра 15 м/с и условно приведена к центру ветрового давления [5] (рис. 3):

- координаты центра ветрового давления относительно переднего ложемента $X_{Ц.В.Д.} = 9{,}53$ м; $Y_{Ц.В.Д.} = 0$ м;

- полная ветровая нагрузка, воздействующая на всю конструкцию транспортного агрегата и определенная с учетом порывов ветра, равна $P_{W.} = 30$ кН. Эта нагрузка прикладывается в центре ветрового давления и передается на раму через ложементы. При воздействии непосредственно на раму нагрузка условно разделяется поровну между узлами конструкции рамы в окрестностях центра ветрового давления;

- координата центра ветрового давления от поверхности дорожного покрытия $Y = 1{,}4$ м.

В случае статического нагружения расчетным для конструкции является вариант комбинации всей совокупности вышеперечисленных силовых факторов. Описанный случай нагружения обусловливает самые высокие значения напряжений и деформаций в конструкции и, тем самым, определяет наиболее опасный нагрузочный режим.

Расчетная схема агрегата, лежащая в основе математической модели для статического расчета, представлена на рис. 3. В ней несущая рама образована за счет жесткосоединенных балок, ориентированных в пространстве таким образом, чтобы сообщить тележке транспортного средства максимальную жесткость при наименьшем весе (треугольная схема). В совокупности балки рамы образуют полузамкнутую решетчатую систему.

Передача усилий (например, ветровых, весовых, инерционных и т.д.) со стороны транспортируемого груза на ложементы схематизируется посредством специальной балочно-стержневой модели, состоящей из: имитирующей груз упругой продольной оси той же массы с эквивалентными характеристиками жесткости на изгиб и кручение, а также стержневого набора, имитирующего контактное взаимодействие груза и ложементов (см. рис. 3). Указанный стержневой набор расположен в плоскости ложемента.

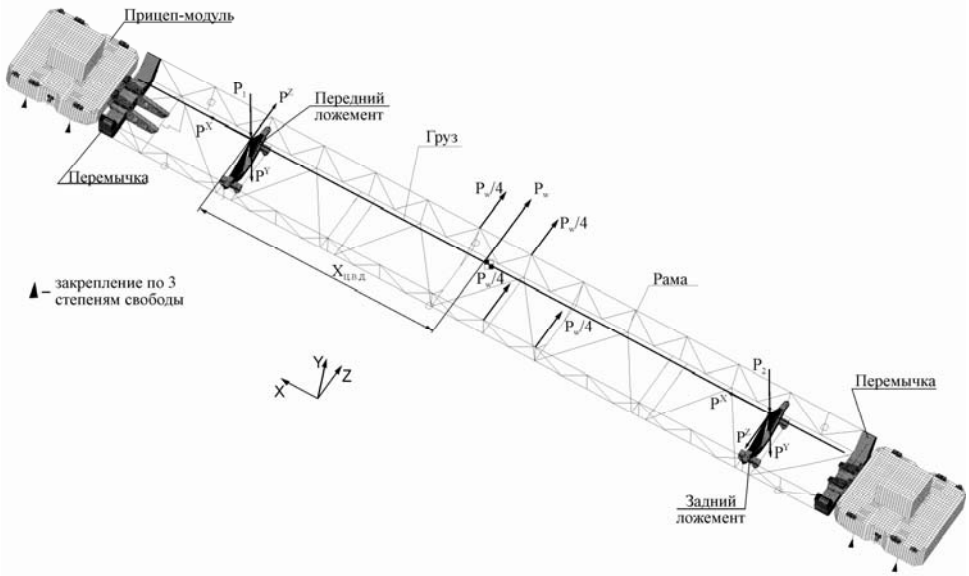


Рис.3. Расчетная схема для статического расчета

Сами ложементы схематизируется как коробчатые криволинейные объекты, жестко соединенные со сдвоенными несущими балками посредством переходного устройства в виде короткого коробчатого бруса. И ложемент, и опорный брус образованы пластинами.

Сварочный узел между опорным швеллером и сдвоенными опорными балками моделируется набором стержней с заведомо завышенным модулем упругости, который на несколько порядков выше, чем у реальных материалов. Эти схемные стержни условно работают только на растяжение-сжатие.

Устройства, передающие тяговое усилие на раму транспортного средства, а именно, прицеп-модуль и перемычка, представляют собой коробчатые объекты, моделируемые с помощью пластинчатых элементов.

В расчетной схеме для случая статического нагружения используются: балочный элемент с общими свойствами растяжения, изгиба и кручения (рис. 4) элемент пластины (рис. 5) стержневой элемент, работающий только на растяжение/сжатие (рис.6).

Прототип конструкции рамы агрегата (см. рис. 2) предназначен для перевозки грузов по улучшенным дорогам с асфальтобетонным покрытием. Ввиду чувствительности перевозимого груза к транспортировочным нагрузкам, в конструкцию рамы агрегата без достаточных теоретических оснований заложен избыточный запас прочности за счет применения профилей с большой площадью поперечного сечения, что утяжеляет раму. Для того, чтобы расширить область применения агрегата, например, для перевозки грузов по дорогам общего назначения с большей скоростью, необходимо снизить динамические нагрузки, возникающие при движении. Этого можно добиться, например, за счет уменьшения массы рамы при сохранении ее несущей способности.

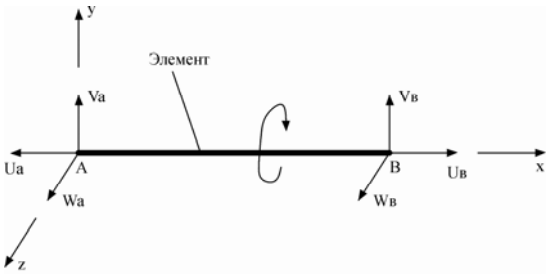


Рис. 4. Балочный элемент

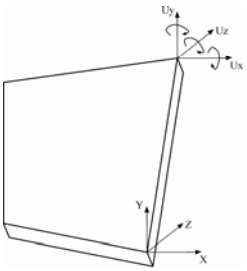


Рис. 5. Элемент пластины

Рис. 6. Стержневой элемент

В качестве модификаций, допустимых по критериям прочности и жесткости, приняты:

- уменьшение в 2 раза толщин стенок профилей поперечных балок, стоек, раскосов и подкосов;
- уменьшение в 2 раза внешних размеров профилей поперечных балок, стоек, раскосов и подкосов;
- одновременное уменьшение в 2 раза и внешних размеров, и толщин профилей поперечных балок, стоек, раскосов и подкосов.

Динамический расчет конструкции рамы проводим для случая переезда транспортным средством препятствия с продольным уклоном 4^0 на скорости 15 км/ч. Высоту препятствия принимаем равной дорожному просвету агрегата равному 19 см. Тогда расстояние от начала препятствия до его верхней точки равно 2.718 м. При заданной скорости движения передний прицеп-модуль переедет препятствие за 1.308 сек.

Для решения динамической задачи несколько видоизменяем конечно-элементную модель, то есть устраняем прицеп-модули (рис. 7), а их влияние на раму с грузом имитируем посредством вертикально расположенных пружинных элементов (рис. 8) с жесткостями равными жесткости подвески прицеп-модулей.

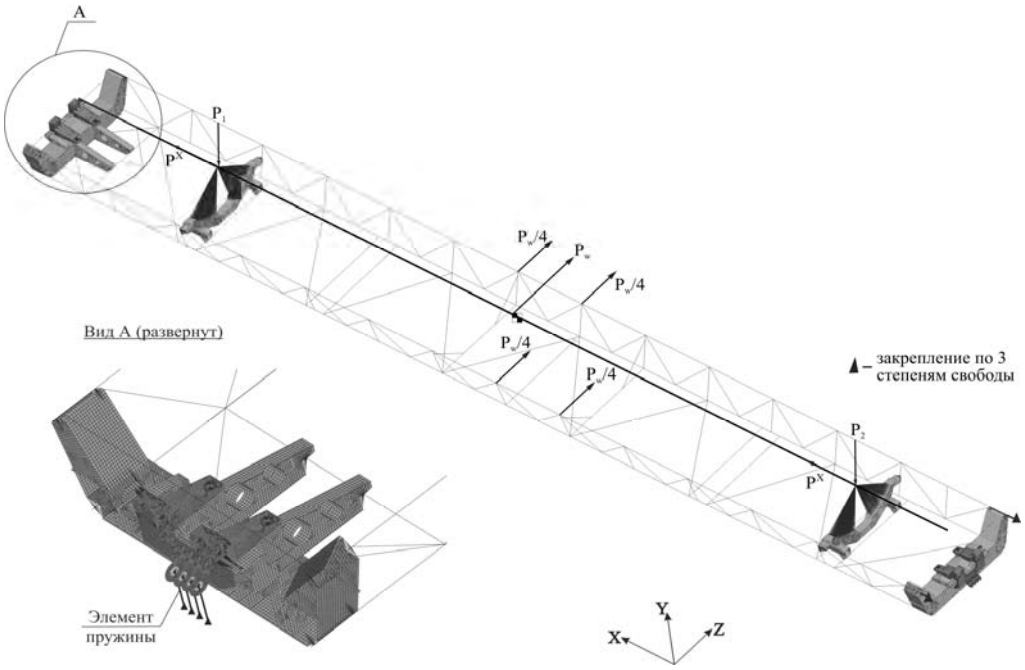


Рис. 7. Расчетная схема для динамического расчета

Импульс нагрузки, приходящейся на переднюю подвеску, расчитываем по приближенной формуле:

$$F = m \cdot h / t^2 \qquad (4)$$

где m – масса конструкции с учетом прицеп-модулей;
$h = 0.19$ м – высота неровности;
$t = 0.654$ сек – время действия импульса нагрузки.

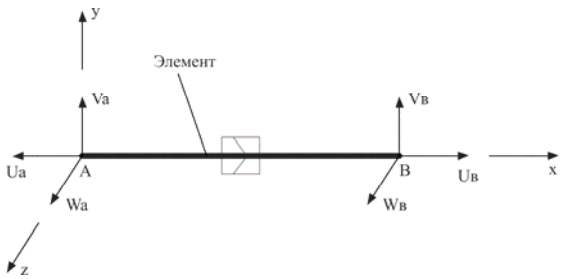


Рис. 8. Элемент пружины

Величины импульса нагрузки, жесткости подвески и массы конструкции с учетом прицеп-модулей для каждой из принятых модификаций приведены в таблице 3.

Таблица 3.

	Импульс нагрузки F, кН	Жесткость подвески C, кН/см	Масса конструкции, т
Первая модификация	4.585	20.92	41.021
Вторая модификация	4.572	20.44	40.914
Третья модификация	4.450	19.93	39.866

В результате проведенных преобразований конструкции получены следующие результаты:

- в первой модификации статического расчета максимальное значение напряжений в раме составило $12.7 \cdot 10^{7}$ Па, наибольшие прогибы равны $5.6 \cdot 10^{-2}$ м; масса рамы равна 6,586 т, что в 1,89 раза меньше массы прототипа;
- во второй модификации статического расчета максимальное значение напряжений в раме составило $13.02 \cdot 10^{7}$ Па, наибольшие прогибы равны $5.82 \cdot 10^{-2}$ м; масса рамы равна 6,479т, что в 1,93 раза меньше массы прототипа;
- в третьей модификации статического расчета максимальное значение напряжений в раме составило $22.6 \cdot 10^{7}$ Па (рис. 9), наибольшие прогибы равны $6{,}0 \cdot 10^{-2}$ м (рис. 10); масса рамы равна 5,431, что в 2,3 раза меньше массы прототипа.

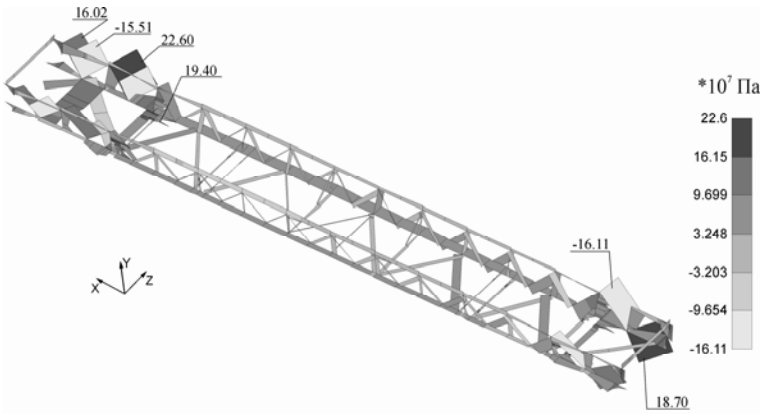


Рис. 9. Эпюра напряжений в раме в третьей модификации статического расчета

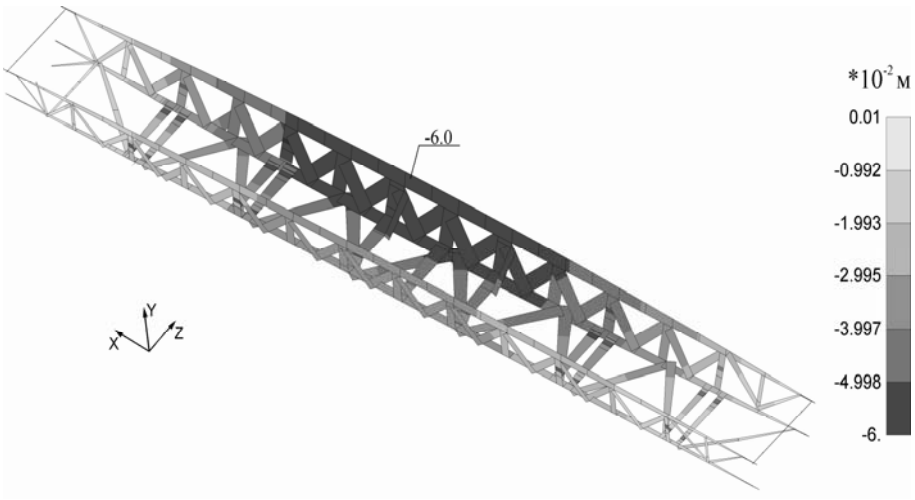


Рис. 10. Эпюра перемещений в раме в третьей модификации статического расчета

- в первой модификации динамического расчета максимальное значение напряжений в раме составило $13.27 \cdot 10^{7}$ Па, наибольшие прогибы равны $9.48 \cdot 10^{-2}$ м;
- во второй модификации динамического расчета максимальное значение напряжений в раме составило $13.83 \cdot 10^{7}$ Па, наибольшие прогибы равны $9.67 \cdot 10^{-2}$ м;
- в третьей модификации динамического максимальное значение напряжений в раме составило $22.1 \cdot 10^{7}$ Па (рис. 11), наибольшие прогибы равны $9.55 \cdot 10^{-2}$ м (рис. 12).

На рис. 12-14 представлены графики изменения напряжений и прогибов в наиболее нагруженных элементах рамы.

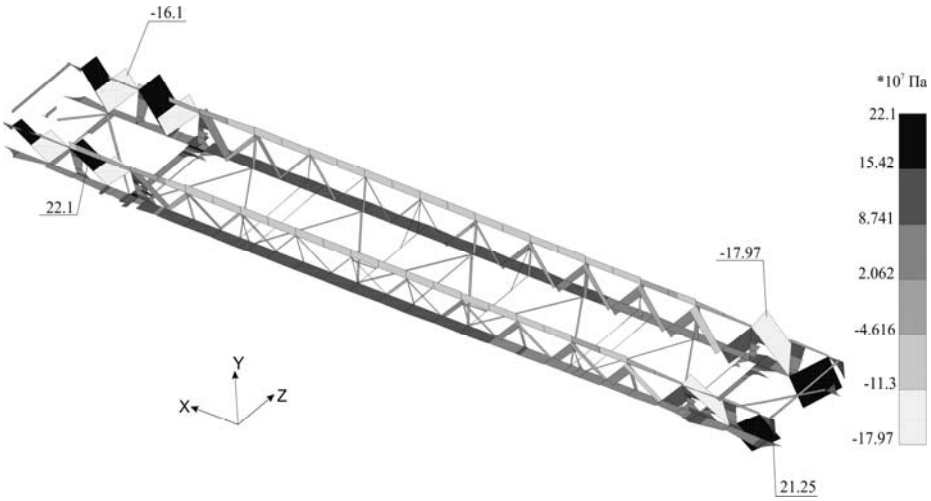


Рис. 11. Эпюра напряжений в раме в третьей модификации динамического расчета

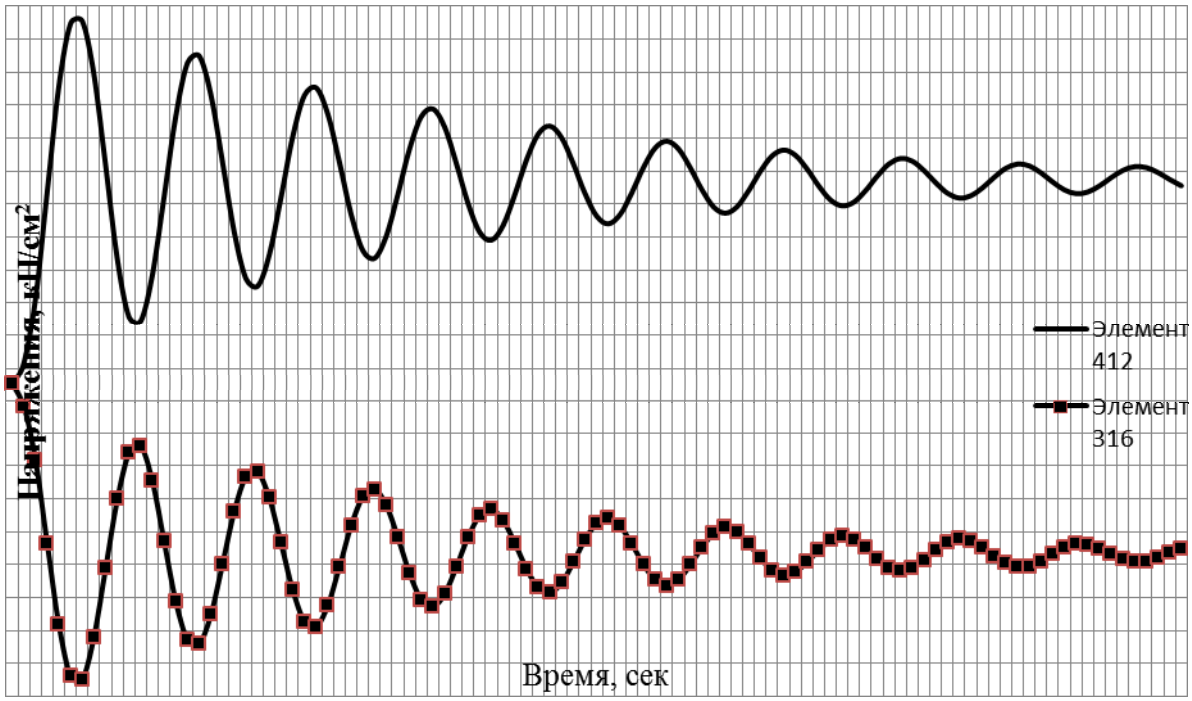


Рис. 12. График изменения напряжений по времени
в наиболее нагруженных элементах

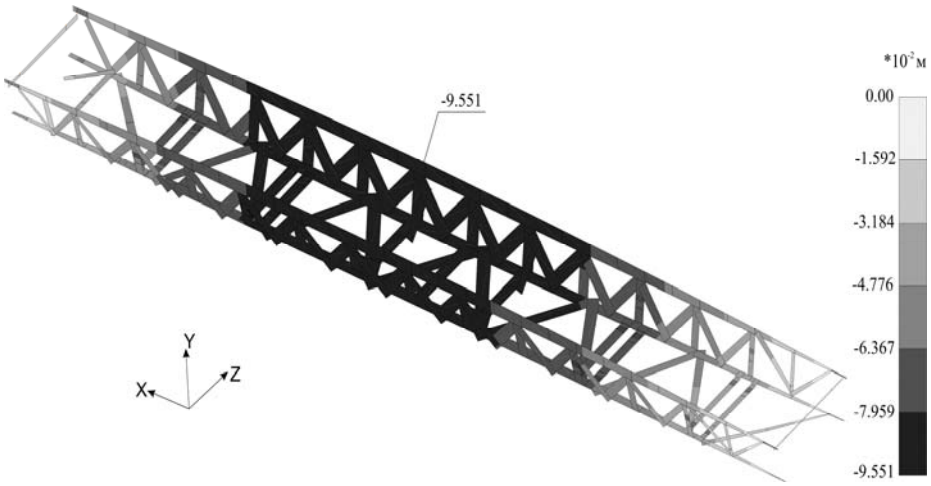


Рис. 13. Эпюра перемещений в раме в третьей модификации
динамического расчета

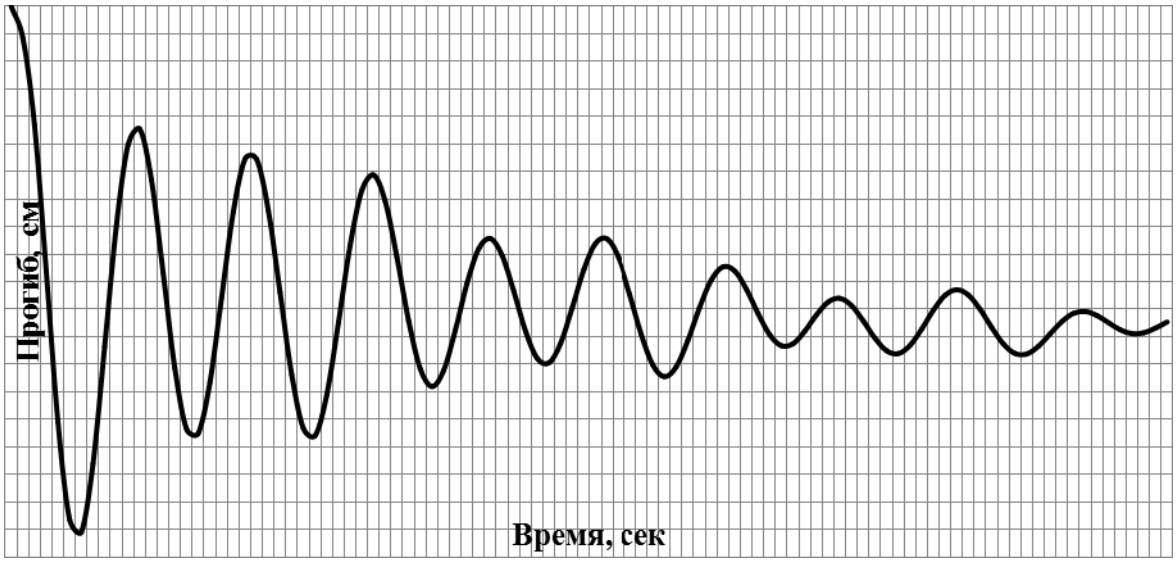


Рис. 14. График изменения прогибов по времени
в наиболее нагруженном элементе

В целом по работе можно сделать следующие выводы:

- на основе разработанной математической модели для анализа жесткости и прочности всей конструкции в целом получены значения интенсивностей напряжений и перемещений всех узловых точек;
- на основе проведенного анализа вскрыты значительные резервы статической прочности, устойчивости и жесткости во всех элементах конструкции;
- предложены меры по простейшей, но эффективной модификации конструкции основной части агрегата – рамы тележки транспортного устройства. Эти меры способствуют уменьшению массы транспортного устройства без заметного снижения его жесткости. Получающиеся при этом повышенные напряжения в элементах рамы оказываются, тем не менее, существенно меньше допустимых (σ_T);
- удалось уменьшить массу рамы агрегата более чем в 2 раза при сохранении ее прочностных и жесткостных показателей;
- значения динамических прогибов и напряжений выше статических. Характер общей деформации рамы соответствует приблизительно первому тону собственных колебаний;
- максимальные динамические напряжения не превосходят значений предела упругости материала элементов рамы, таким образом при повторяющихся нагрузках следует ожидать, что ресурс конструкции будет находиться в пределах значений, которые определяются много- и среднецикловой усталостью материала ($\approx 10^5$ циклов).
-

Литература

1. Аксенов П.В. Многоосные автомобили. – М.: Машиностроение, 1989.
2. Хусаинов А.Ш., Селифонов В.В. Теория автомобиля. Конспект лекций - Ульяновск: УлГТУ, 2008.
3. Проскуряков В.Б. Динамика и прочность рам и корпусов транспортных машин. - Л., Машиностроение, 1972.
4. РМ 457-24-2000. Проведение и оформление общих расчетов проектируемых агрегатов (систем) специального назначения.
5. ОСТ 92-9249-80. Агрегаты специального назначения. Методика расчета ветровых нагрузок.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ В ЗАДАЧАХ БОРТОВЫХ ПРИБОРНЫХ КОМПЛЕКСОВ

А.В. Бабиченко, А.В. Некрасов
ОАО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро»,
ЗАО «Инерциальные технологии "Технокомплекс"»

Решение информационных задач приборных комплексов летательных аппаратов предполагает построение математических моделей различных объектов, их идентификацию и прогнозирование поведения.

Применение классических (статистических и детерминированных) методов обработки информации бывает ограничено большой размерностью, структурной и параметрической неопределенностью рассматриваемых объектов.

Перспективной альтернативой классическим методам является использование математических моделей искусственных нейронных сетей, главными особенностями которых являются:

- способность эффективно определять связь входов и выходов модели;
- способность к непрерывному обучению при наличии числовых данных о параметрах объекта.

При этом задачи обработки информации, предполагающие в классической постановке разработку математической модели объекта, структуры и схемы взаимодействия элементов объекта, модели поведения объекта, в нейросетевой постановке означает задачу синтеза и настройки искусственной НС [1,6,7].

В работе представлены результаты апробации и перспективы применения нейросетевых методов обработки информации в следующих задачах бортовых приборных комплексов:

- калибровка измерительных датчиков (входные данные формируются с помощью специального технологического оборудования);

- текущая и послеполетная идентификация погрешностей измерительных систем;

- прогнозирование расхода топлива на расчетных режимах и траекториях (входные данные формируются с помощью бортового оборудования и бортовых алгоритмов);

- распознавание объектов (целей) на фоне помех при обработке данных обзорно-прицельных средств;

- распознавание полетных ситуаций и прогнозирование их развития;

- диагностирование динамических систем, выявление аномального поведения и отказов.

Материальной основой реализации нейросетевых технологий являются существующие программные библиотеки математических моделей искусственных нейронных сетей, пригодные к реализации в бортовых и наземных вычислителях, и существующие и разрабатываемые программно-аппаратные средства бортовых приборных комплексов [2].

Параметры искусственной нейронной сети определяются в ходе обучения, во время которого на вход нейронной сети поочередно подаются значения обучающей выборки, включающие наборы входных значений (объект) и соответствующих им наборов выходных (эталон) и с помощью алгоритма обучения достигается соответствие выходов нейронной сети заданным в обучающей выборке (рис. 1).

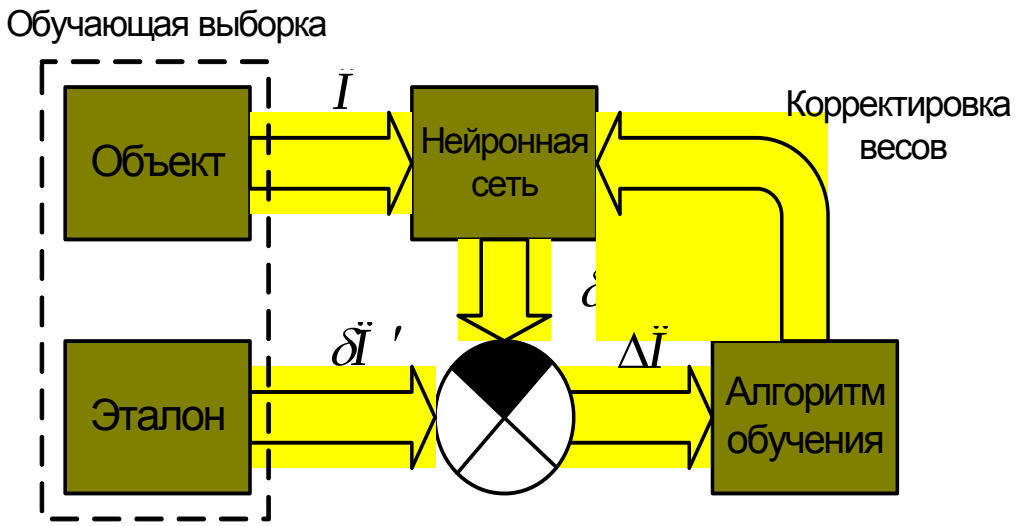


Рис. 1. Схема обучения нейронной сети

Рассмотрим особенности и основные результаты применения искусственных НС в описанных выше задачах.

Калибровка волнового твердотельного гироскопа

Волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) – измеритель углового положения или угловой скорости основания, принцип действия которого основан на свойстве изгибных колебаний тонкостенного полусферического резонатора, изготовленного из кварцевого стекла, сохранять ориентацию в пространстве. При вращении ВТГ положение изгибных колебаний полусферического резонатора (угла волны) изменяется пропорционально углу поворота резонатора, причем коэффициент пропорциональности (масштабный коэффициент) отличен от единицы. Измерение угла волны α позволяет найти угол поворота резонатора относительно инерциального пространства:

$$\alpha(t) = K' \cdot \int_0^t \Omega(\tau) \cdot d\tau, \qquad (1)$$

где: K' - масштабный коэффициент, Ω – угловая скорость основания.

Из-за дефектов изготовления появляется погрешность – дрейф ВТГ, аналитические выражения для которого чрезвычайно сложны и имеют большое количество неизвестных коэффициентов [3-4]. При этом формула (1) принимает вид:

$$\alpha(t) = K \cdot \int_0^t \Omega(\tau) \cdot d\tau + \delta\theta, \qquad (2)$$

где: K = (K’+δK) – фактический масштабный коэффициент, отличающийся от теоретического на величину погрешности δK; δθ – смещение нуля.

Для компенсации погрешностей ВТГ разработана структура программно-математического обеспечения (ПМО), включающая две нейронные сети, одна из которых осуществляет компенсацию смещения нуля, а вторая – погрешности масштабного коэффициента. В качестве экспериментальной базы для обучения сетей и калибровки используется высокоточный одноосный стенд Acutronic, обеспечивающий точное позиционирование и вращение термокамеры с помещенным в нее калибруемым изделием.

Обучающая выборка для настройки первой нейронной сети содержит значения систематической составляющей дрейфа волны, рассчитанные по измерениям в течение трех минут для каждого положения неподвижного относительно Земли гироскопа. Обучающая выборка для настройки второй нейронной сети содержит значения масштабного коэффициента, рассчитанные по непрерывным измерениям приращений угла волны и угла поворота основания (термокамеры), вращающегося с угловой скоростью 5°/с. Обе выборки формируются для изменения угла волны в диапазоне от минус 90° до 90° с шагом 10° и изменения температуры в диапазоне от минус 40°С до 60°С с шагом 10°С.

По полученным данным, для компенсации систематической составляющей скорости дрейфа волны достаточно трехслойной нейронной сети, содержащей 30 нейронов в скрытом слое, а погрешности масштабного коэффициента – 20 нейронов в скрытом слое. Общее время, необходимое для проведения серии калибровочных экспериментов по определению систематической составляющей дрейфа волны и масштабного коэффициента одного ВТГ, составляет 16 часов.

Проверка качества калибровки ВТГ, выполненная с помощью стенда Acutronic, показала, что точность определения угла поворота ВТГ относительно основания у гироскопа с нейронными сетями выше, чем у гироскопа с компенсацией погрешностей с помощью базовой модели погрешностей, основанной на Фурье-разложениях. Так, при температуре минус 40°С и угловой скорости 5°/с ошибка определения угла поворота для ВТГ с базовым алгоритмом компенсации погрешностей составляет 1,4° за 5 минут, для ВТГ с нейросетевой компенсацией – 0,06° за 5 минут; при температуре 60 °С: 0,7° и 0,07° соответственно (см. табл. 1).

Для проверки качества нейросетевых алгоритмов калибровки ВТГ проведена обработка записанных в полете данных: выходных сигналов трех ВТГ, трех гироскопов и датчика температуры из состава бесплатформенной инерциальной навигационной системы БИНС-ТВГ, а также используемых в качестве эталона значений координат, скорости и углов ориентации, счисленных высокоточной платформенной системой ИНС-2000. Записанные значения выходных сигналов гироскопов после компенсации содержащихся в них погрешностей (с помощью нейронных сетей или с помощью базовых алгоритмов) поступают на вход алгоритма счисления навигационных параметров, который формирует значения координат, скорости и углов ориентации. Эти значения сравниваются с эталонными, счисленными ИНС-2000. Проведенные расчеты показали преимущество нейросетевой компенсации (рис. 2-3).

Использование нейросетевых алгоритмов компенсации погрешностей уменьшило ошибки счисления (по сравнению с базовыми алгоритмами компенсации погрешностей):

- составляющих скорости с 16.. 26 м/с до 6.. 8 м/с;
- географических координат с 79.. 82 км до 14.. 28 км за час полета.

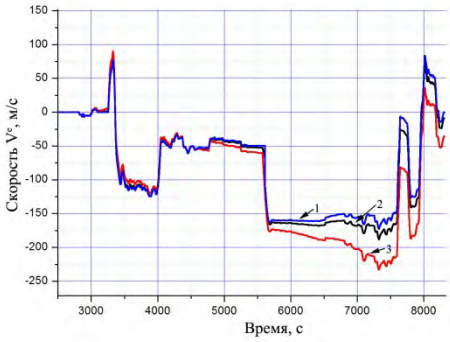
Калибровка микромеханического инерциального блока

Аналогичный подход к компенсации измерительных погрешностей с помощью математических моделей искусственных нейронных сетей был применен при разработке алгоритма калибровки измерительного блока микромеханической бесплатформенной инерциальной навигационной системы, разрабатываемой ОАО «РПКБ» и ЗАО «ИТТ».

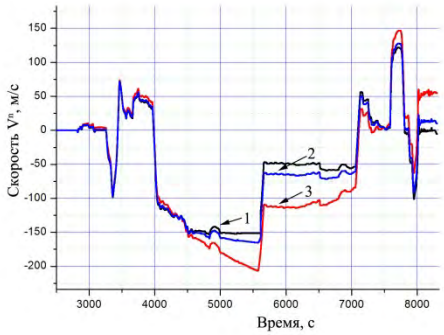
Таблица 1

Точность определения угла ориентации ВТГ

Температура	Вращение +5 °/с		Вращение -5°/с	
	Базовый алгоритм	Нейросетевой алгоритм	Базовый алгоритм	Нейросетевой алгоритм
-40	1,4	0,06	1,37	0,053
-20	0,8	0,048	0,78	0,049
0	0,35	0,043	0,38	0,045
+20	0,09	0,04	0,092	0,038
+40	0,4	0,06	0,36	0,059
+60	0,7	0,073	0,71	0,065
Температура	Вращение +20 °/с		Вращение -20 °/с	
	Базовый алгоритм	Нейросетевой алгоритм	Базовый ал-горитм	Нейросетевой алгоритм
-40	4,32	1,02	4,35	1,1
-20	3,13	0,85	3,1	0,87
0	1,97	0,78	1,92	0,81
+20	1,14	0,83	1,08	0,78
+40	2,22	0,96	2,21	0,93
+60	2,94	0,94	2,93	0,96

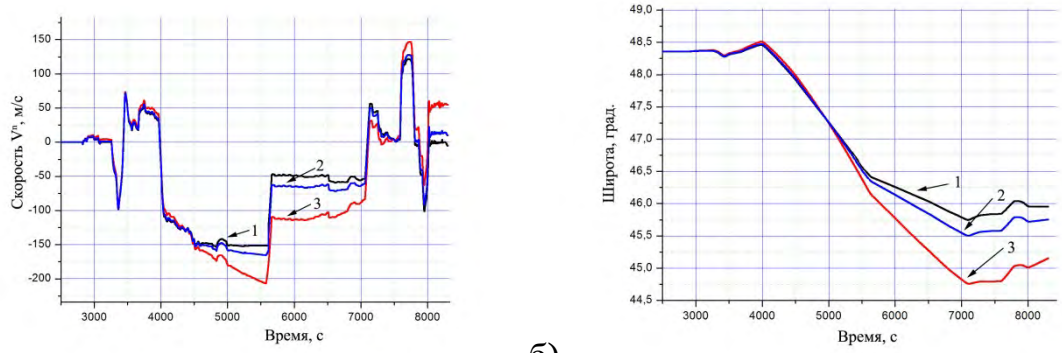


а)



б)

Рис. 2. Восточная (а) и северная (б) составляющие скорости, полученные базовым (3), нейросетевым (2) алгоритмами и ИНС-2000 (1)



а) б)

Рис. 3. Значения широты (а) и долготы (б), полученные базовым (3), нейросетевым (2) алгоритмами и ИНС-2000 (1)

Структура алгоритма компенсации включает три нейронных сети: НС-1 – для компенсации погрешностей блока акселерометров, НС-2 – для компенсации зависящих от ускорений погрешностей микромеханических гироскопов, НС-3 – для компенсации зависящих от угловой скорости погрешностей микромеханических гироскопов. Для формирования обучающих выборок и калибровок использовалось такое же лабораторное оборудование, как и для калибровки ВТГ. Обучающие выборки формировались при температурах 0°С, 20°С, 40°С, 60°С и угловых скоростях от минус 100°/с до 100°/с с шагом изменения 1°/с. Общее время вращения составляло 10 минут.

На рис. 4а показан типовой вид получаемого при этом выходного сигнала акселерометра, на рис. 4б – этого же сигнала после нейросетевой компенсации. Аналогичный вид имеют выходные сигналы гироскопов.

Для контроля качества компенсации измерительных погрешностей использовался аналогичный описанному метод обработки записанных выходных сигналов с последующей организацией счисления. При этом сравнивались два метода компенсации: базовый – на основе субоптимальной фильтрации вектора состояния большой размерности, и на основе нейронных сетей.

Анализ полученных экспериментальных данных показывает, что использование искусственных нейронных сетей обеспечивает эффективную компенсацию систематических погрешностей микромеханических инерциальных датчиков. Точность счисления основных навигационных параметров – координат и скорости – при этом оказывается не хуже, чем при использовании для калибровки субоптимальных фильтров большой размерности, а гибкость и возможность перенастройки моделей у нейронных сетей существенно выше.

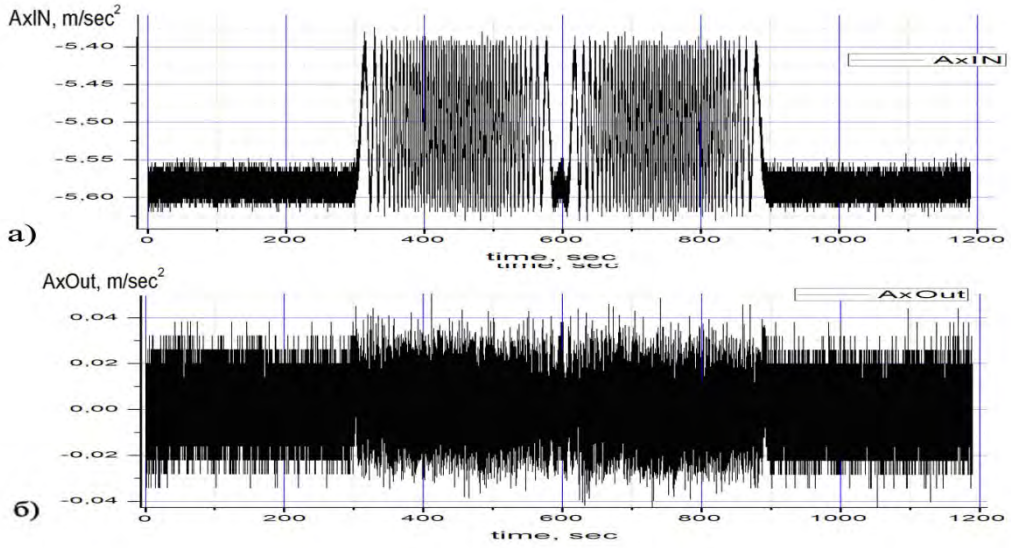


Рис. 4. Выходной а) и откорректированный б) сигнал акселерометра
а) – измеренный сигнал; б) – сигнал после компенсации

Применение нейронных сетей в инженерно-штурманских расчетах

Основу инженерно-штурманских расчетов (ИШР) по определению:

- располагаемых (по запасу топлива) дальности и времени полета;
- затрат топлива при полете до заданного пункта маршрута;
- остатка топлива после прибытия в заданный пункт маршрута, –

составляет прогноз расхода топлива при движении ЛА по расчетным траекториям. Текущие значения секундного расхода топлива $\dot{V}$ и его количества V в баках, связанные между собой соотношением $V = V_0 - \int_0^t \dot{V} \cdot dt$, определяются с помощью расходомера и топливомера. Секундный расход топлива $\dot{V}$ является сложной функцией многих переменных [5]: высоты H, истинной скорости $\upsilon^{ист}$, числа Маха M, атмосферного давления P, скорости ветра $\upsilon^{ветер}$, аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы ЛА и подвесок, режима работы двигателей и т.д.:

$$\dot{V} = f\left(H, \upsilon^{èñò}, M, P, \upsilon^{âåòåð}, C_x, C_y^{\alpha}, ...\right) = f(X).$$

Здесь X – многомерный вектор, элементами которого являются вышеперечисленные разнородные физические величины.

Для качественного прогноза величины $\dot{V}$ необходимо знание этой функции. В сложившейся практике по результатам специальных натурных работ строятся соответствующие эмпирические зависимости, которые и служат основой для ИШР. Дополнительную сложность создает тот факт, что не все вышеперечисленные элементы вектора X доступны прямому наблюдению на борту, некоторые определяются косвенно, в том числе с помощью эмпирических формул, что снижает качество решения задач.

Нейронная сеть после соответствующего обучения обеспечивает более точный прогноз расхода топлива в зависимости от основных параметров движения ЛА: высоты H, вектора скорости $\overline{\upsilon}$, вектора перегрузки $\overline{n}$, вектора угловой скорости $\overline{\omega}$, углов ориентации, которые могут быть непосредственно определены с помощью измерительных средств бортового приборного комплекса (БПК). Нейронная сеть при этом осуществляет численную реализацию функции вида:

$$\dot{V} = F\left(H, \overline{\upsilon}, \overline{n}, \overline{\omega}, \psi, \vartheta, \gamma, \overline{\upsilon}^{\text{âåòåð}}, ...\right) = F(Z).$$

Здесь Z – многомерный вектор, элементами которого являются вышеперечисленные параметры движения ЛА, определяемые измерительными приборами и системами БПК. Для корректности замены f(X) на F(Z) необходимо, чтобы функции f() и F() отображали области значений векторов X и Z соответственно на одно и то же множество. В первом приближении будем полагать, что описанный состав вектора Z является достаточным.

Схема обучения нейросети, реализующей функцию $\dot{V} = F(Z)$, соответствует рис. 1, где в качестве источника эталонных данных о расходе (на рис. 1 – величина δП') используется расходомер или топливомер. Особую ценность имеет то, что в этом случае нейронная сеть, выходом которой является величина секундного расхода топлива (на рис.1 – величина δП), а входами – параметры движения ЛА, измеренные БПК (на рис. 1 – вектор П), может непрерывно обучаться в процессе эксплуатации комплекса, в составе которого имеется расходомер или топливомер. При этом время обучения сети практически равно суммарному времени работы БПК во всех полетах, а количество эталонных значений расхода неограниченно. За счет этого может быть обеспечено качественное обучение достаточно большой сети, содержащей десятки нейронов, что гарантирует точный прогноз величины расхода топлива для любых возможных траекторий движения ЛА. В режиме прогнозирования расхода топлива при проведении ИШР обратная обучающая связь размыкается, на вход нейронной сети подаются значения параметров движения ЛА, соответствующие предполагаемой траектории движения ЛА, а на выходе формируется прогнозируемая величина секундного расхода топлива.

Применение нейронных сетей в задачах текущей и послеполетной идентификации погрешностей измерительных систем

Измерительные погрешности системы определяются при последовательном решении двух задач:

- прогноза, учитывающего погрешности системы в соответствие с их моделью, представляемой в виде $\dot{X} = AX + BW$, где X – вектор состояния, A – матрица системы, B – матрица шумов системы, W – вектор входных возмущений;

- оценивания, позволяющего доопределить параметры используемой модели погрешностей по внешней корректирующей информации.

При этом основные возмущающие факторы – инструментальные погрешности датчиков – могут быть представлены в виде зависимости от измеряемых и рассчитываемых параметров в виде:

$$X^{в} = f(П),$$

что позволяет ставить задачу формирования их оценок с помощью нейронных сетей. Полученные оценки используются для уточнения модели ошибок БИНС и коррекции рассчитываемых БИНС параметров (рис. 5).

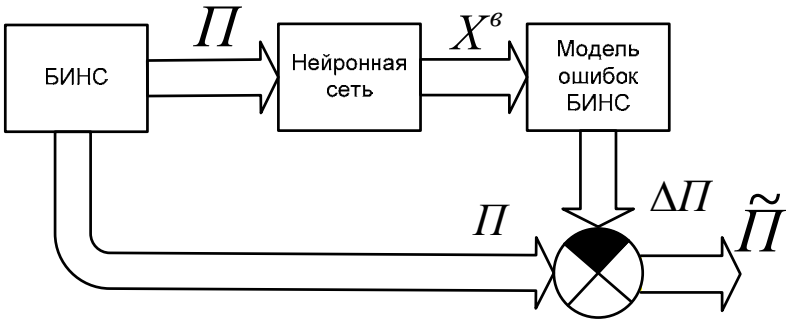


Рис. 5. Схема использования нейронной сети

Для обучения нейронной сети могут использоваться оценки, получаемые расширенным фильтром Калмана при проведении калибровочных испытаний и при послеполетной обработке регистрируемой в полете информации БПК. Рис. 6-7 иллюстрируют потенциальные возможности использования нейронной сети в этом качестве, полученные методом имитационного математического моделирования. На рис. 6 показаны две пары графиков (графики каждой пары практически сливаются друг с другом) зависимостей ошибок счисления горизонтальных составляющих скорости самолета от времени. При этом первые графики из каждой пары показывают изменение фактических ошибок, а вторые графики – изменение значений ошибок, прогнозируемых с помощью обученной нейронной сети. При этом обучение проводилось по эталонной выборке, сформированной для той же записи траекторных данных, для которой проводился расчет фактических ошибок. На рис. 7 показаны аналогичные пары графиков, но при этом обучение нейронной сети было проведено по-прежнему для записи траекторных данных, соответствующей рис. 6, в то время как расчет фактических ошибок осуществлялся для другой траектории. Видно, что во втором случае графики различаются, но не настолько, чтобы нельзя было использовать прогнозируемые с помощью нейронной сети значения в качестве оценок фактических значений ошибок счисления.

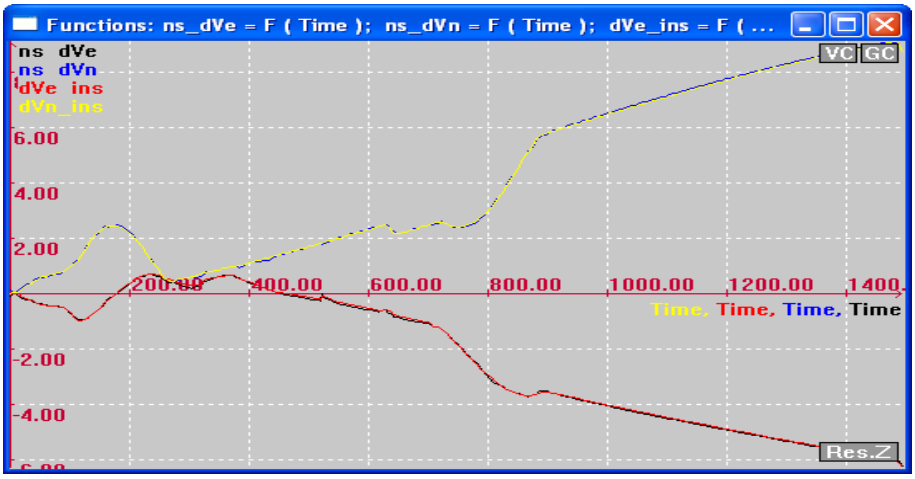


Рис. 6. Фактические и прогнозируемые значения горизонтальных составляющих скорости самолета (обучение и тестирование нейросети проводилось на одной и той же траектории)

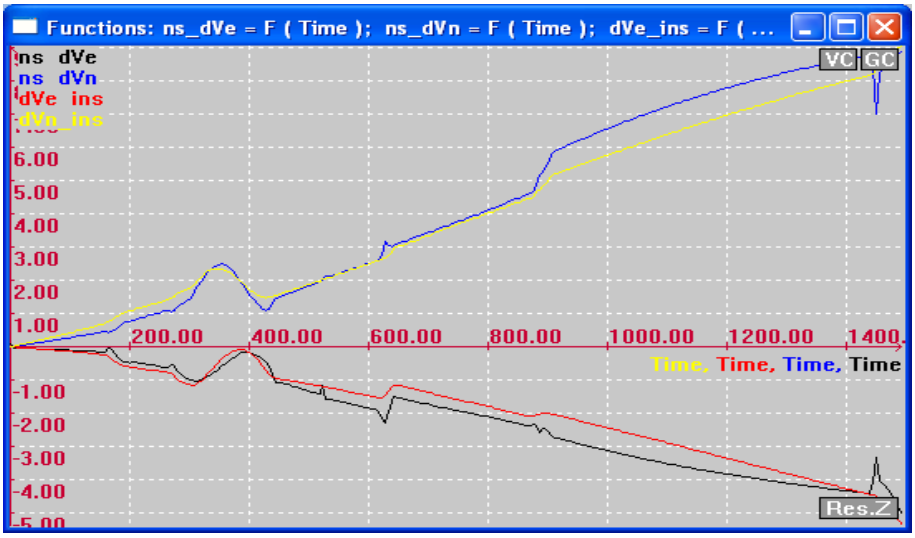


Рис. 7. Фактические и прогнозируемые значения горизонтальных составляющих скорости самолета (обучение и тестирование нейросети проводилось на разных траекториях)

Применение нейронных сетей в задачах распознавания объектов (целей), распознавания полетных ситуаций и прогнозирования их развития, диагностирования динамических систем

Эти задачи, решаемые БПК, характеризуются возможностями, во-первых, выделения объекта с информационным выходом П, содержащим полезную информацию (полученное обзорно-прицельными средствами изображение цели на фоне помех, полученную по текущим измерениям формализованную модель ситуации), а также возможностью задания эталонной информации – изображения целей в разных ракурсах, формализованных моделей типовых ситуаций, построенных методами математиче-

ского, полунатурного моделирования, обработки полетных и экспертных данных, т.п.

Такая постановка задачи является общей и позволяет применить для решения нейросетевую технологию.

Так, решение задачи распознавания наблюдаемых объектов предполагает:

- формализацию изображений и создание эталонных моделей объектов;
- разработку оптимального учебного плана с учетом необходимых ракурсов, масштабов и количества моделей;
- выработку количественных критериев оценки качества обучения с учетом возможных условий применения.

Решение задачи распознавания полетных ситуаций и прогнозирования их развития предполагает:

- разработку формализованных моделей типовых ситуаций;
- разработку среды имитационного математического и полунатурного моделирования развития полетных ситуаций;
- разработку системы извлечения экспертных знаний и формирования эталонных моделей типовых ситуаций при работе эксперта в среде моделирования и при обработке полетных данных;
- разработку оптимального учебного плана с учетом необходимого количества, характера и сложности экспериментов;
- выработку количественных критериев оценки качества обучения с учетом возможных сценариев развития ситуации.

Выводы и рекомендации

1. Математические модели искусственных нейронных сетей являются высокоэффективным и перспективным средством решения прикладных задач бортовых приборных комплексов, связанных с реализацией сложных функциональных зависимостей с неизвестными коэффициентами.
2. Использование моделей искусственных нейронных сетей показало эффективность при решении задач калибровки измерительных датчиков, текущей и послеполетной идентификации погрешностей измерительных систем.
3. Качество решения основных инженерно-штурманских задач, задач распознавания объектов (целей), распознавания полетных ситуаций и прогнозирования их развития, диагностирования динамических систем может быть повышено за счет использовании нейронных сетей.
4. Представляется целесообразным расширять применение математических моделей нейронных сетей в составе ПМО БПК в качестве дополнения к классическим алгоритмам обработки информации.

5. В результате широкого внедрения нейросетевых технологий авионика приобретает новое качество – адаптивной самоорганизующейся системы.

Список литературы

1. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс, 2-е изд., испр.: Пер. с англ. М.: ООО “И.Д. Вильямс”, 2006.
2. http://fann.sourceforge.net (FANN – Fast Artificial Network Library).
3. Журавлев В.Ф., Климов Д.М. Волновой твердотельный гироскоп. М.: Наука, 1985.
4. Журавлев В.Ф. О дрейфе волнового твердотельного гироскопа на вращающемся основании при управлении квадратурой в режимах “быстрого” и “медленного” времени // Изв. РАН. МТТ.2002. № 3.
5. Практическая аэродинамика маневренных самолетов. Учебник для летного состава / Под общ. ред. Н.М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977.
6. Бабиченко А.В., Некрасов А.В. Математические модели нейронных сетей в задачах пилотажно-навигационного комплекса // Авиакосмическое приборостроение.2008.№ 11.
7. Джанджгава Г.И., Бабиченко А.В., Требухов А.В., Некрасов А.В. Нейросетевой алгоритм калибровки волнового твердотельного гироскопа // Инженерная физика.2010.№ 9.

ПЕРЕХОД ОТ АНАЛОГОВОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ К ЦИФРОВОЙ В ГБ КИНД99-003М

В.А. Павлов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Цифровая электроника в настоящее время все более и более вытесняет традиционную аналоговую. В ближайшем будущем полностью аналоговые устройства будут применяться только в тех редких случаях, когда требуется получить рекордные значения некоторых параметров электронных устройств.

В технике наиболее широко применяются электрические сигналы.

Сигналом называется любая физическая величина (например, температура, давление воздуха, интенсивность света, сила тока и т.д.), изменяющаяся со временем. Именно благодаря этому изменению во времени сигнал может нести в себе какую-то информацию.

Электрическим сигналом называется электрическая величина (например, напряжение, ток, мощность), изменяющаяся со временем. Вся электроника в основном работает с электрическими сигналами, хотя в по-

следнее время все больше используются световые сигналы, которые представляют собой изменяющуюся во времени интенсивность света.

В свою очередь электрические сигналы подразделяются на аналоговые и цифровые.

Под аналоговым сигналом понимается сигнал, который может принимать любые значения в определенных пределах (например, напряжение может плавно изменяться в пределах от нуля до десяти вольт). Устройства, работающие только с аналоговыми сигналами, называются аналоговыми устройствами.

Под цифровым сигналом подразумевается сигнал, который может принимать только два значения (иногда – три значения). Причем разрешены некоторые отклонения от этих значений. Например, напряжение может принимать два значения: от 0 до 0,5 В (уровень нуля) или от 2,5 до 5 В (уровень единицы). Устройства, работающие исключительно с цифровыми сигналами, называются цифровыми устройствами.

В природе практически все сигналы – аналоговые, то есть они изменяются непрерывно в некоторых пределах. Именно поэтому первые электронные устройства были аналоговыми. Они преобразовывали физические величины в пропорциональные им напряжение или ток, выполняли над ними какие-то операции и затем выполняли обратные преобразования в физические величины.

Однако аналоговые сигналы и работающая с ними аналоговая электроника имеют большие недостатки, связанные именно с природой аналоговых сигналов. Так, например, аналоговые сигналы чувствительны к действию всевозможных паразитных сигналов – шумов, наводок, помех и т.п., обладают довольно большой зависимостью от воздействия внешних факторов.

Плюсы цифровых сигналов:

– надежность передачи данных;

– минимизация ошибок при получении, обработке, хранении и передачи данных;

– компактность цифровых систем;

– высокая гибкость при обработке информации;

– уменьшение финансовых и трудовых затрат до минимальных.

В связи с этим наиболее существенные плюсы перехода от аналоговой обратной связи к цифровой:

– уменьшение габаритов, массы, энергопотребления (существенный плюс для эксплуатации и поддержания приборов, основанных на гироблоке с модернизованной обратной связью);

– появление дополнительных возможностей для применения более сложных алгоритмов управления, как следствие: точность и стабильность измерения угловой скорости.

Рассмотрим структурную схему системы, в которую входит цифровая обратная связь, представленная на рис. 1.

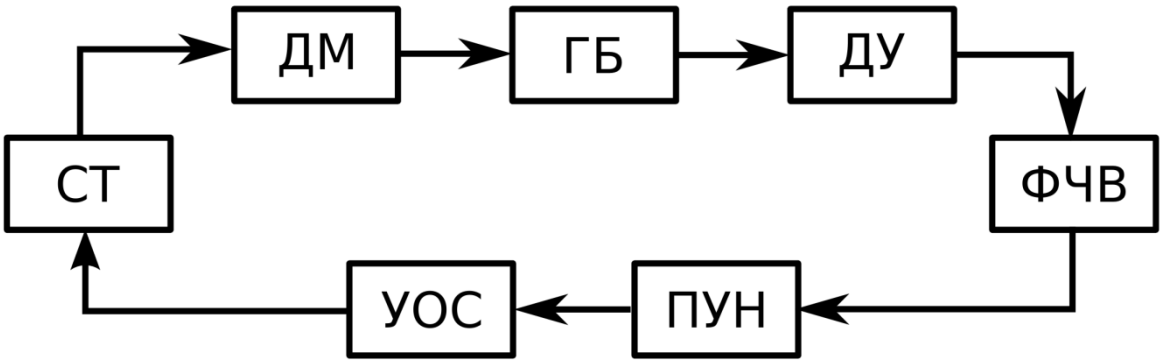


Рис. 1. Структурная схема системы

Опишем элементы, составляющие данную структурную схему:

1. Гироблок (ГБ) – объект управления – КИНД99-003М (Пока отлаживаем электрическую обратную связь, гироблок форсировано не разгоняем, чтобы не было неприятных происшествий с затиранием опор в случае неправильно подключенных фаз. В дальнейшем, когда электрическая обратная связь будет отлажена, гироблок будет работать в штатном режиме);
2. Датчик угла (ДУ) – остается прежним (аналоговым)

Вид сигнала с датчика угла представлен на рис. 2.

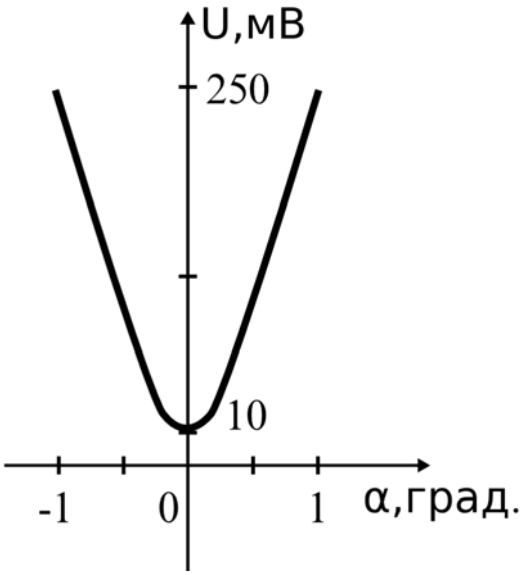


Рис. 2. Вид сигнала с датчика угла

3. Фазочувствительный выпрямитель (ФЧВ) – с его помощью преобразуем сигнал с датчика угла:

В данной схеме используется штатный фазочувствительный выпрямитель – УД-51.109, который, имея на входах сигналы:

- опорный (синусоидальный);
- сигнал с датчика угла,

получает на выходе сигнал вида, указанного на рис. 3.

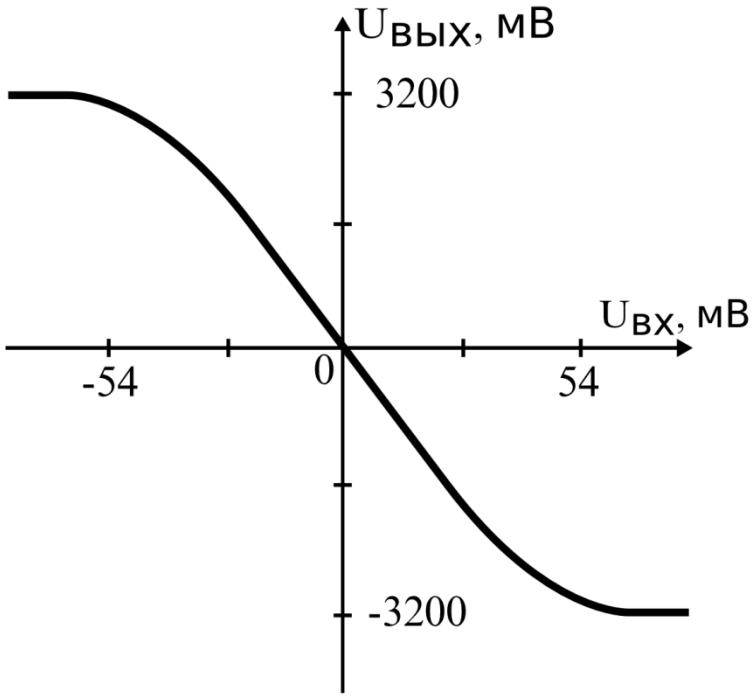


Рис. 3. Вид сигнала с фазочувствительного выпрямителя

4. Преобразователь уровня напряжения (ПУН) – представляет собой схему на операционных усилителях. Его задача состоит в том, чтобы сигнал на выходе ФЧВ был преобразован к сигналу, который может быть обработан в 12-разрядном аналого-цифровом преобразователе (АЦП) (в дальнейшем возможно будет использоваться внешний АЦП повышенной точности), встроенном в микроконтроллер.

Вид данного сигнала представлен на рис. 4.

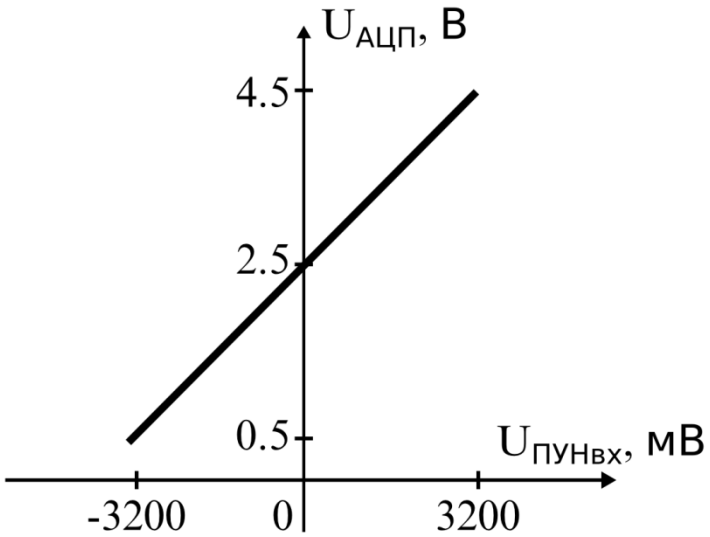


Рис. 4. Вид сигнала с фазочувствительного выпрямителя

5. Усилитель обратной связи (УО

5.1. Описание усилителя обратной связи:

УОС – цифровой блок структурной схемы, представляющий собой цифровую обратную связь на базе отладочной платы STM32VLDDiscovery. Данная плата, стоящая на переходной плате, соединяется с персональным компьютером по интерфейсу передачи RS-232 (через COM-порт) с целью управления микроконтроллером. Данная отладочная плата построена на базе 32-разрядного микроконтроллера STM32F100RB (фирма «STMicroelectronics»). В дальнейшем данный микроконтроллер будет заменен на микроконтроллер фирмы «ПКК Миландр» предположительно модели 1986ВЕ91Т (который также является 32-разрядным).

Замена микроконтроллера будет осуществлена, исходя из следующих соображений:

– развитие отечественного производства электронной техники и электротехники;

– обеспечение требуемого уровня качества, надежности и эксплуатационных характеристик вооружения. Необходима радиоэлектронная аппаратура повышенного качества надежности, способная функционировать в реальных боевых условиях, длительно эксплуатироваться в жестких условиях воздействия внешних факторов среды;

– обеспечение ряда дополнительных требований, связанных с условиями хранения и поставки изделий, обеспечением гарантий, качества и ответственности за результаты эксплуатации, взаимодействием с производителем в интересах повышения качества продукции и известного показателя эффективность-стоимость;

– не секрет, что некоторые микропроцессоры, микроконтроллеры могут иметь скрытые функции, с помощью которых по определенному сигналу можно блокировать действие системы. Подобное наблюдалось при

ведении боевых действий в Ираке и непосредственно влияет на обороноспособность страны;

– многие компоненты, особенно поставляемые небольшими партиями на наш рынок, не имеют надлежащей упаковки. В связи с этим возникает проблема контроля их качества, которое может быть снижено из-за воздействия статического электричества.

В микроконтроллере используются модули АЦП и широтно-импульсной модуляции (ШИМ), позволяющие через стабилизатор тока (СТ) управлять датчиком момента (ДМ) ГБ, для чего стабилизированный ток в виде ШИМ сигнала подается в обмотку ДМ.

5.2. Описание микроконтроллера, входящего в состав усилителя обратной связи:
МК STM32F100RB (отладочный). Спецификация представлена в таблице 1

Таблица 1

■ Core: ARM 32-bit Cortex™-M3 CPU: • 24 MHz maximum frequency, • 1.25 DMIPS/MHz (Dhrystone 2.1) performance – Single-cycle multiplication and hardware division ■ Memories – 128 Kbytes of Flash memory – 8 Kbytes of SRAM ■ Clock, reset and supply management – 2.0 to 3.6 V application supply and I/Os – POR, PDR and programmable voltage detector (PVD) – 4-to-24 MHz crystal oscillator – Internal 8 MHz factory-trimmed RC – Internal 40 kHz RC – PLL for CPU clock – 32 kHz oscillator for RTC with calibration ■ Low power – Sleep, Stop and Standby modes	■ 2 × 12-bit D/A converters ■ 51 I/O ports, all mappable on 16 external interrupt vectors and almost all 5 V-tolerant Up to 12 timers – Up to three 16-bit timers, each with up to 4 IC/OC/PWM or pulse counter – 16-bit, 6-channel advanced-control timer: up to 6 channels for PWM output, dead time generation and emergency stop – One 16-bit timer, with 2 IC/OC, 1 OCN/PWM, dead-time generation and emergency stop – Two 16-bit timers, each with IC/OC/OCN/PWM, dead-time generation and emergency stop – 2 watchdog timers (Independent and Window) – SysTick timer: 24-bit downcounter – Two 16-bit basic timers to drive the DAC ■ 8 communications interfaces

– VBAT supply for RTC and backup registers ■ Debug mode – Serial wire debug (SWD) and JTAG Interfaces ■ DMA – 7-channel DMA controller – Peripherals supported: timers, ADC, SPIs, I2Cs, USARTs and DACs ■ 1 × 12-bit, 1.2 μs A/D converter (up to 16 channels) – Conversion range: 2 to 3.6 V – Temperature sensor	– Two I2C interfaces (SMBus/PMBus) – 3 USARTs (ISO 7816 interface, LIN, IrDA capability, modem control) – 2 SPIs (12 Mbit/s) – Consumer electronics control (CEC) interface ■ CRC calculation unit, 96-bit unique ID ■ ECOPACK® packages

МК 1986ВЕ91Т (штатный). Спецификация представлена в таблице 2.

Таблица 2

• Ядро*:* - ARM 32-битное RISC-ядро Cortex™-M3 ревизии 2.0, тактовая частота до 80 МГц, производительность 1.25 DMIPS/МГц (Dhrystone 2.1) при нулевой задержке памяти; - блок аппаратной защиты памяти MPU; - умножение за один цикл, аппаратная реализация деления. • Память: - встроенная энергонезависимая Flash-память программ размером 128 Кбайт; - встроенное ОЗУ размером 32 Кбайт; - контроллер внешней шины с поддержкой микросхем памяти СОЗУ, ПЗУ, NAND Flash. • Питание и тактовая частота: - внешнее питание 2,2÷3,6 В; - встроенный регулируемый стабилизатор напряжения на 1,8 В для питания ядра;	• Режим пониженного энергопотребления: - режимы Sleep, Deep Sleep и Standby; - батарейный домен с часами реального времени и регистрами аварийного сохранения. • Аналоговые модули: - два 12-ти разрядных АЦП (до 16 каналов); - температурный датчик; - двухканальный 12-ти разрядный ЦАП; - встроенный компаратор. • Периферия: - контроллер DMA с функциями передачи Периферия-Память, Память-Память; - два контроллера CAN интерфейса; - контроллер USB интерфейса с функциями работы Device и Host; - контроллеры интерфейсов UART, SPI, I2C;

- встроенные схемы контроля питания; - встроенный домен с батарейным питанием; - встроенные подстраиваемые RC генераторы 8 МГц и 40 кГц; - внешние кварцевые резонаторы на 2÷16 МГц и 32 кГц; - встроенный умножитель тактовой частоты PLL для ядра; - встроенный умножитель тактовой частоты PLL для USB.	- три 16-ти разрядных таймер-счетчика с функциями ШИМ и регистрации событий; - до 96 пользовательских линий ввода-вывода. • Отладочные интерфейсы: - последовательные интерфейсы SWD и JTAG.

Период ШИМ должен быть в 10 раз (а то и в 30 - 40 раз) меньше самой малой постоянной времени τ объекта регулирования. Для этого был произведен расчёт обратной связи ГБ КИНД99-003М. Первоначально коррекция была выбрана в виде пропорционального регулирования. В дальнейшем в программе, загруженной в микроконтроллер, мы можем использовать любой вид регулирования, их комбинацию, можем применять необходимый тип регулирования в нужный момент времени.

6. Стабилизатор тока (СТ) – используется штатный прибор СТ-173.003 (основан на операционных усилителях и других аналоговых элементах). Его функция – поддерживать стабильность тока, управляемого с ШИМ, так как именно от его стабильности зависит точность измеренной угловой скорости. Далее этот ток поступает на ДМ.

Все элементы питает штатный ВИП 34018 (из КИНД34-020).

Расчет обратной связи ГБ КИНД99-003М как объекта регулирования.

Составим линеаризованное уравнение движения датчика угловой скорости (без учёта коррекции):

$$J_x\ddot{\beta} + D_x\dot{\beta} + K_{pr}\beta - H\omega_{y0} = 0 \qquad (1)$$

Условные обозначения:

J_x - момент инерции гироблока вокруг оси прецессии, [$гс \cdot см^2 \cdot с$];

$\ddot{\beta}$ - угловое ускорение вокруг оси прецессии, [$\frac{град}{сек^2}$];

D_x - удельный демпфирующий момент вокруг оси прецессии, [$гс \cdot см \cdot с$];

$\dot{\beta}$ - угловая скорость вокруг оси прецессии, [$\frac{град}{сек}$];

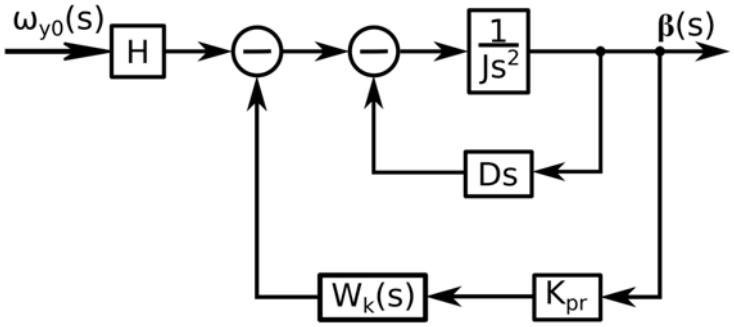
H - кинетический момент ГБ, [$гс \cdot см \cdot с$];

ω_{y0} - угловая скорость основания вокруг оси чувствительности, [$\frac{град}{сек}$].

Переходим в область преобразований Лапласа:

$$J_x s^2 \beta(s) + D_x s \beta(s) + K_{pr} \beta(s) - H\omega_{y0}(s) = 0;$$

$$(J_x s^2 + D_x s + K_{pr})\beta(s) = H\omega_{y0}(s) \qquad (2)$$



$$W_{ol} = \frac{\beta(s)}{\omega_{y0}(s)} = \frac{H}{J_x s^2 + D_x s + K_{pr}} \qquad (3)$$

С учетом коррекции в цепи обратной связи:

$$(J_x s^2 + D_x s + K_{pr} \cdot W_k)\beta(s) = H\omega_{y0}(s) \qquad (4)$$

$$W_{ol} = \frac{\beta(s)}{\omega_{y0}(s)} = \frac{H}{J_x s^2 + D_x s + K_{pr} \cdot W_k(s)} \qquad (5)$$

Параметры гироблока:

- J_x = 0.574 [$гс \cdot см \cdot с^2$];
- $t_{ГБ}$ = 0.007 [$с$];
- H = 165 [$гс \cdot см \cdot с$];
- Расчёт D_x:

  $t_{ГБ} = \frac{J_x K_{ГБ}}{H} = \frac{J_x}{D_x} \Rightarrow D_x = \frac{J_x}{t_{ГБ}} = 82$ [$гс \cdot см \cdot с$];
- K_{pr} - подбор;

Приведение передаточной функции к композиции типовых звеньев:

$$W_{ol}(s) = \frac{H}{J_x s^2 + D_x s + K_{pr}} = \frac{H}{K_{pr}} \cdot \frac{1}{\frac{J_x}{K_{pr}} s^2 + \frac{D_x}{K_{pr}} s + 1} = \frac{K_u}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1} \qquad (6)$$

Получилась композиция усилительного звена и колебательного звена 2-го порядка.

Параметры нашей передаточной функции:

- $K_u = \frac{H}{K_{pr}} = \frac{165}{K_{pr}}$;
- $T = \sqrt{\frac{J_x}{K_{pr}}} = \frac{0.76}{\sqrt{K_{pr}}}$;

- $\xi = \dfrac{D_x}{2K_{pr}T} = \dfrac{54.12}{\sqrt{K_{pr}}}$;

Рассмотрим сначала передаточную функцию разомкнутой системы без коррекции в цепи обратной связи:

$$W_{ol} = \frac{K_u}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1} = \frac{165}{0.57 s^2 + 82 s + K_{pr}} \qquad (7)$$

В процессе анализа полученных ЛЧХ и переходной характеристики был подобран коэффициент $K_{pr} = 5$ $[\frac{гс \cdot см}{рад}]$.

Передаточная функция примет вид:

$$W_{ol} = \frac{K_u}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1} = \frac{33}{0.11 s^2 + 16.4 s + 1} \qquad (8)$$

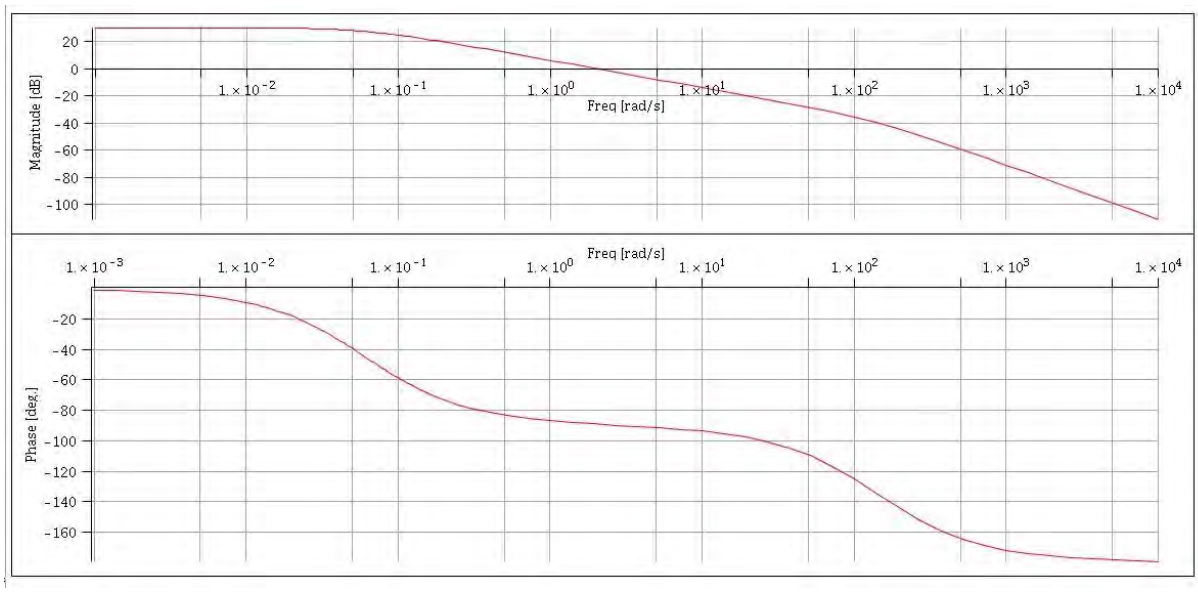


Рис. 5. ЛАЧХ и ЛФЧХ передаточной функции разомкнутой системы без коррекции в цепи обратной связи

Очевидно, что система устойчива.

Рассмотрение передаточной функции замкнутой системы без коррекции в цепи обратной связи:

$$W_{cl} = \frac{W_{ol}}{1 + W_{ol}} = \frac{33}{0.11 s^2 + 16.4 s + 34} \qquad (9)$$

Отклик системы на единичное ступенчатое входное воздействие: Данные, его характеризующие:

0.97059, [0.05723, 0.09706], [0.19986, 0.32353], [0.52928, 0.64706], [1.10147, 0.87353], [*undefined*, *undefined*], [1.86636, 0.95118]

Полученные показатели качества:

- Время переходного процесса 1.86 сек;
- Статическая ошибка - 0.03;
- Перерегулирование отсутствует.

(подробнее см. в *prop*)

Дальнейшая коррекция не требуется.

План дальнейшей работы.

- Распайка и соединение соответствующих элементов структурной схемы;
- Отработка алгоритмов и схемотехники цифровой обратной связи путем записи и анализа параметров системы при отработке типового входного воздействия (типа «ступенька»). Это осуществляется подачей импульса тока в обмотку ДМ.

Литература.

1. Новиков Ю.В. Основы цифровой схемотехники. «Базовые элементы и схемы. Методы проектирования.» – М.: Мир, 2001. – 379 с., ил. – (Современная схемотехника)
2. Спецификации:
   http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/DATA_BRIEF/CD00277245.pdf ;
   http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/DATASHEET/CD00251732.pdf ;
   http://milandr.ru/uploads/Products/product_80/spec_seriya_1986BE9x.pdf
3. Бесекерский В.А., Попов Е.П. «Теория систем автоматического регулирования» – М., 1996 г., 992 с., илл.

МЕТОДИКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО СВЕТОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ПЗС МАТРИЦ

Г.А. Патин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Оптико-электронное приборостроение»

В последнее время все большую популярность приобретают приборы с цифровой регистрацией изображения. Область применения цифровой регистрации безгранична, это: фотоаппараты, камеры, приборы научных исследований (интерферометры, микроскопы, зрительные трубы), аэрофотоаппараты, космические аппараты. В качестве приемника излучения в таких приборах используют приборы с зарядовой связью (ПЗС матрицы). Каждый приемник характеризуется своими пороговыми значениями: потока излучения и освещенности. В связи с этим возникает вопрос: как выбрать матрицу для создания оптико-электронного прибора (ОЭП) с цифровой ре-

гистрацией, ведь специфика их работы различна. Одни работают под водой, вторые в космосе, третьи на Земле и т.д. Возникает потребность в расчете граничных параметров матриц таких как: пороговое значение освещенности и потока излучения.

Целью работы является создание методики автоматизированного проведения светоэнергетического расчета (расчета пороговых значений) ПЗС матриц, которая поможет сократить время на поиски и подбор матрицы для разных приборов в зависимости от условий их работы.

Решение поставленной задачи осуществлялось с применением теоретической базы, использованной в литературе [1]. Ниже представлены основные формулы, которые послужили основополагающими для создания методики автоматизированного расчета интегральных значений энергетической и световой освещенности на объекте и в плоскости изображения.

Для расчета была принята типовая схема наблюдения объекта при помощи ОЭП на матричном приемнике (рис.1). Объект с коэффициентом диффузного отражения $\rho_{об}(\lambda)$ подсвечивается источником излучения с цветовой температурой T. Этот источник создает на поверхности объекта интегральную энергетическую освещенность $E_э$ и эквивалентную ей световую освещенность $E_{св}$. Часть излучения отраженного объектом проходит через атмосферу, имеющую коэффициент пропускания $\tau_{атм}(\lambda)$ и попадает в оптическую систему, состоящую из объектива и матричного приемника. Объектив имеет фокусное расстояние f', диаметр входного зрачка D и коэффициент пропускания $\tau_{ОС}(\lambda)$. ПЗС установлен в задней фокальной плоскости объектива. Изображение объекта, формируемое объективом, имеет интегральную энергетическую освещенность $E'_э$ и эквивалентную ей световую освещенность $E'_{св}$.

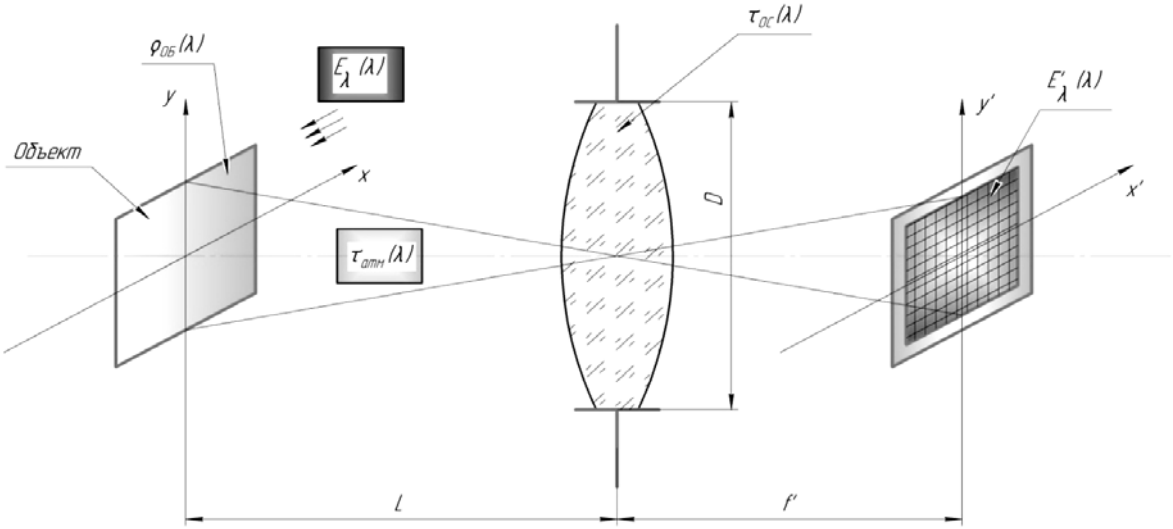


Рис.1. Схема оптического прибора с цифровой регистрацией изображения

Выражение для пороговой величины максимальной спектральной плотности освещенности будет иметь вид [1]:

$$E_{\lambda макс}^{пор} = \frac{4 \cdot k^2 \cdot N_{Ш}}{t_{нак} \cdot A_{ПИ} \cdot S_{макс} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot S_{отн}(\lambda) \cdot \tau_{атм}(\lambda) \cdot \tau_{ОС}(\lambda) \cdot \rho_{об}(\lambda) d\lambda};$$

где: $\tau_{атм}(\lambda)$ - спектральный коэффициент пропускания атмосферы,

$\tau_{ОС}(\lambda)$ - спектральный коэффициент пропускания оптической системы,

$\rho_{об}(\lambda)$ - коэффициент диффузного отражения объекта,

$X(\lambda,T)$ - относительная спектральная плотность светимости АЧТ,

$S_{отн}(\lambda)$ - относительная спектральная чувствительность матрицы,

$N_{Ш}$ - суммарное значение среднеквадратического отклонения (СКО) шума матрицы,

$S_{макс}$ - значение максимальной чувствительности матрицы,

$A_{ПИ}$ - площадь пикселя,

$t_{нак}$ - время накопления матрицы,

k - относительное отверстие оптической системы.

Интегральные значения энергетической и световой освещенности на объекте можно записать в виде:

$$E_{э}^{пор} = E_{\lambda макс}^{пор} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) d\lambda = \frac{4 \cdot k^2 \cdot N_{Ш} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) d\lambda}{t_{нак} \cdot A_{ПИ} \cdot S_{макс} \cdot \tau_{ОС} \cdot \rho_{об} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot S_{отн}(\lambda) d\lambda};$$

$$E_{св}^{пор} = E_{\lambda макс}^{пор} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot V(\lambda) d\lambda = \frac{683 \cdot 4 \cdot k^2 \cdot N_{Ш} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot V(\lambda) d\lambda}{t_{нак} \cdot A_{ПИ} \cdot S_{макс} \cdot \tau_{ОС} \cdot \rho_{об} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot S_{отн}(\lambda) d\lambda},$$

где: $V(\lambda)$ - относительная спектральная чувствительность глаза.

Выражение для порогового значения интегральной энергетической освещенности в плоскости изображения представим в виде:

$$E'^{пор}_{э} = \frac{N_{Ш} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot \tau_{ОС}(\lambda) \cdot \rho_{об}(\lambda) d\lambda}{t_{нак} \cdot A_{ПИ} \cdot S_{макс} \cdot \tau_{ОС} \cdot \rho_{об} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot S_{отн}(\lambda) d\lambda}.$$

Тогда пороговое значение для интегрального энергетического потока излучения можно выразить формулой:

$$\Phi'^{пор}_{э} = A_{ПИ} \cdot E'^{пор}_{э} = \frac{N_{Ш} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) d\lambda}{t_{нак} \cdot S_{макс} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot S_{отн}(\lambda) d\lambda}.$$

Пороговую световую освещенность в плоскости изображения запишем в виде:

$$E'^{пор}_{св} = \frac{683 \cdot N_{Ш} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot V(\lambda) d\lambda}{t_{нак} \cdot A_{ПИ} \cdot S_{макс} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot S_{отн}(\lambda) d\lambda};$$

$$\Phi'^{пор}_{св} = A_{ПИ} \cdot E'^{пор}_{св} = \frac{683 \cdot N_{Ш} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot V(\lambda) d\lambda}{t_{нак} \cdot S_{макс} \cdot \int_0^{\infty} X(\lambda,T) \cdot S_{отн}(\lambda) d\lambda}.$$

После разработки программы в математическом пакете моделирования MAPLE, она была применена для расчета пороговых значений матрицы Lupa-1300-2, произведенной фирмой Cypress Semiconductor Corporation. Для проверки правильности работы программы была произведена проверка цифровой камеры RT1000DC с матричным приемником Kodak KAI-1003M, производимой фирмой ООО «Растр Технолоджи», результаты расчета приведены в таблице 1.

Анализ результатов полученных с помощью программы и приведенных в литературе [1], дает основание полагать, что программа составлена верно. Сильных отклонений в цифрах не наблюдалось, здесь стоит сказать о том, что учесть все невозможно и приходится идти на допущения, такие как спектральный коэффициент пропускания атмосферы принимать за 1, а спектральный коэффициент пропускания оптической системы и коэффициент диффузного отражения объекта принимать как константы.

Разница в порядках матрицы Lupa1300-2 и матрицы KAI-1003M обусловлена тем, что Lupa1300-2 рассчитывалась для длины волны в пределах от 0.450 мкм до 0.720 мкм, а KAI-1003M для диапазона 0,39 - 1,06 мкм. Заметим, что время экспозиции сравниваемых матриц существенно отличается там, где время экспозиции меньше; там большие потоки световой энергии должны падать на приемник, чтобы обеспечить заданное качество изображения.

Таблица 1.

Параметр	Приемник излучения		
	KAI-1003M	KAI-1003M (программно)	Lupa1300-2
$S_{макс}, Дж^{-1}$	1.23e+18	1.23e+18	2.39e+18
$A_{ПИ}, м^2$	1.64e-10	1.64e-10	1.96e-10
$N_{Ш}$	40	40	37
$t_{нак}, с$	0.033	0.033	0.002
$\int_0^\infty X(\lambda,T)d\lambda$	0.734	0.734	0.11477
$\int_0^\infty X(\lambda,T)\cdot V(\lambda)d\lambda$	0.101	0.101	0.013
$K_{ГЛ}$	0.138	0.138	0.11327
$\int_0^\infty X(\lambda,T)\cdot S_{отн}(\lambda)d\lambda$	0.299	0.299	0.03
$K_{ПИ}$	0.47	0.47	0.2613924
$E'^{пор}_{э}, Вт/м^2$	1.47e-5	1.47e-5	15.1e-5
$Ф'^{пор}_{э}, Вт$	2.42e-15	2.42e-15	2.961e-14
$E'^{пор}_{св}, лк$	1.38e-3	1.38e-3	11.688e-3
$Ф'^{пор}_{св}, лм$	2.27e-13	2.27e-13	22.909e-13
$E^{пор}_{э}, Вт/м^2$	1.92e-4	1.92e-4	94e-4
$E^{пор}_{св}, лк$	1.81e-2	1.81e-2	73.09e-2

Вывод

Разработана методика и программа автоматизированного проведения светоэнергетического расчета ПЗС матриц, которые являются универсальными и их можно использовать для большинства современных матричных приемников, что в свою очередь упрощает подбор ПЗС матриц для приборов с заданными характеристиками по потоку излучения и освещенности в плоскости изображения приемника. Программа также сокращает время на подбор матрицы.

Литература:

1. М.Г. Князев, А.В. Бондаренко, И.В. Докучаев Расчет пороговых значений потока излучения и освещенности ПЗС матриц. www.rastr.net

ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ ДЕМПФИРОВАНИЯ НУТАЦИОННЫХ КОЛЕБАНИЙ ДНГ-РВ В ПРИБОРЕ КИ45-7

В.С. Резцов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В гиростабилизаторе КИ45-7 в качестве чувствительных элементов угловой стабилизации платформы используются два динамически настраиваемых гироскопа (ДНГ) типа КИ05-4, отличительной особенностью которых является наличие нутационных колебаний на частоте 482 Гц.

Эти колебания возникают в связи с тем, что в режиме грубого приведения платформы в исходное положение, в процессе которого подвижная часть прибора совершает значительные угловые развороты с большими угловыми скоростями, происходит неизбежное касание ротором ДНГ вращающихся упоров. Несмотря на использование в усилителях стабилизации режекторных фильтров на частоте нутации выходные каскады и корректирующие звенья этих усилителей при нутационных колебаниях ротора с большими амплитудами будут находиться в насыщении, что может привести к нарушению устойчивости системы стабилизации. Кроме того, нутационные колебания ротора могут привести к появлению дополнительной составляющей скорости собственного ухода ротора и платформы относительно инерциального пространства.

Постоянная времени затухания нутационных колебаний в ДНГ КИ05-4 достигает 20 с. Очевидно, что при больших начальных отклонениях ротора от нулевого положения (15 дуг.мин$<\varepsilon_{\text{упора}}<$30 дуг. мин) время затухания нутационных колебаний до приемлемого уровня (долей дуг. с) может быть очень большим и оказать существенное влияние на время точностной готовности прибора.

Для обеспечения требуемого времени готовности в приборе КИ45-7 предусмотрено ускоренное демпфирование нутационных колебаний на начальном периоде задействования системы стабилизации за счет наложения дополнительных электрических связей на ДНГ, реализующих управление моментами, действующими на ротор ДНГ.

В процессе изготовления и эксплуатации приборов КИ45-7 на этапе стыковочных испытаний прибора с блоком вторичных источников питания (ВИП) при наличии нутационных колебаний ДНГ обнаружено на выходе ВИП появление экстратоков с частотой порядка 1 кГц в течение первых 1,5÷2с работы системы стабилизации. Связано это с тем, что на выходе усилителя мощности системы стабилизации, выполненного на транзисторах по 2-х плечевой схеме, из-за недостаточного его быстродействия, на короткое время (порядка единиц микросекунд) оказываются одновременно открытыми оба плеча, работающие от плюсовой и минусовой шин питания источника ± 22В.

Для исключения указанного обстоятельства выходной каскад УСТ был доработан путем снижения полосы пропускания усилителя. В результате упомянутой доработки в передаточной функции усилителя появилось дополнительное апериодическое звено с постоянной времени порядка 10^{-4} секунды. В этой связи возникла необходимость аналитического расчета устойчивости работы систем стабилизации и демпфирования нутационных колебаний.

В докладе рассмотрен один из видов демпфирующих связей, налагаемых на ротор ДНГ через его датчики моментов – скоростная связь (пропорциональная скорости колебательного движения ротора на частоте нутации), используемая для демпфирования нутации ДНГ-РВ (ДНГ, оси чувствительности которого направлены вдоль осей рыскания и вращения подвижного объекта). В указанном гироблоке демпфирование нутации является наиболее проблематичным, поскольку в системе стабилизации задействованы обе оси чувствительности. В этой связи в докладе приводится подробный анализ возможности использования для целей демпфирования каждого ДМ в отдельности и их одновременное взаимодействие.

Математическая модель демпфирования нутационных колебаний

Рассмотрим принцип действия реализованных в приборе КИ45-7 способов демпфирования нутационных колебаний.

Уравнения движения ротора ДНГ в операторной форме имеют вид:

$$(Ap^2 + \mu p + \Delta K)\varepsilon_x + (Hp + h)\varepsilon_y = -Ap^2\alpha_x - H(1-\upsilon)p\alpha_y + M_y$$

$$-(Hp + h)\varepsilon_x + (Ap^2 + \mu p + \Delta K)\varepsilon_y = H(1-\upsilon)p\alpha_x - Ap^2\alpha_y + M_x$$

где $p\alpha_{x(y)}$, $p^2\alpha_{x(y)}$ – проекции угловой скорости и углового ускорения движения корпуса ДНГ относительно инерциального пространства на оси X,Y системы координат, связанной с корпусом;

ε, $p\varepsilon$, $p^2\varepsilon$ – углы, угловые скорости и угловые ускорения отклонения ротора ДНГ относительно корпуса;

A – приведенный экваториальный момент инерции подвижной части ДНГ;

$H=C\cdot\Omega$ – кинетический момент гироскопа;

$\Delta K = K - d\Omega^2$ – эффективная жесткость вращающегося подвеса;

K – угловая жесткость упругого подвеса;

$d\Omega^2$ – удельный позиционный динамический момент, действующий на ротор со стороны вращающегося подвеса;

d=a+b-c – сочетание моментов инерции карданова кольца упругого подвеса (a,b – экваториальные моменты инерции, c – осевой момент инерции);

$\Omega = 2\pi\cdot f$ – скорость собственного вращения ротора и подвеса ДНГ;

$\upsilon = K/H\Omega$ – характеристика инерционного сопротивления вращающегося подвеса (так называемый коэффициент увлечения);

$\mu = \mu_{подв} + \mu_{нп}$

$\mu_{подв}$ – приведенный коэффициент демпфирования движения оси ротора относительно вала (во вращающихся осях), обусловленного внутренним трением в упругом подвесе и вязким сопротивлением в увлеченной массе газа;

$\mu_{нп}$ – коэффициент демпфирования движения оси ротора относительно корпуса;

$h = \mu_{подв}\ \Omega$ – удельный перекрестный позиционный момент (удельный момент радиальной коррекции);

$\tau = H / h$ – постоянная времени ДНГ;

$M_{x(y)} = M^{в}_{x(y)} + M^{дм}_{x(y)}$ – проекция на ось Y(X) корпуса внешнего момента, действующего на ротор ДНГ;

$M^{в}_{x(y)}$ – вредный момент, действующий на ротор ДНГ по оси Y(X) корпуса и определяющий собственный дрейф ДНГ по оси X(Y);

$M^{дм}_{x(y)}$ – момент датчика момента, установленного по оси Y(X) корпуса.

При отсутствии управляющих моментов на роторе ДНГ, когда $M_{x(y)} = 0$, характеристическое уравнение движения ДНГ имеет вид:

$$(Ap^2 + \mu p + \Delta K)^2 + (Hp + h)^2 = 0$$

Корни его через параметры системы запишутся в виде:

$$p_{1,2} = -\frac{\mathrm{h}}{\mathrm{H}} \pm j\left(\frac{\Delta \mathrm{K}}{\mathrm{H}} - \frac{1}{4}\frac{\mu}{\mathrm{A}}\frac{\mu}{\mathrm{H}}\right) = -\frac{1}{\tau} \pm j\omega_{пр}$$

$$p_{3,4} = -\left(\frac{\mu}{\mathrm{A}} - \frac{\mathrm{h}}{\mathrm{H}}\right) \pm j\left(\frac{\mathrm{H}}{\mathrm{A}} + \frac{\Delta \mathrm{K}}{\mathrm{H}} - \frac{1}{4}\frac{\mu}{\mathrm{A}}\frac{\mu}{\mathrm{H}}\right) = -\frac{1}{\tau_{нут}} \pm j\omega_{нут}$$

Здесь корни $p_{1,2}$ характеризуют прецессионное движение ротора (τ, $\omega_{пр}$), а $p_{3,4}$ - его нутационные колебания ($\tau_{нут}$, $\omega_{нут}$)

$\tau_{нут} = \dfrac{1}{\dfrac{\mu}{\mathrm{A}} - \dfrac{\mathrm{h}}{\mathrm{H}}}$ - постоянная времени затухания нутационных колебаний;

$\tau = \dfrac{H}{h}$ - постоянная времени прецессионного движения ротора.

Заметим, что при отсутствии управляющих моментов на ротор ДНГ коэффициенты μ и h определяются вязким (скоростным) сопротивлением движению ротора в газовой среде (μ) и внутренним трением в упругом подвесе ротора (h) . При этом соотношение постоянных времени затухания прецессионного и нутационного движений ротора ДНГ оценивается выражением

$\frac{\tau}{\tau_{нут}} \approx \left(\frac{C}{A}\right)^2 \approx 3{,}6$ и составляют соответственно $\tau \approx 72$ с, $\tau_{нут} \approx 20$ с.

При $\tau_{нут} \approx 20$ с время затухания нутации до долей дуговых секунд может составлять десятки минут, не обеспечивая время точностной готовности прибора.

Ставим задачу снижения величины постоянной времени затухания нутационных колебаний в гироблоке РВ.

Организуем внешние связи на ротор ДНГ путем формирования моментов ДМ в функции параметров угловых движений ротора $\varepsilon_{x,y}$,$\acute{\varepsilon}_{x,y}$. В общем случае могут быть введены прямые и перекрестные связи позиционного и скоростного типа по одному и двум (Х и У) каналам ДНГ .

Учитывая, что влияние на постоянную времени $\tau_{нут}$ оказывают только моменты вязкого трения по прямой оси ($\mu_i \cdot p\varepsilon_i$) и моменты радиальной коррекции ($h_j \cdot \varepsilon_j$) по перекрестной оси, рассмотрим в уравнениях движения ДНГ управляющие моменты вида:

$$M_x = -h_y^э \varepsilon_x + \mu_y^э p\varepsilon_y$$
$$M_y = h_x^э \varepsilon_y + \mu_x^э p\varepsilon_x$$

Тогда характеристическое уравнение запишется в виде

$$\left[\frac{A^2}{H^2}p^2 + \frac{A^2}{H^2}\left(\frac{\mu_x^э + \mu_y^э}{A} - \frac{h_x^э + h_y^э}{H}\right)p + 1\right]\left(\frac{H}{h_x^э}p + 1\right)\left(\frac{H}{h_y^э}p + 1\right) = 0$$

Откуда видно, что прецессионное движение ротора корректируемого ДНГ характеризуется двумя постоянными времени $\tau_x = \frac{H}{h_x^э}$ и $\tau_y = \frac{H}{h_y^э}$ в соответствии с величинами удельных коэффициентов радиальной коррекции $h_x^э$ и $h_y^э$, а постоянная времени затухания нутационных колебаний корректируемого ДНГ принимает вид

$$\tau_{нут}^{x,y} = \frac{1}{\left(\frac{\mu_x^э + \mu_y^э}{2A} - \frac{h_x^э + h_y^э}{2H}\right)}$$

и определяется средним значением коэффициента демпфирования по обеим осям

$\frac{\mu_x^э + \mu_y^э}{2}$ и средним значением удельного коэффициента радиальной коррекции $\frac{h_x^э + h_y^э}{2}$

Следовательно, выбором величины и знака коэффициентов обратной связи $\mu_i^э$ и $h_i^э$ можно влиять на параметры прецессионного и

нутационного движения ротора ДНГ. В приборе КИ45-7 использованы оба типа демпфирующих связей, при этом в каждом гироблоке задействована связь только по одному из каналов.

Для демпфирования нутации в гироблоке ДНГ-РВ организуется временная (по циклограмме запуска 7 сек.) обратная связь скоростного типа путем соединения дополнительного выхода УСТ-В через конденсатор на датчик момента ДМ-Р. При этом в самом усилителе для увеличения коэффициента передачи на это время исключается режекторный фильтр на нутационной частоте, а его выходной сигнал, пропущенный через конденсатор, становится пропорциональным угловой скорости нутационных колебаний ротора ДНГ-РВ в проекции на ось В платформы.

Такое подключение датчика момента к УСТ-В через конденсатор позволяет не только сформировать скоростной сигнал на частоте нутации, но и исключить прецессию ротора, обусловленную постоянной составляющей выходного напряжения УСТ-В, которая привела бы к изменению положения ротора в инерциальном пространстве в режиме демпфирования и увеличению начальных условий работы системы точного приведения.

Позиционная связь типа радиальной коррекции используется для демпфирования нутации в ДНГ-Т (тангажа). Она реализована в системе обратной связи по избыточной оси чувствительности данного ДНГ.

Анализ влияния доработки УСТ на работу систем стабилизации и демпфирования нутационных колебаний ДНГ-РВ

На рис. 1 приведена структурная схема системы стабилизации и системы демпфирования нутационных колебаний ДНГ-РВ.

Усилитель стабилизации имеет два выхода: основной и дополнительный. Нагрузкой усилителя по основному выходу является двигатель стабилизации, непосредственно действующий на платформу Wп(p), угловые движения которой воспринимает чувствительный элемент системы угловой стабилизации – ДНГ с передаточной функцией Wd(p).

Второй (дополнительный) выход подключен к ДМ-Р через конденсатор С емкостью 0,39 мкф ($0{,}39 \cdot 10^{-6}$ Ф). Нагрузкой данного выхода является комплексное сопротивление $Z(p) = \frac{1}{pC} + Lp + R$, образованное последовательным соединением реактивного сопротивления конденсатора (1/pC) с индуктивным (Lp) и активным (R) сопротивлениями датчика момента**. Скоростной** сигнал с выхода данного контура в виде тока ДМ несет информацию об угловой скорости нутационных колебаний ротора и формирует управляющий момент на ротор ДНГ с помощью датчика момента.

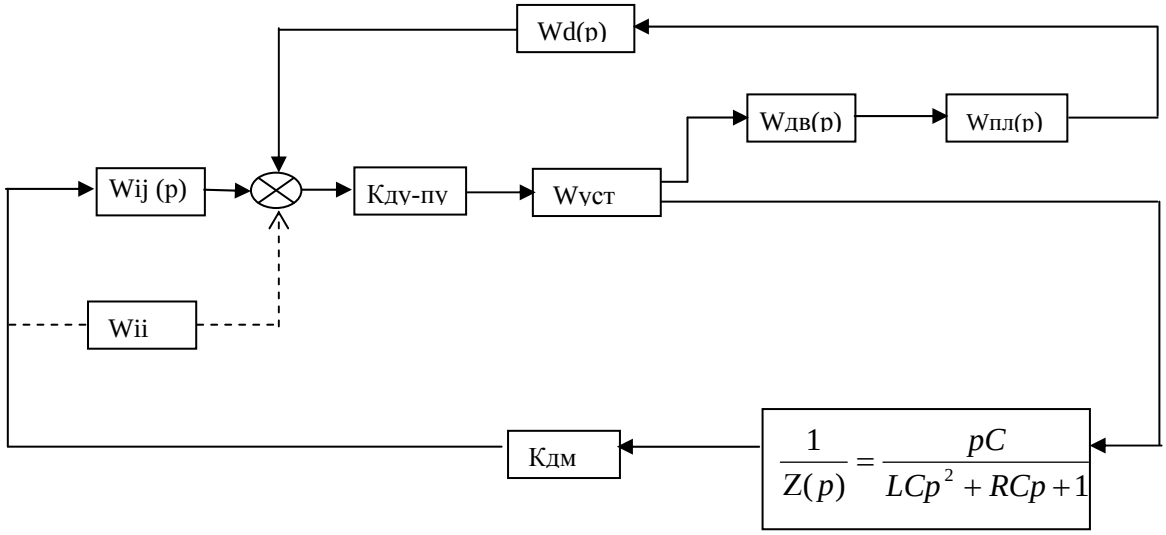


Рис.1. Структурная схема системы демпфирования нутации ДНГ-РВ

ЛАЧХ и ЛФЧХ разомкнутой системы приведены на рис.2 и 3. ЛАЧХ имеет резонансный пик выше 0 дБ на частоте нутации (правее частоты среза), а ЛФЧХ на этой же частоте делает скачок на 180°, и судить по ним об устойчивости системы не представляется возможным. Об устойчивости предлагается судить по АФЧХ, приведенной на рис. 4, на рис. 5 приведен ее фрагмент в окрестностях начала координат. Годограф со сплошной линией соответствует УСТ без доработки, пунктирная линия соответствует системе с доработанным УСТ. Из рисунков видно, что ни один годограф не охватывает точку с координатами (-1, j*0), что говорит об абсолютной устойчивости системы. Запас по фазе в результате доработки УСТ снизился с 52° до 35°, но остается достаточным.

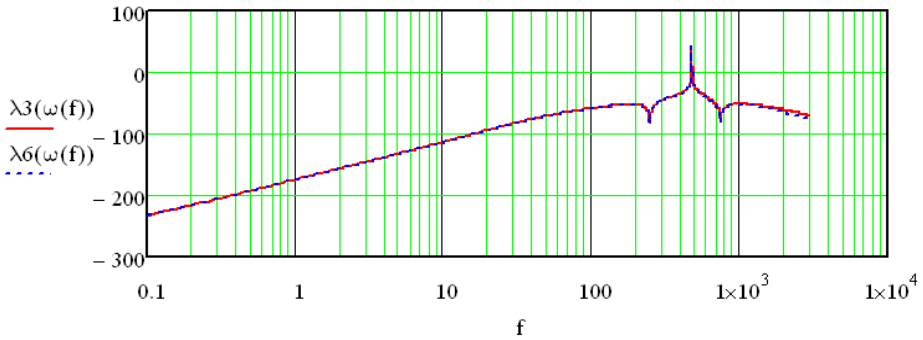


Рис. 2. ЛАЧХ разомкнутой системы демпфирования нутации ДНГ-РВ с использованием ДМ-Р

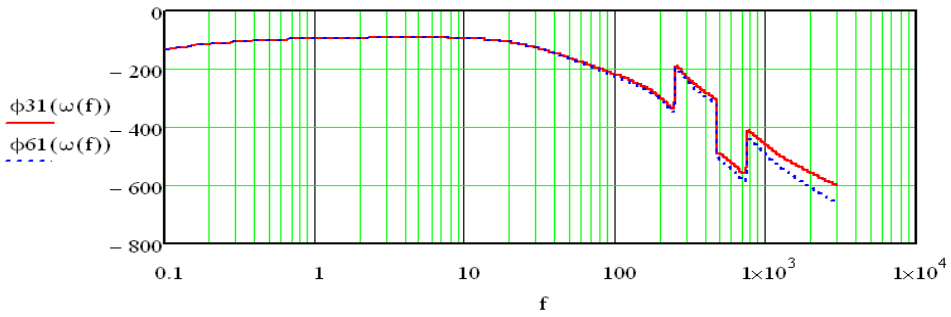


Рис. 3. ЛФЧХ разомкнутой системы демпфирования нутации ДНГ-РВ с использованием ДМ-Р

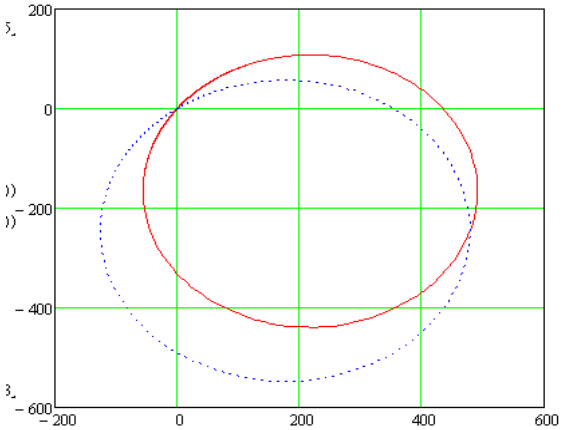


Рис.4. АФЧХ разомкнутой системы демпфирования нутации ДНГ-РВ (применяется ДМ-Р)

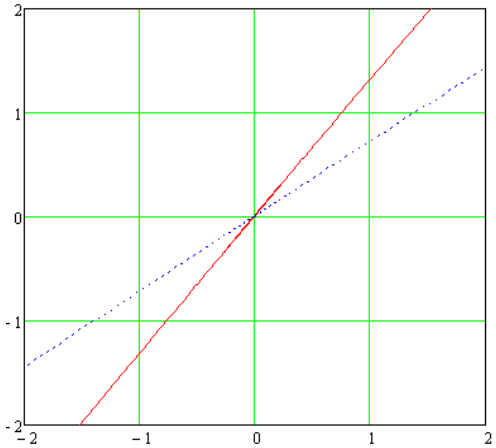


Рис.5. Фрагмент АФЧХ разомкнутой системы демпфирования нутации ДНГ-РВ с применением ДМ-Р в окрестностях начала координат

На рис. 6 приведена АФЧХ разомкнутой системы демпфирования нутации ДНГ-РВ для случая, когда для демпфирования используется другой датчик момента – ДМ-В, с учетом направления приложения момента. Из АФЧХ видно, что запас по фазе с УСТ без доработки составил 35°, а с

доработкой УСТ – 52°, т.е. доработка УСТ в случае использования ДМ-В привела к увеличению запаса, а не к уменьшению, как это было в случае использования для демпфирования нутации ДМ-Р. Колебательность этой системы ниже, и поэтому процесс демпфирования затухает быстрее.

При использовании обоих датчиков момента мы получаем максимально эффективную систему демпфирования нутационных колебаний с минимальным временем их затухания. АФЧХ разомкнутой системы почти полностью лежит справа от мнимой оси (см. рис.7), и запас устойчивости в обоих случаях примерно равен 80°.

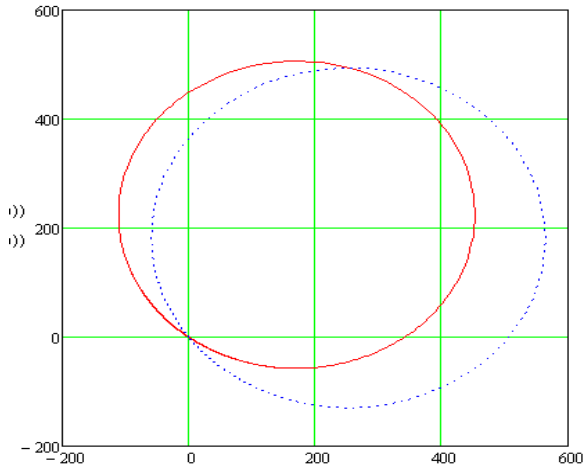


Рис.6. АФЧХ разомкнутой системы демпфирования нутации ДНГ-РВ (применяется ДМ-В)

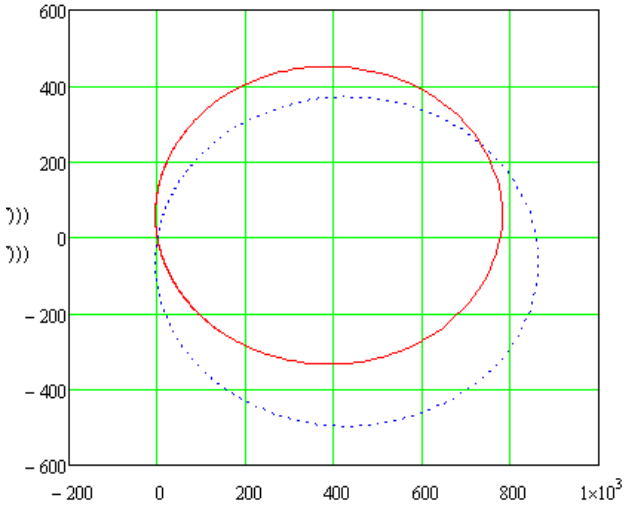


Рис.7. АФЧХ разомкнутой системы демпфирования нутации ДНГ-РВ (применяются оба ДМ)

Оценка эффективности процесса демпфирования нутации осуществлялась по характеру переходных процессов в специально разработанной для этой цели динамической модели работы прибора КИ45-7 в системе «SIMULINK». Указанная модель представлена на рис.8.

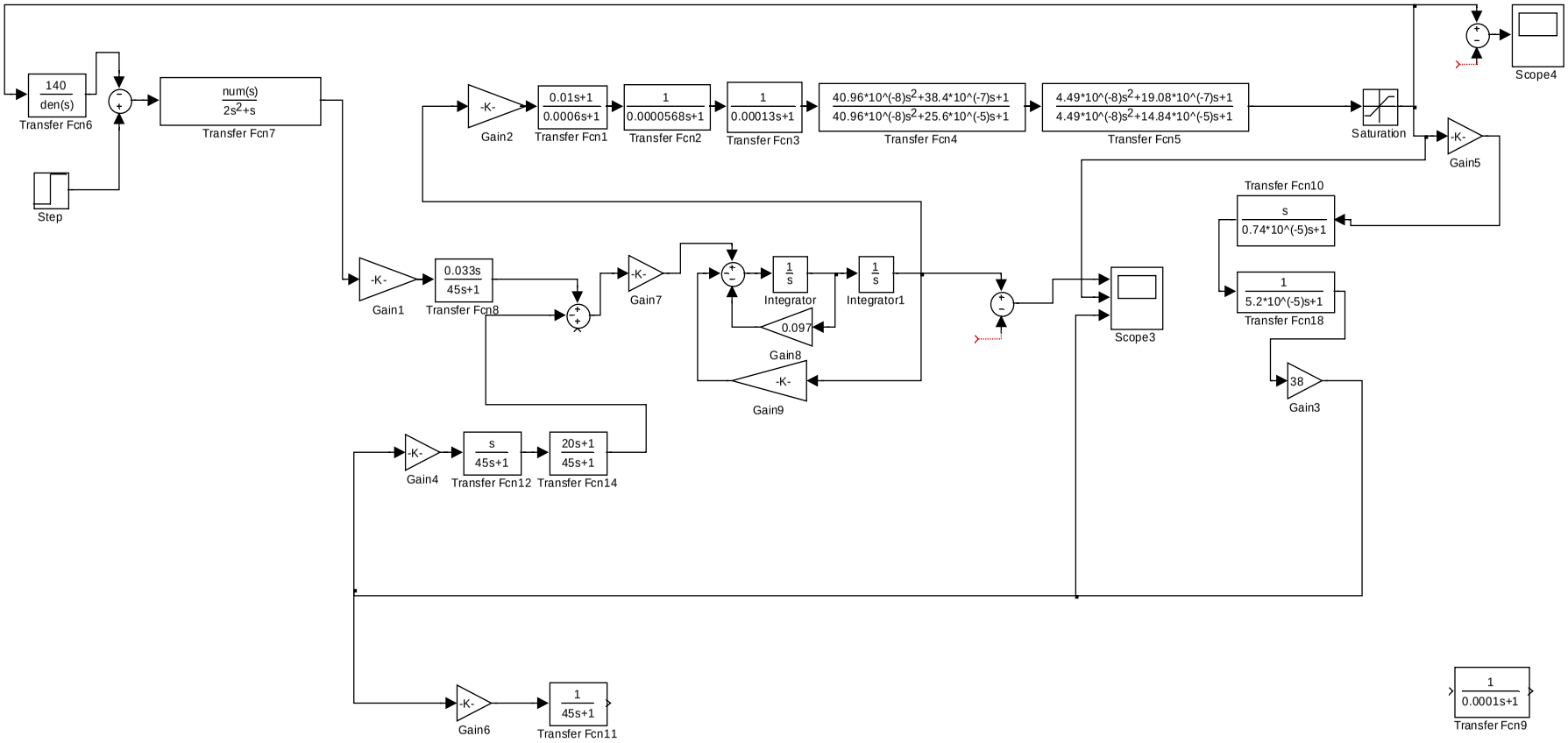


Рис. 8. Динамическая модель работы прибора КИ45-7 с использованием ДМ-Р

Отметим две отличительные особенности рассматриваемой модели.

Во-первых, колебательный контур передаточной функции ДНГ, обуславливающий резонансный пик, представлен в виде двух последовательных интегрирующих звеньев, охваченных конкретными обратными связями, определяемыми параметрами контура. Такое представление ДНГ позволяет вводить в виде начальных условий интеграторов начальную скорость прецессионного движения ДНГ
выходе первого интегратора) и начальное значение угла отклонения ротора ДНГ от нулевого положения (на выходе второго интегратора). При анализе эффективности демпфирования нутации рассматривался наихудший случай, соответствующий положению ротора в момент включения стабилизации на упоре, т.е. значение угла рассогласования принималось равным 30 дуг.мин ($8{,}7 \cdot 10^{-3}$ рад.).

Во-вторых, в модели на выходе УСТ включён ограничитель выходного сигнала. Его наличие связано с тем, что выходное напряжение УСТ не может превышать ±20 вольт.

На рисунках 9 и 10 представлены осциллограммы для системы, использующей датчик момента ДМ-Р, при учете принятых особенностей рассматривемой модели для УСТ без учета и с учетом проведенной доработки соответственно. На каждом из рисунков верхние осциллограммы показывают изменение угла отклонения ротора, средние – напряжение на выходе УСТ, нижние – момент датчика момента.

Большая длительность переходного процесса объясняется слабой эффективностью системы демпфирования нутации на участках насыщения выходного напряжения УСТ. Вид сигналов показан на рис 11. Выходное напряжение УСТ (средняя осциллограмма) представляет собой разнополярные прямоугольные импульсы с крутыми фронтами, очень далекими от синусоидальной формы.

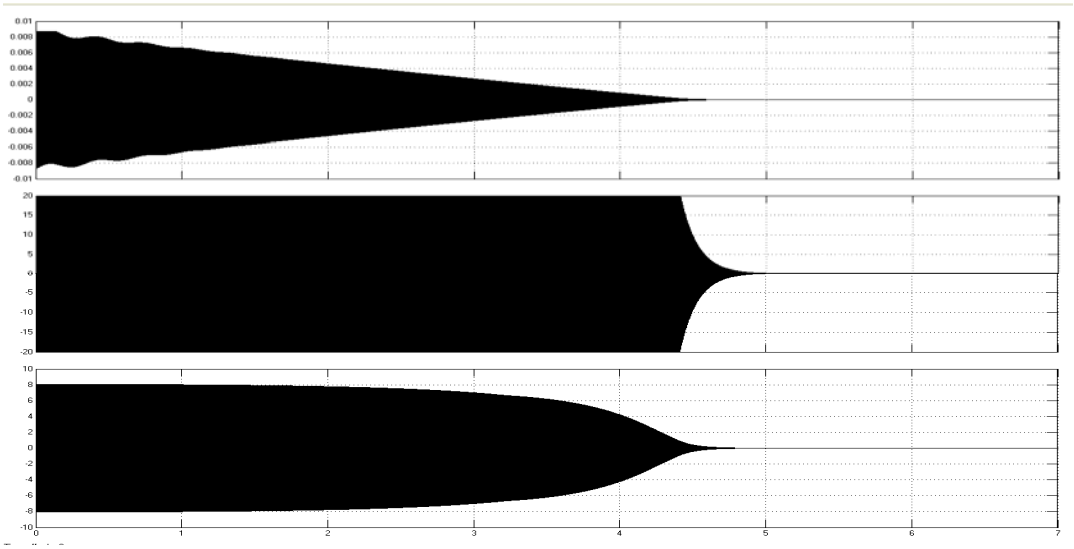


Рис.9. Переходные процессы демпфирования нутации без доработки УСТ

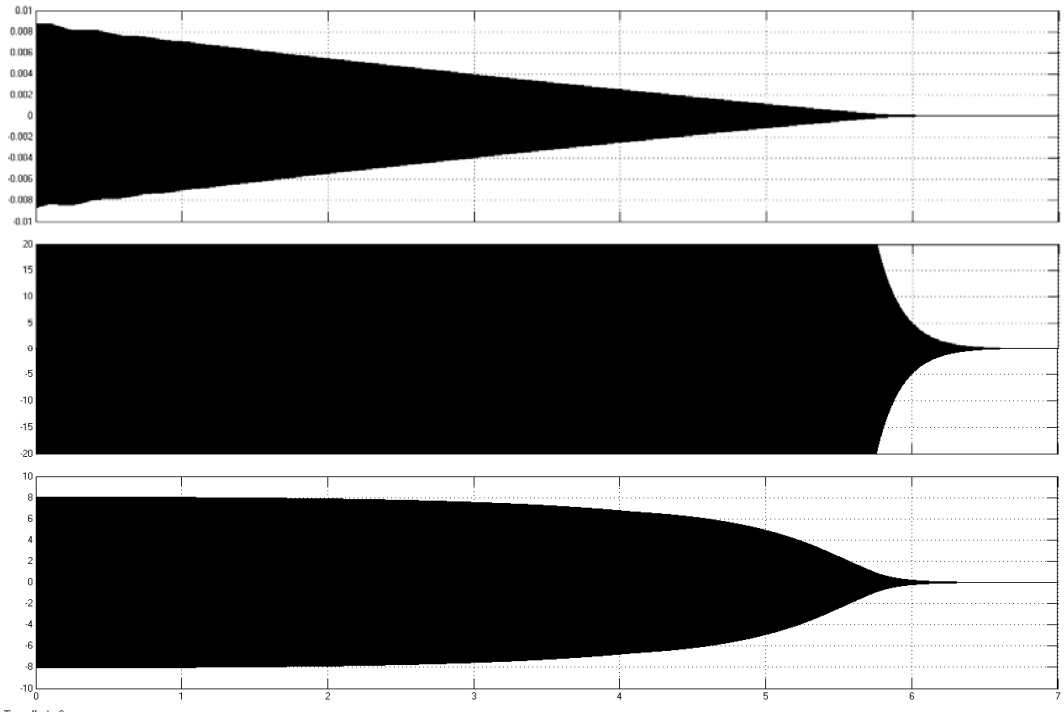


Рис. 10. Переходные процессы демпфирования нутации с доработанным УСТ

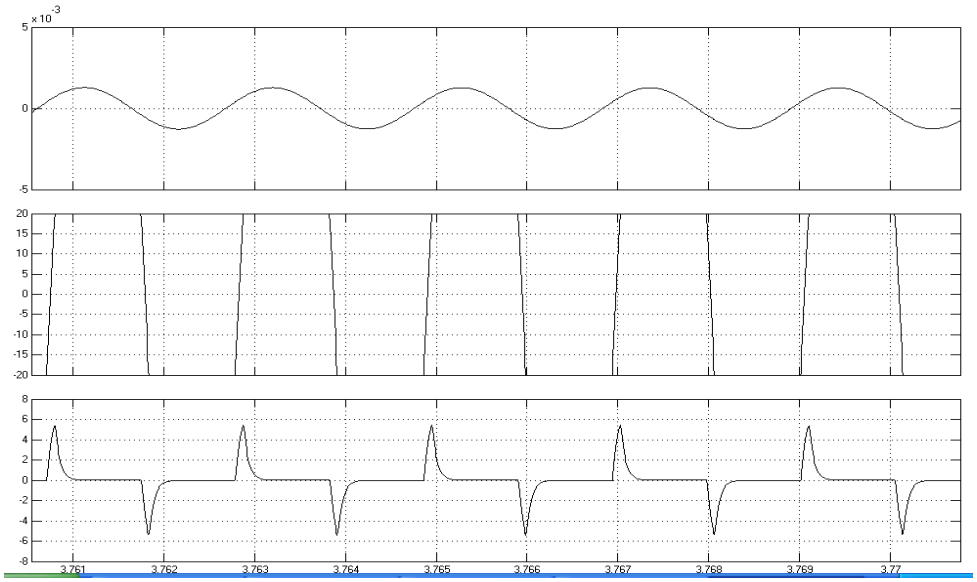


Рис.11. Вид сигналов на участке насыщения напряжения УСТ (растянуто вдоль оси абсцисс)

При этом демпфирующий (скоростной) сигнал (нижняя осциллограмма) с выхода дифференцирующей емкости формируется только на очень коротком участке смены знака выходного напряжения УСТ и эффективным становится только тогда, когда сигнал УСТ принимает форму синусоиды.

Из сравнения рис. 9 и 10 замечаем, что доработка усилителя привела к увеличению продолжительности процесса демпфирования на 1,5 с. Од-

нако устойчивость системы демпфирования не нарушена и эффективность ее работы такова, что демпфирование укладывается в отведенное циклограммой запуска прибора КИ45-7 время, равное 7 секунд.

Осциллограммы переходных процессов при использовании датчика момента ДМ-В и обоих ДМ имеют аналогичный вид и отличаются только длительностью процесса и постоянной времени затухания колебаний.

Результаты обработки осциллограмм всех трех вариантов демпфирования сведены в таблице 1:

Таблица 1. Параметры переходных процессов в системе демпфирования нутационных колебаний.

	Без доработки УСТ			С доработкой УСТ		
Задействованные ДМ	ДМ-В	ДМ-Р	Оба ДМ	ДМ-В	ДМ-Р	Оба ДМ
$t_{затух}$, сек	6,65	4,82	2,87	4,88	6,37	2,87
$t_{насыщ.}$, сек	5,85	4,41	2,64	4,45	5,75	2,63
$\tau_{затух}$, сек	0,16	0,12	0,07	0,12	0,17	0,07

$t_{затух}$ – время затухания колебаний ротора до амплитуды в 1 дуг.сек.;
$t_{насыщ.}$ – время пребывания УСТ в состоянии насыщения;
$\tau_{затух}$ – постоянная времени затухания нутационных колебаний.

Выводы

1. Рассмотрены особенности демпфирования нутации ДНГ-РВ в составе прибора КИ45-7. Проанализирован способ демпфирования, основанный на формировании управляющих моментов на ротор ДНГ в функции угловой скорости ротора относительно корпуса.

2. Доработка усилителя стабилизации с целью устранения сквозных токов в ВИПе не нарушила устойчивости системы стабилизации и системы демпфирования нутаций.

3. Процесс демпфирования нутационных колебаний при задействовании датчика момента ДМ-Р в самом неблагоприятном случае, когда ротор ДНГ в момент включения стабилизации находится на упоре, и используется доработанный УСТ, не превышает отведённое циклограммой время – 7 секунд.

Эффективность демпфирования нутационных колебаний в гироблоке ДНГ-РВ зависит от выбора ДМ, задействованного в системе демпфирования. Максимальная эффективность имеет место при одновременном включении обоих ДМ.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМОГО ГИРОСКОПА С ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПОРОЙ РОТОРА В РЕЖИМЕ НОРМАЛЬНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕКОТОРЫХ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ

П.В. Рословец, Ф.В. Татаринов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В данной работе рассмотрена математическая модель динамически настраиваемого гироскопа, представленная в виде системы линейных дифференциальных уравнений, выполнено компьютерное моделирование этой системы в среде MathWorks MATLAB R2011b с использованием системы математического моделирования Simulink 7.8. В качестве параметров модели взяты параметры ДНГ с ГДО КИНД05-091, разработанного в НИИ прикладной механики им. академика В.И. Кузнецова, входящего в состав гироскопического измерителя вектора угловой скорости КИНД34-040. Исследовано поведение модели ДНГ в режиме нормального функционирования и при имитации нештатных ситуаций. Проведен анализ полученных при этом результатов, включающий их сравнение с экспериментальными данными, сделаны соответствующие выводы.

Работа была выполнена с целью построения удобной для исследования математической модели ДНГ, работающего в режиме датчика угловой скорости, и для анализа поведения ДНГ в случае возникновения нештатных ситуаций.

Уравнения движения динамически настраиваемого гироскопа

Линеаризованные уравнения движения ротора симметричного ДНГ в системе координат, связанной с его корпусом (X,Y,Z), записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} A\ddot{\varepsilon}_x + \mu\dot{\varepsilon}_x + \Delta K\varepsilon_x + H\dot{\varepsilon}_y + h\varepsilon_y &= -A\dot{\omega}_x - H(1-\nu)\omega_y + M_x \\ A\ddot{\varepsilon}_y + \mu\dot{\varepsilon}_y + \Delta K\varepsilon_y - H\dot{\varepsilon}_x - h\varepsilon_x &= -A\dot{\omega}_y + H(1-\nu)\omega_x + M_y \end{aligned} \qquad (1)$$

Параметры, входящие в уравнения:

$\varepsilon_{x,y}$ – угол наклона маховика вокруг соответствующей оси;

$H=C\Omega$ – кинетический момент гироскопа;

Ω – угловая скорость собственного вращения маховика;

C – приведённый осевой момент инерции маховика;

A – приведённый экваториальный момент инерции маховика;

$\mu=\mu_{подв}+\mu_{нп}$ – коэффициент демпфирования прецессионных движений маховика гироскопа;

$\mu_{подв}$ – приведённый коэффициент демпфирования движения оси маховика относительно вала (во вращающихся осях), обусловленного внутренним

трением в материале упругого подвеса $\mu_{мат}$ и вязким сопротивлением в увлечённой массе газа;

$\mu_{нп}$ – коэффициент демпфирования движения оси маховика относительно корпуса;

$\Delta K = K(\Omega_0^2 - \Omega^2)/\Omega_0^2$ – эффективная угловая жёсткость вращающегося подвеса;

Ω_0 – угловая скорость собственного вращения маховика, соответствующая режиму динамической настройки;

K – угловая жёсткость подвеса;

$h=\mu_{подв}\Omega$ – удельный перекрёстный позиционный момент (удельный момент радиальной коррекции);

$\upsilon=K/(H\Omega_0)$ – коэффициент увлечения оси маховика;

ω – переносная угловая скорость движения основания;

$M=M^{ДМ}+M^{B}+M^{T}$ – внешний момент, действующий на маховик ДНГ, определяющий прецессию гироскопа;

$M^{ДМ}$ – момент перекрёстной обратной связи, развиваемый основной обмоткой датчика момента:

$$\begin{aligned} M_x^{ДМ-y} &= -W\varepsilon_y \\ M_y^{ДМ-x} &= W\varepsilon_x \end{aligned} \qquad (2)$$

W – передаточная функция канала обратной связи;

M^{B} – вредный возмущающий момент, действующий на маховик;

M^{T} – момент, развиваемый дополнительной обмоткой ДМ при подаче в неё тестового сигнала;

В предположении, что на ротор не действуют вредные возмущающие моменты, и угловое ускорение движения основания отсутствует, уравнения движения ДНГ в операторной форме запишутся следующим образом:

$$\begin{aligned} AS^2\varepsilon_x + \mu S\varepsilon_x + \Delta K\varepsilon_x + HS\varepsilon_y + h\varepsilon_y &= -H(1-\nu)\omega_y - W(S)\varepsilon_y + M^T \\ AS^2\varepsilon_y + \mu S\varepsilon_y + \Delta K\varepsilon_y - HS\varepsilon_x - h\varepsilon_x &= H(1-\nu)\omega_x + W(S)\varepsilon_x + M^T \end{aligned} \qquad (3)$$

При отсутствии угловой скорости собственного вращения маховика уравнения примут вид:

$$\begin{aligned} AS^2\varepsilon_x + \mu S\varepsilon_x + K\varepsilon_x &= -W(S)\varepsilon_y + M^T \\ AS^2\varepsilon_y + \mu S\varepsilon_y + K\varepsilon_y &= W(S)\varepsilon_x + M^T \end{aligned} \qquad (4)$$

Также стоит учесть следующее: из-за остаточных напряжений в подвесе и неточности изготовления элементов конструкции главная ось инерции невращающегося маховика в положении равновесия оказывается отклоненной от оси вала на некоторый малый угол, проекции которого на оси корпуса, $\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0$, зависят от фазы остановки вращения вала.

Моменты, развиваемые дополнительной обмоткой, положим равными нулю.

Окончательные уравнения движения ротора ДНГ при отсутствии собственного вращения:

$$AS^2\varepsilon_x + \mu S\varepsilon_x + K(\varepsilon_x - \varepsilon_x^0) = -W(S)\varepsilon_y$$
$$AS^2\varepsilon_y + \mu S\varepsilon_y + K(\varepsilon_y - \varepsilon_y^0) = W(S)\varepsilon_x \qquad (5)$$

Описание модели динамически настраиваемого гироскопа в режиме нормального функционирования

На рис. 1 представлена структурная схема, моделирующая ДНГ в режиме нормального функционирования, построенная в Simulink.

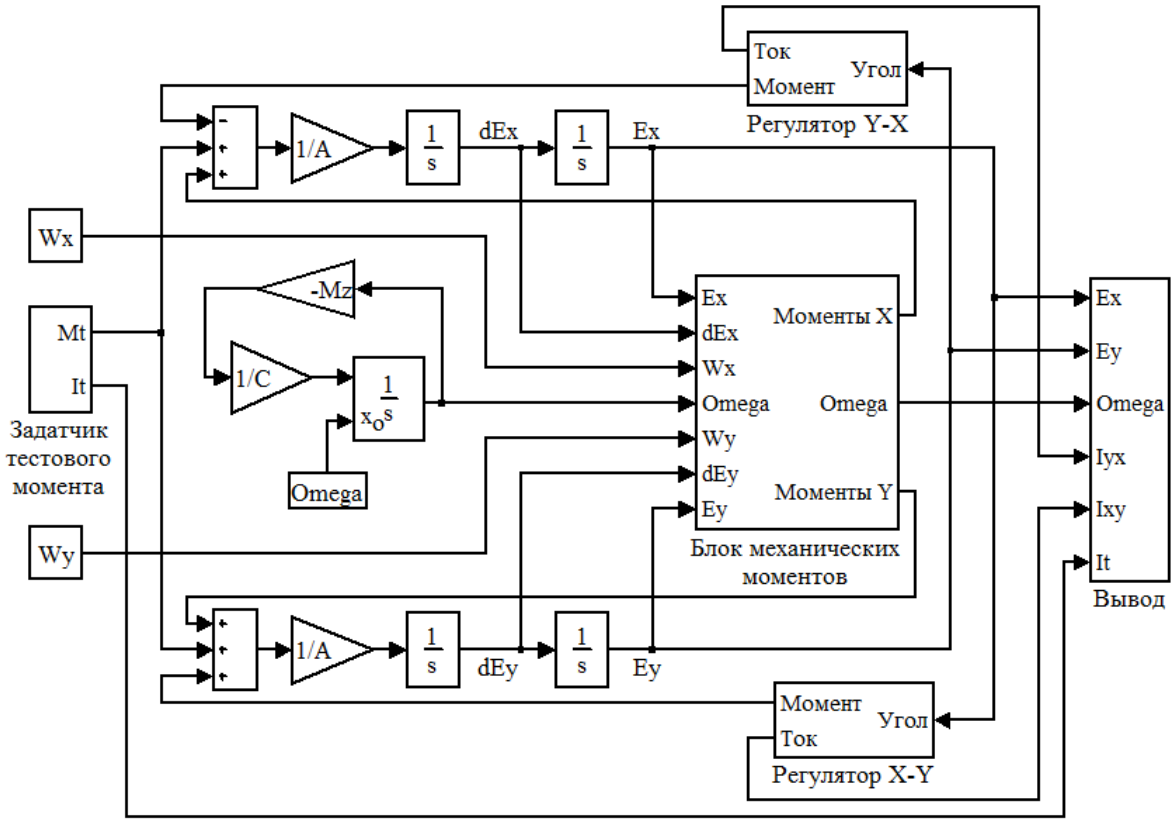


Рис. 1. Структурная схема ДНГ в режиме нормального функционирования

A – приведённый экваториальный момент инерции маховика (A);
C – приведённый осевой момент инерции маховика (C);
Wx – угловая скорость движения основания по оси X (ω_x);
Wy – угловая скорость движения основания по оси Y (ω_y);
Ex – наклон ротора вокруг оси X (ε_x);
Ey – наклон ротора вокруг оси Y (ε_y);
dEx – угловая скорость наклона ротора вокруг оси X ($\dot{\varepsilon}_x$);
dEy – угловая скорость наклона ротора вокруг оси Y ($\dot{\varepsilon}_y$);
Iyx – ток, протекающий в основной обмотке ДМ канала Y-X;
Ixy – ток, протекающий в основной обмотке ДМ канала X-Y;
It – ток, подаваемый в дополнительные обмотки ДМ;
Omega – угловая скорость собственного вращения ротора (Ω);

Mt – момент, развиваемый дополнительным датчиком момента (M^T);
Mz – момент вязкого сопротивления собственному вращению.

В блоке механических моментов смоделированы моменты, формирующиеся при работе гироскопа. Регуляторы моделируют цепи перекрёстных обратных связей. Блок вывода используется для построения на экране компьютера результатов моделирования и их экспорта в графический файл. Приведённая схема позволяет задавать любую постоянную скорость собственного вращения маховика, а также имитировать режим «выбега» гироскопа. Предусмотрен задатчик тестового момента, позволяющий накладывать на ротор внешний момент по осям X, Y. Также можно имитировать постоянные скорости переносного вращения основания.

Описание блока механических моментов

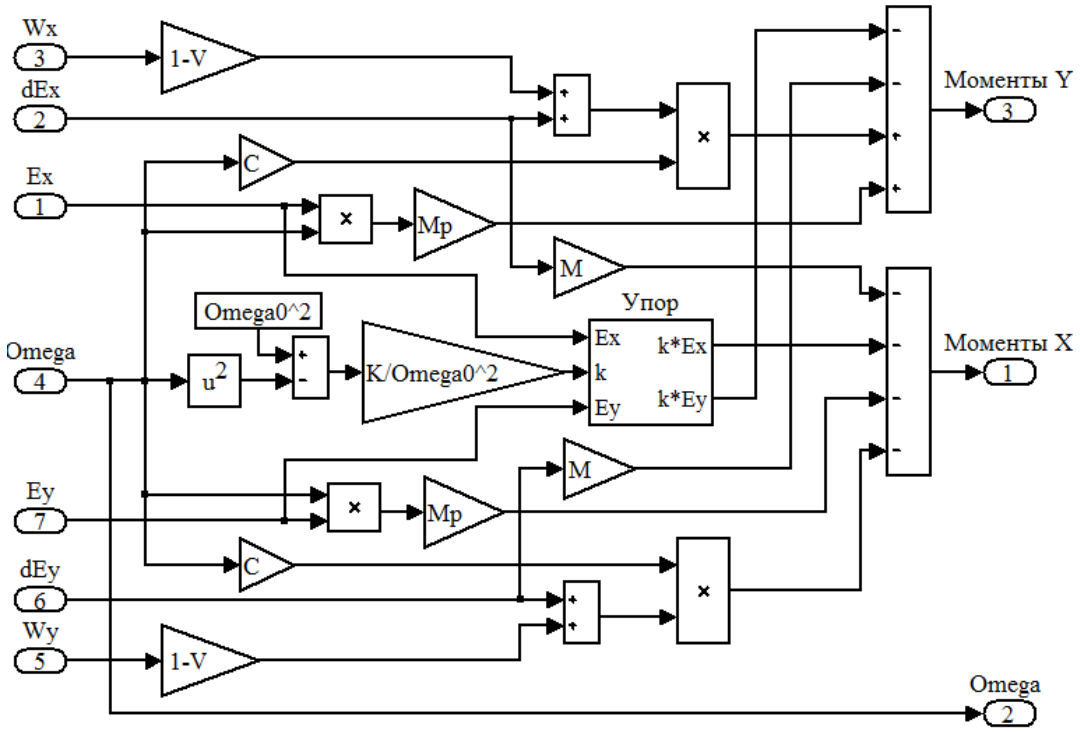


Рис. 2. Структурная схема блока механических моментов

k – угловая жесткость подвеса;
M – коэффициент демпфирования прецессионных колебаний (μ);
Mp – приведённый коэффициент демпфирования движения оси ротора относительно вала ($\mu_{подв}$);
Omega0 – угловая скорость собственного вращения маховика, соответствующая режиму динамической настройки (Ω_0);
V – коэффициент увлечения ротора (υ).

В этом блоке (рис. 2) описаны механические моменты, возникающие при работе ДНГ: инерционные, упругие, гироскопические, моменты демпфирования и радиальной коррекции. Также в блоке присутствует подсистема «Упор», моделирующая процесс столкновения ротора и жёсткого вращающегося вместе с валом упора, который может иметь место в некоторых режимах функционирования ДНГ и при возникновении нештатных ситуаций.

Описание модели механического упора

Механический упор (рис. 3) предназначен для ограничения углов наклона маховика ДНГ с целью предотвращения возникновения необратимых деформаций в упругих перемычках подвеса.
Упор позволяет ротору отклоняться на максимальный угол $\varepsilon_{\max}$.
При моделировании упора предположим, что при его контакте с ротором угловая жёсткость системы скачком увеличится на величину $K_{огр}$ – угловую жёсткость системы ротор-упор. Удар считаем абсолютно упругим, поэтому потерями энергии при ударе пренебрегаем.
Тогда жёсткость системы определяется следующим выражением:

$$k = \begin{cases} k, \ \varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 < \varepsilon_{\max}^2 \\ k + K_{огр}, \ \varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 \geq \varepsilon_{\max}^2 \end{cases} \qquad (6)$$

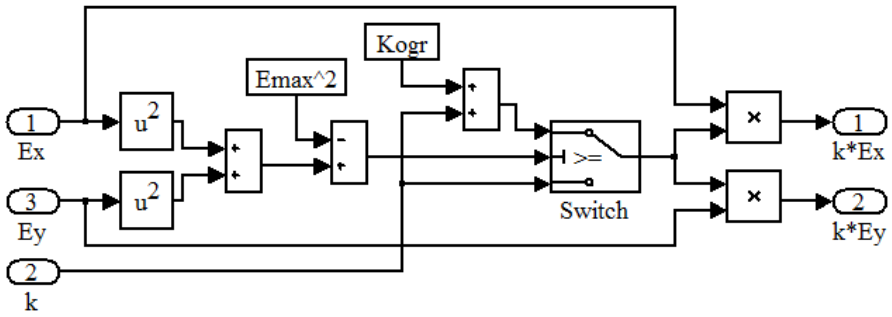


Рис. 3. Структурная схема упора

Switch – управляемый переключатель (обеспечивает нелинейность);
Kogr – угловая жёсткость системы ротор-упор;
Emax – максимально допустимый угол наклона ротора ($\varepsilon_{\max}$).

Описание цепи обратной связи

Передаточная функция канала обратной связи:

$$W(S) = K_{ДУ} K_{ДМ} K_{УОС} \Phi(S) \qquad (7)$$

$K_{ДУ}$ – коэффициент передачи датчика угла;
$K_{ДМ}$ – коэффициент передачи датчика момента;
$K_{УОС}$ – коэффициент передачи усилителя обратной связи (УОС);
$\Phi(S)$ – передаточная функция УОС.
В ГИВУС КИНД34-040, где применяется ДНГ КИНД05-091, передаточная функция УОС имеет следующий вид:

$$\Phi(S) = \frac{T_2 S + 1}{(T_1 S + 1)(T_3 S + 1)(T_4 S + 1)(T_5 S + 1)} \qquad (8)$$

УОС имеет ограничение по выходному току I_{max}. При изменении выходного тока в пределах [$-I_{max}$; I_{max}] УОС работает в линейном режиме.
Структурная схема канала ОС представлена на рис. 4.

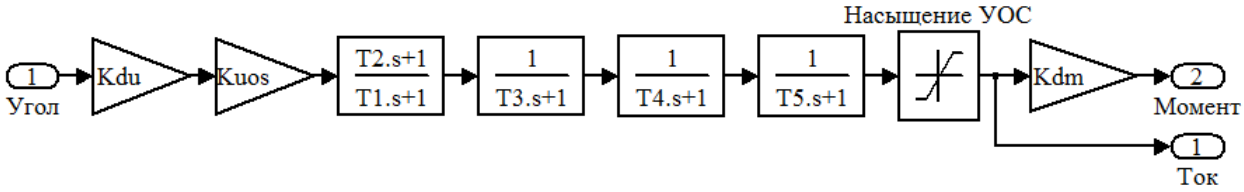


Рис. 4. Структурная схема канала обратной связи

Kdu – коэффициент передачи датчика угла ($K_{ДУ}$);
Kuos – коэффициент передачи УОС ($K_{УОС}$);
Kdm – коэффициент передачи датчика момента ($K_{ДМ}$);
T1, T2, T3, T4, T5 – постоянные времени звеньев УОС.

Описание модели с невращающимся ротором

Теоретически возможны следующие нештатные ситуации: произошёл сбой в цепи питания двигателя ДНГ, из-за которого крутящий момент оказался меньше момента сопротивления, и ротор не начал раскручиваться, или остановился, но при этом устройства перекрёстных обратных связей включились в соответствии с циклограммой включения прибора и продолжают работать. Мало того, подобные ситуации возникали и на практике в работоспособных приборах. Для изучения поведения ДНГ при возникновении подобной неисправности опишем модель, в которой не начал раскручиваться ротор, но работают обратные связи.

Структурная схема такой модели представлена на рис. 5.

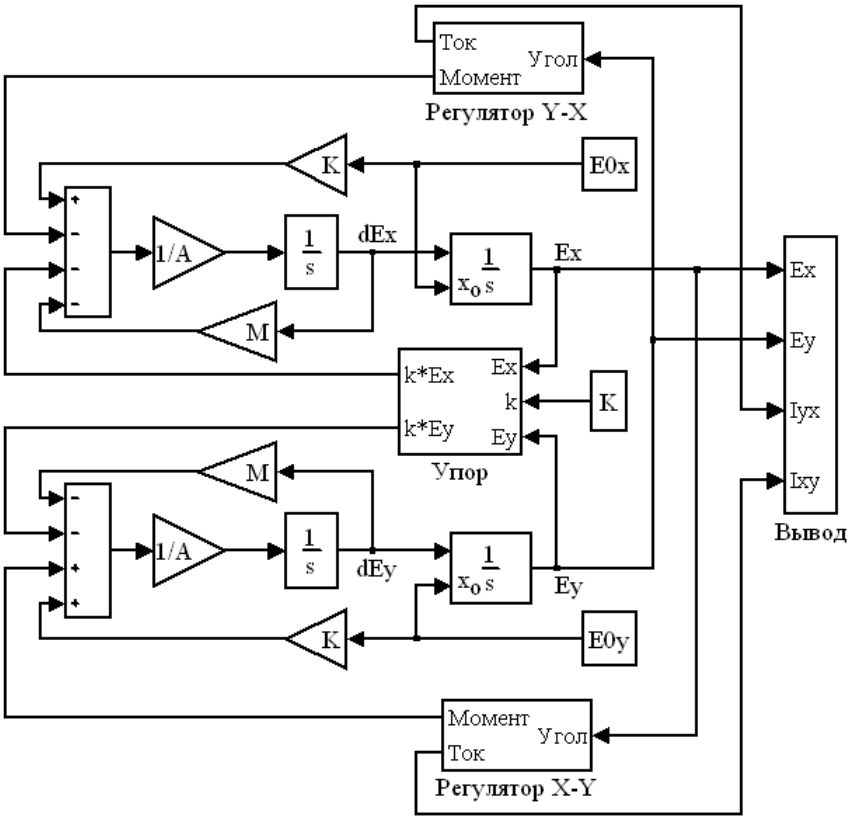


Рис. 5. Структурная схема модели с невращающимся ротором

E0x – начальный наклон ротора вокруг оси x (ε_x^0);

E0y – начальный наклон ротора вокруг оси y (ε_y^0).

Задание параметров модели

Как уже было отмечено, в качестве параметров модели гироскопа возьмём параметры ДНГ с газодинамической опорой ротора КИНД05-091, а в качестве параметров усилителя обратной связи – параметры УОС гироскопического измерителя вектора угловой скорости КИНД34-040.

Таблица 1. Параметры ДНГ

Название параметра	Значение
Кинетический момент гироскопа, *H*, гсм·с	42
Экваториальный момент инерции маховика, *A*, гсм·с^2	0,0084
Осевой момент инерции маховика, *C*, гсм·с^2	0,013
Угловая жёсткость подвеса, *K*, гсм/рад	145
Эффективная угловая жёсткость вращающегося подвеса, ΔK, гсм/рад	0,3
Жёсткость при столкновении с упором, $K_{огр}$, гсм/рад	500000
Коэффициент демпфирования, μ, гсм·с	0,00117

Коэффициент демпфирования движения оси ротора относительно вала, $\mu_{подв}$, гсм·с	0,00065
Удельный момент радиальной коррекции, h, гсм	2,1
Коэффициент увлечения ротора, υ	0,001
Частота собственного вращения, Ω, Гц	500
Частота собственного вращения, соответствующая режиму динамической настройки, Ω_0, Гц	499,5
Ограничение по углу наклона маховика, $\varepsilon_{\max}$, дуг.мин	45

Таблица 2. Параметры УОС

Название параметра	Значение
Коэффициент передачи датчика угла, $K_{ДУ}$, мВ/дуг.с	0,04
Коэффициент передачи основной обмотки ДМ, $K_{ДМ}$, гсм/мА	25200
Коэффициент передачи дополнительной обмотки ДМ, $K_{ДМТ}$, гсм/мА	1596
Коэффициент передачи усилителя ОС, $K_{УОС}$, А/В	50
Максимальный выходной ток УОС, I_{max}, мА	130
Постоянная времени *T1*, с	1
Постоянная времени *T2*, с	0,057
Постоянная времени *T3*, с	0,0032
Постоянная времени *T4*, с	0,0018
Постоянная времени *T5*, с	0,0002

Результаты моделирования гироскопа при постоянной скорости собственного вращения маховика

Проверим работоспособность модели ДНГ, работающего в штатном режиме. Для этого подадим тестовые токи (рис. 6) в дополнительные обмотки датчиков момента и зафиксируем изменение токов в основных обмотках (рис. 7). Результаты моделирования сравним с данными, полученными экспериментально (рис. 8).

При подаче тока I_T в дополнительную обмотку ДМ, он разовьёт момент M^T, который вызовет прецессию $\dot{\varepsilon}$ и соответствующее увеличение угла ε, реагируя на который, канал обратной связи сформирует ток $I_{ДМ}$, протекающей в основной обмотке ДМ, и ДМ разовьёт дополнительный момент $M^{ДМ}$, уравновешивающий M^T. Ток $I_{ДМ}$ определяется выражением:

$$I_{ДМ} = I_T \cdot \frac{K_{ДМТ}}{K_{ДМ}} \qquad (9)$$

При I_T =24 мА: $I_{ДМ} = 24 \cdot \frac{1596}{25200} \approx 1{,}5\ (мА)$.

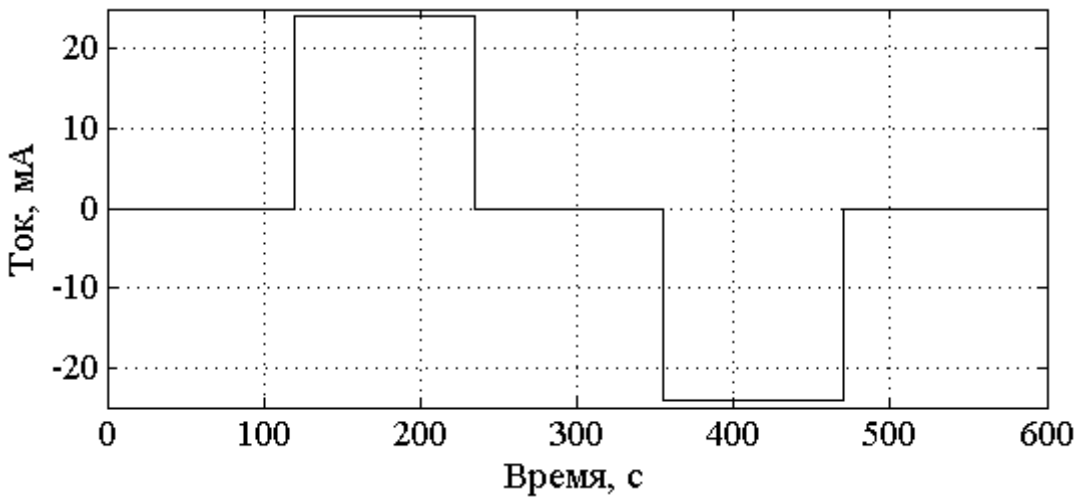


Рис. 6. График тока, подаваемого в дополнительные обмотки ДМ

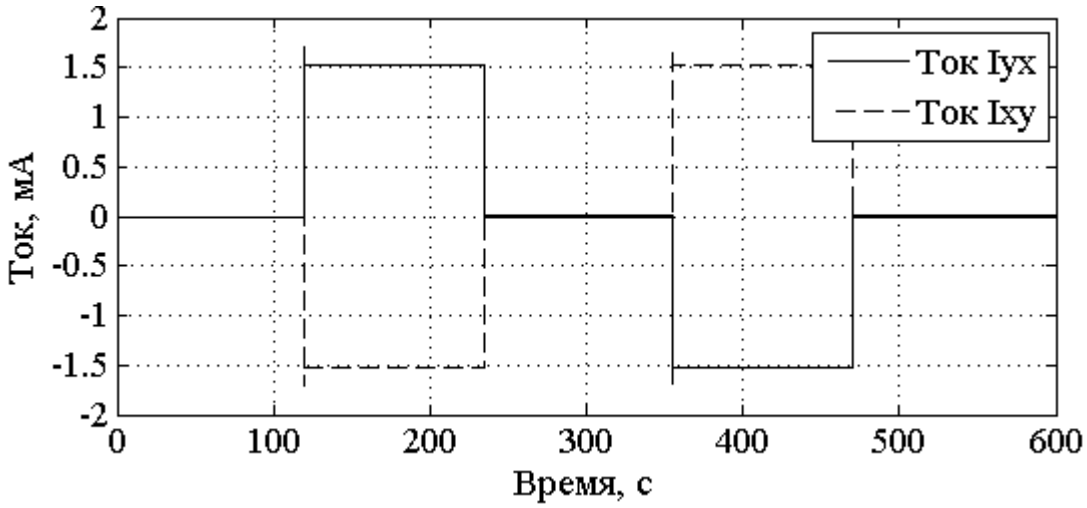


Рис. 7. График токов, протекающих в основных обмотках ДМ, полученный по результатам моделирования и осреднённый на интервале 0,048 с

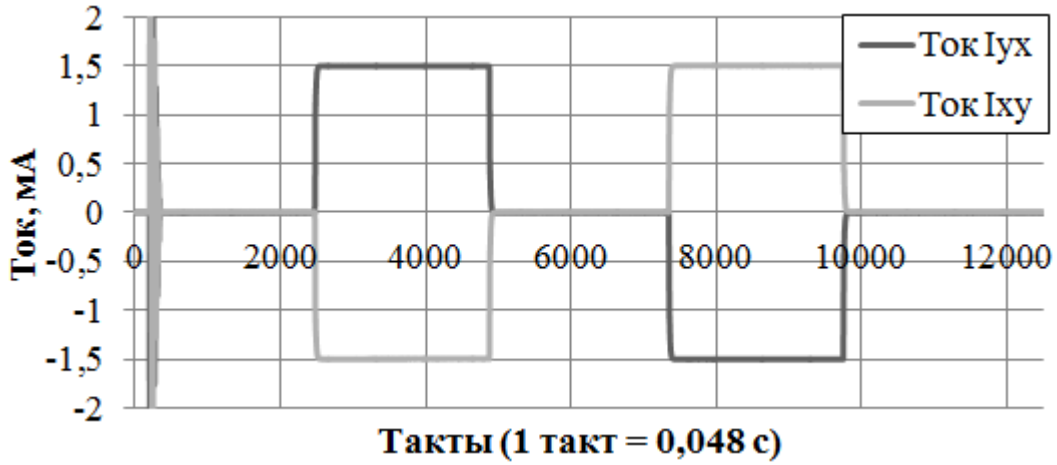


Рис. 8. График изменения токов, протекающих в основных обмотках ДМ, полученный экспериментально

Из графиков на рис. 6, 7, 8 можно сделать вывод о том, что на внешнее воздействие в виде постоянного момента модель реагирует так же, как и рабочий образец прибора, что говорит о правильности её построения.

Результаты моделирования ДНГ с невращающимся ротором

Моделирование этого случая представляет интерес, потому что, если маховик гироскопа не вращается, а устройства ОС работают, в системе развиваются автоколебания. Они вызваны действием перекрёстных обратных связей, которые в режиме нормального функционирования ДНГ не дают оси ротора отклоняться от оси вала, но при снижении скорости собственного вращения до некоторого критического значения приводят систему на границу устойчивости. И если при этом на систему подействуют сколь угодно малые возмущения, она теряет устойчивость, и развиваются незатухающие колебания с большой частотой. При этом маховик начинает биться об ограничительный упор.

Кроме того, система содержит три типовые нелинейности – насыщение усилителей обратной связи по обоим каналам и ограничение углов наклона ротора, что затрудняет исследование поведения системы аналитически. Моделирование позволяет обойти эти трудности.

На рис. 9-12 представлены графики, полученные в результате моделирования ДНГ с невращающимся ротором при E0x=E0y=0,001 угл.мин.

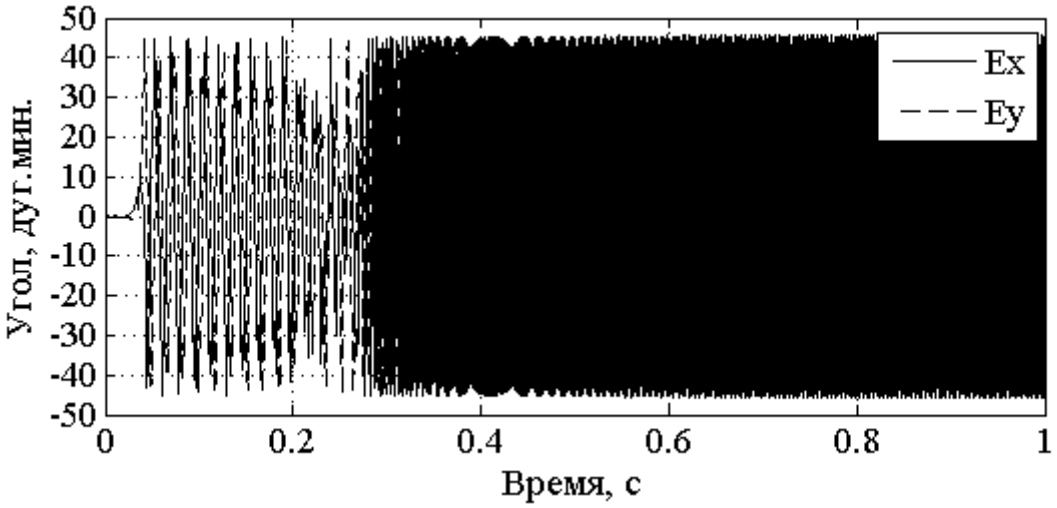


Рис. 9. График изменения углов наклона ротора

Из графика на рис. 9 видно, что за доли секунды в системе развиваются автоколебания с высокой частотой, причём ротор начинает биться об ограничительный упор.

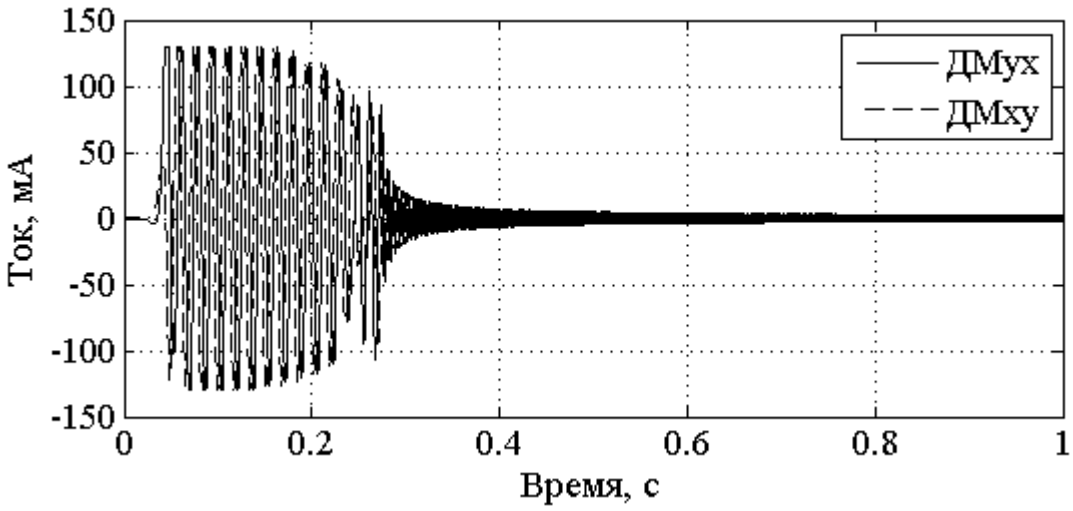


Рис. 10. График изменения токов в основных обмотках ДМ

Из рис. 10 видно, что токи также совершают автоколебания с высокой частотой, причём сначала амплитуда колебаний равна току насыщения УОС I_{max}=130 мА, но потом падает до значений на уровне единиц мА. Такое снижение амплитуды обусловлено фильтрующими свойствами регуляторов обратной связи. Чтобы понять, как это происходит, определим частоту колебаний токов ДМ (рис. 11).

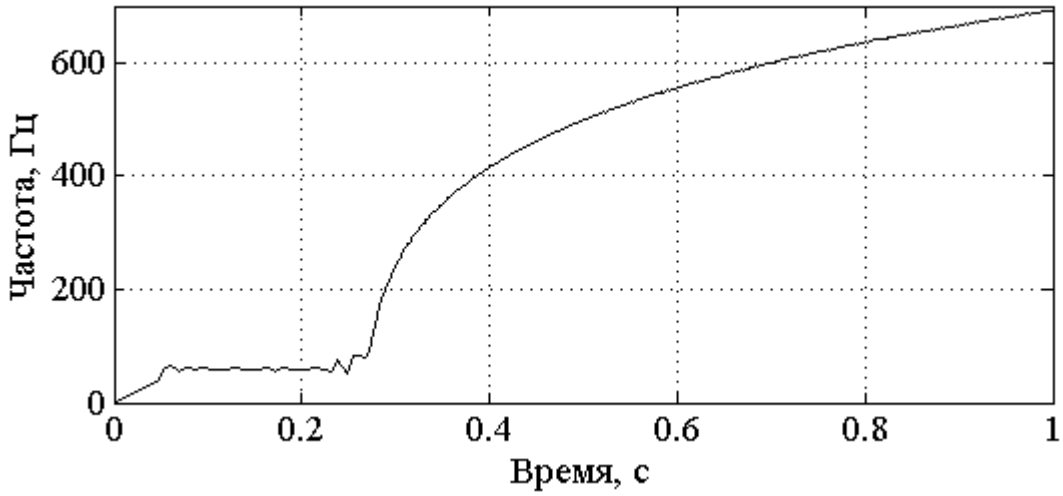


Рис. 11. Изменение частоты колебаний токов Ix, Iy в обмотках ДМ

Частота среза апериодического звена $1/(T_3S+1)$ передаточной функции (8):

$$f_{cp} = \frac{1}{T_3 \cdot 2\pi} \approx 50\ (Гц) \qquad (10)$$

Сопоставив рис. 11 и (10) можно сделать вывод: уменьшение амплитуды тока обусловлено действием апериодического звена $1/(T_3S+1)$.

Кроме того, уменьшение амплитуды тока можно объяснить, если проанализировать график зависимости Ey(Ex), характеризующий движение ротора (рис. 12).

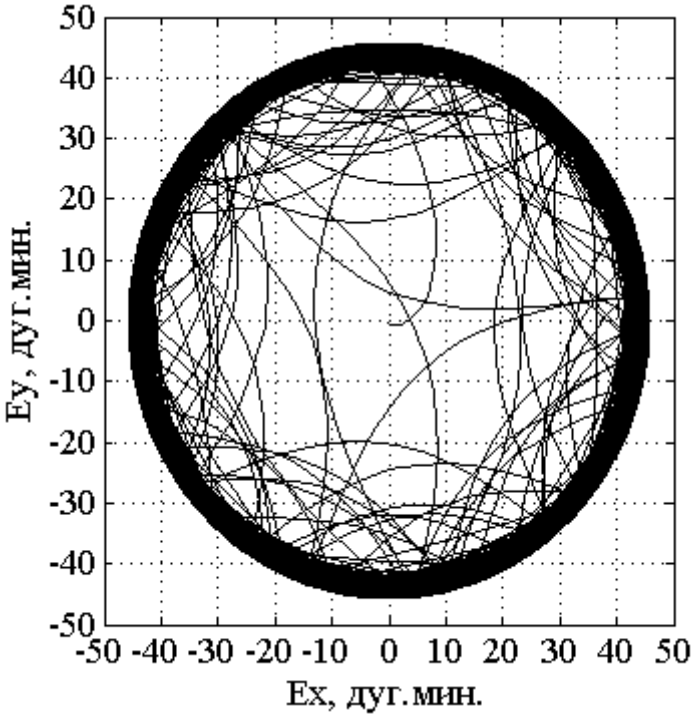


Рис. 12. График Ey(Ex)

При рассмотрении графиков на рис. 9, 10, 11, 12 становится понятно, что протекающий в системе процесс условно можно разделить на два: переходной (до $t \approx 0{,}25$ *с*) и процесс «обкатки» ротора по упору. При переходном процессе работа моментов, развиваемых ДМ, идёт преимущественно на увеличение кинетической энергии ротора. При «обкатке» угол наклона ротора изменяется вблизи упора, и работа моментов ДМ идёт лишь на поддержание движения «обкатки», которое происходит в основном за счёт запасённой энергии. Поэтому амплитуда токов в ДМ значительно снижается.

На рис. 13 представлен график осреднённых на интервале 0,045 с токов в ДМ при E0x=-0,001, E0y=0,001. А на рис. 14 представлен график токов в ДМ, полученный при испытаниях прибора КИНД05-091 с невращающимся ротором. Экспериментальный график по характеру похож на полученный при моделировании, но по сравнению с ним сильно растянут во времени. Кроме того, экспериментально полученные кривые выходят на более высокие установившиеся значения.

Такие несовпадения говорят о неполноте построенной модели. Значит, модель следует дополнить, учтя как можно больше особенностей, которые были упущены. Например, следует ввести неупругость удара маховика об упор, учесть смещение нуля датчиков угла и др. И необходимо провести больше испытаний ДНГ с невращающимся ротором.

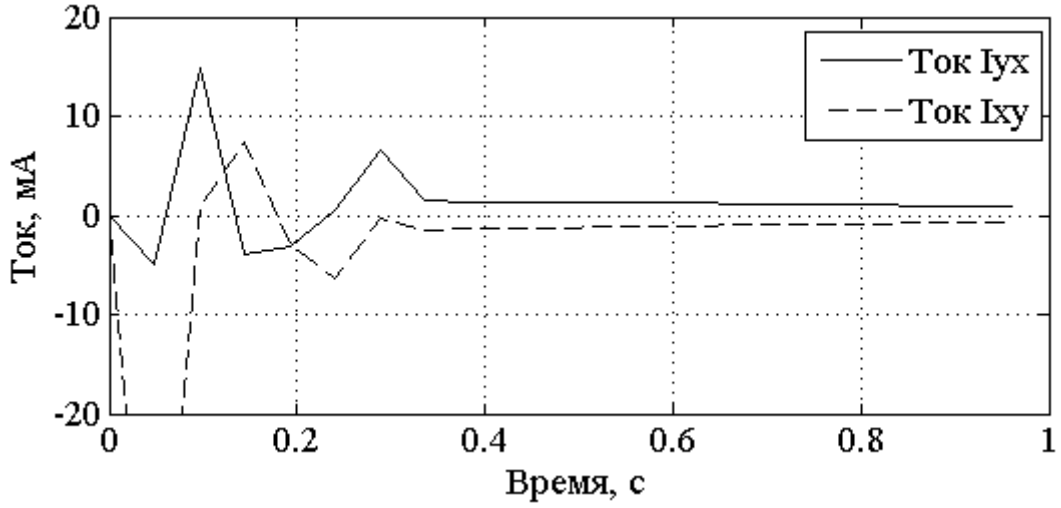


Рис. 13. Осреднённые значения токов, протекающих в ДМ, при E0x=-0,001, E0y=0,001

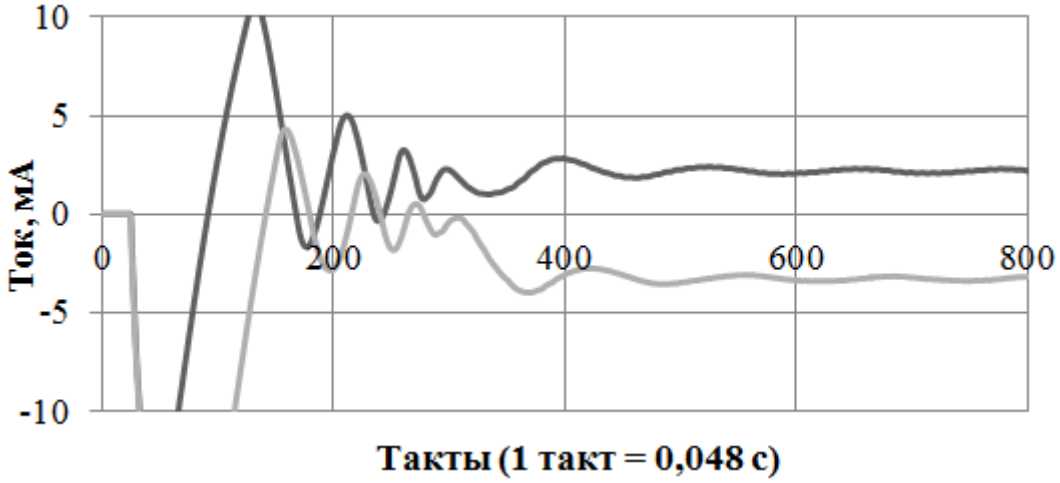


Рис. 14. Графики токов, протекающих в ДМ, полученные при испытаниях ДНГ с невращающимся ротором

Заключение

В результате проделанной работы в системе математического моделирования Simulink были описаны и исследованы две модели динамически настраиваемого гироскопа, работающего в режиме датчика угловой скорости: модель нормально функционирующего ДНГ и модель ДНГ с невращающимся ротором. В отношении первой модели было показано соответствие её поведения поведению реального образца прибора КИНД05-091, говорящее о возможности использования модели для исследования процессов, протекающих при нормальном функционировании ДНГ.

Сравнение поведения модели ДНГ с невращающимся маховиком с поведением реального прибора показало схожий качественный характер изменения токов в датчиках момента. Различаются лишь количественные

характеристики процессов, что говорит о необходимости доработки модели с учётом большего числа особенностей функционирования ДНГ в этом режиме. Но, тем не менее, уже сейчас модель позволяет понять и наглядно увидеть характер процессов, протекающих в ДНГ с невращающимся ротором.

Литература:

1. Новиков Л.З., Шаталов М.Ю. Механика динамически настраиваемых гироскопов // издательство «Наука», Москва, 1985 г.
2. Матвеев В.А., Подчезерцев В.П., Фатеев В.В. Гироскопические стабилизаторы на динамически настраиваемых вибрационных гироскопах // Издательство МГТУ имени Н.Э. Баумана, Москва, 2005 г.
3. Черных И.В. SIMULINK: среда создания инженерных приложений // издательство «Диалог-МИФИ», Москва, 2004 г.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ ЭЛЕКТРОННЫХ УСТРОЙСТВ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ.

В.И. Москвитин, М.С. Селиверстов
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В докладе представлен метод расчёта температурных полей электронных устройств (ЭУ) гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС). Математическое моделирование проведено на основе устройств входящих в гироскопические измерители вектора угловой скорости. На основе полученных результатов в конструкцию электроники и прибора были внесены изменения способствующие обеспечению длительного срока эксплуатации и надёжности приборов.

Современные гироскопические приборы – сложные электромеханические системы, многие параметры которых нуждаются в тщательной проверке и паспортизации.

В настоящее время большое внимание уделяется температурным режимам элементов прибора в частности температурным режимам плат электроники и электрорадиоизделиям (ЭРИ), размещённым на них.

Для долгосрочной и надёжной службы прибора во время его эксплуатации, которая на сегодняшний день может составлять 10-15 лет, тем-

пература корпусов ЭРИ не должна превышать заданное значение по техническим условиям на эти элементы.

С помощью предлагаемой методики математического анализа тепловых режимов плат электроники возможно определить температурные поля платы электроники (зная тепловыделения ЭРИ и параметры самой платы) на этапе её проектирования с точностью до отдельного ЭРИ.

Математическая модель

Для создания математической модели платы при расчёте температурных полей применялся метод конечных элементов.

Выбор этого метода обусловлен сложностью поставленных задач, разнообразием и взаимосвязанностью граничных физических связей и процессов, имеющих место в рассматриваемых платах электроники.

Для составления тепловых балансов используются такие основные законы теплообмена, как:

- закон сохранения энергии

$$\int_F Q_n dF = \frac{dE^*}{dt} = \int_\Omega c\frac{dT}{dt} d\Omega,$$

- закон Фурье $Q_n^* = -\lambda\frac{dT}{dn}$,
- закон Ньютона $Q^* = \alpha(T-T_c)$,
- закон Стефана-Больцмана $E = \varepsilon\sigma_0 T^4$,

Использование основных законов и гипотез теплообмена приводит к непосредственному получению расчётных алгоритмов, минуя стадию составления дифференциальных уравнений.

Сущность предложенного расчётного способа заключается в следующем.

Плата разбивается на ряд конечных «элементарных» геометрических форм (объёмов). Это могут быть параллелепипеды, цилиндрические, шаровые сегменты и другие канонические формы, определяемые конструктивными особенностями различных типов исследуемых плат.

Эти объёмы могут быть как «внутренними» (не граничащими с окружающей плату средой), так и «внешними» (контактирующими в какой-либо части поверхности с окружающей средой, имеющей заданную температуру (T_c) или заданный метод взаимодействия – кондукция, конвекция, излучение).

Целью на данном этапе становится разработка алгоритмов, позволяющих рассчитывать температурное поле по объёму платы, а в общем случае - по объёму пакета плат.

При этом будем предполагать следующее:

- величину среднего за некоторый промежуток времени Δt теплового потока через какую-либо поверхность считаем пропорциональной начальному значению температурного градиента (в пределах Δt);

- увеличение количества тепла «элементарного» объёма принимаем пропорциональным увеличению температуры в расчётной точке (геометрическом центре) этого объёма;

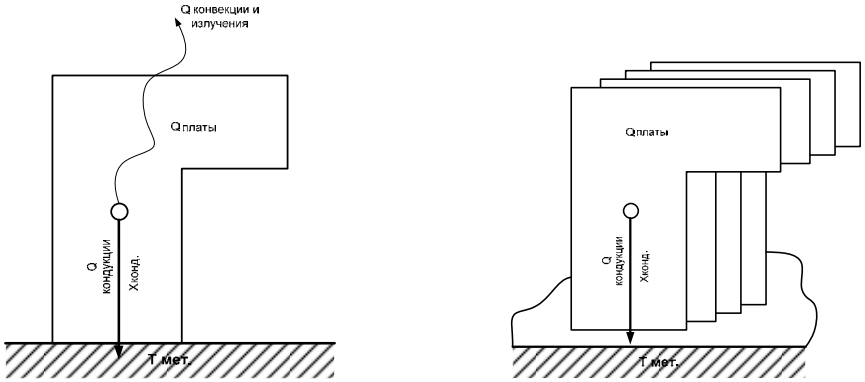
- допускаем, что на входе в i-й объём может происходить смешение нескольких потоков, одни из которых вытекают из других объёмов, а другие вытекают из окружающей среды, имеющей известную температуру T_c.

По полученной математической модели создаётся комплекс прикладных программ (КПП) для расчёта температурных полей на ЭВМ.

Далее все теплофизические характеристики ЭУ и «элементарных» объёмов (теплопроводность, теплоёмкость, тепловыделение и т.д.) вводятся в файл для дальнейшего использования в процессе расчёта программой.

Принцип расчёта температурных полей

Особенностью расчёта температурных режимов плат электроники в штатных условиях (космос) является отсутствие отвода тепла путём конвекции. Сброс тепла излучением также отсутствует - это связано с тем, что ЭУ в приборе установлены пакетами близко друг другу, при таком расположении теплообмен излучением сильно затруднён, т.к. ЭУ имеют примерно одинаковую температуру (рис. 2,3). Таким образом отвод теплоты происходит только кондукцией через металлический теплоотвод на основание корпуса прибора.



а) б)

Рис. 1. Схема отвода тепла с платы электроники в условиях наземных испытаний (а) и в условиях штатной эксплуатации(б)

В процессе расчёта программа в течение заданного времени рассчитывает температуру каждого элемента. Для этого алгоритм программы опрашивает соседние элементы и определяет как изменится температура данного объёма в фиксированный минимальный интервал времени (обычно это 0,1сек). Наглядно этот процесс представлен на рисунке 3.

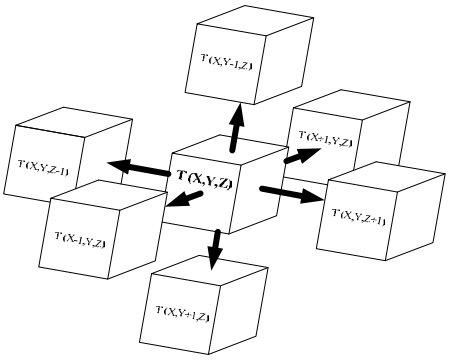


Рис. 2. Схема опроса соседних элементов при расчёте температуры

Выходной информацией математического моделирования является температурное поле в виде массива чисел, которое может выводится в процессе расчёта через определённый интервал времени или в конце заданного времени.

По полученным в результате математического моделировании данным можно судить о конструкции платы с точки зрения тепловых режимов, а также об оптимальном расположении ЭРИ на плате (ЭРИ с большей мощностью и тепловыделением должны располагаться как можно ближе к основанию или рамке).

Разработанный программный продукт имеет гибкую структуру, что позволяет без особых усилий производить следующие изменения при расчёте температурных полей:

- замена материала теплоотвода платы и рамки,
- увеличение или уменьшение рамки платы,
- добавление индивидуальных теплоотводов к наиболее теплонагруженным ЭРИ,
- изменение месторасположения отдельных ЭРИ,
- изменение способа крепления платы электроники.

Для моделирования работы системы термостатирования (СТС) прибора в программе задаются параметры работы реальной СТС.

Также при помощи разработанной программы можно рассчитать время выхода платы в установившийся тепловой режим и отслеживать динамику изменения температуры каждого ЭРИ в зависимости от изменения внешних условий, тепловыделений и электрических параметров ЭРИ.

Моделирование температурных полей ЭУ в штатных условиях эксплуатации на основе термограмм

С помощью разработанного КПП возможно моделирование температурных полей плат электроники на основе термограмм (рис.3), полученных бесконтактным методом с помощью тепловизора. То есть при помощи программы воссоздаётся тепловая картина, полученная тепловизором для условий наземных испытаний с учётом конвективного теплообмена и из-

лучением с известными параметрами окружающей среды, такими как: температура окружающей среды T_c, коэффициент теплоотдачи поверхности α, коэффициент поглощения поверхности ε.

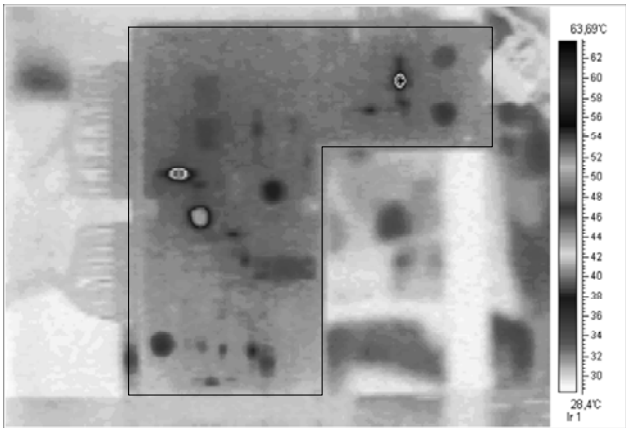


Рис. 3. Термограмма платы электроники

Для моделирования штатных условий эксплуатации в программе отключается блок расчета конвективного теплообмена (остаётся только кондуктивный и лучистый теплообмен) и задаются параметры окружающей среды соответствующие штатным.

Таким образом, на основе наземных испытаний получаем температурное поле платы электроники для штатных условий эксплуатации.

Данный способ расчёта удобен тем, что более точно учитываются тепловыделения каждого ЭРИ в отдельности, которые рассчитываются исходя из полученной термограммы, на основе общего энергопотребления платы, также полученного при наземных испытаниях.

Список обозначений

Q^*_n — составляющая теплового потока, нормальная к элементу поверхности dF, Вт/м^2;

F — поверхность, ограничивающий некоторый объём, м^2;

E^* — внутренняя энергия среды, заключенная в объёме, ограниченном поверхностью F, Дж;

c — теплоёмкость объёма, Дж/К;

Q^* — удельный тепловой поток, Вт/м^2;

T_c — температура окружающей среды, °С;

α — коэффициент теплоотдачи единицы поверхности тела, Вт/м^2*К;

E — плотность интегрального излучения, Вт/м^2;

ε — коэффициент поглощения поверхности;

σ_0 — постоянная Стефана-Больцмана, Вт/(м^2*К^4).

Литература

1. Математические модели теплового дрейфа гироскопических датчиков инерциальных систем/ В.Э. Джашитов, В.М. Панкратов /Под общей редакцией академика РАН В.Г. Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2001. 150 с.
2. Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов/ Под ред. Дж. Лукаса. М.: Мир, 1974. 546 с.
3. Лыков А.В. Теория теплопроводности. М.: Высш. шк. 1967. 600 с.
4. Дульнев Г.Н. Тепло- и массообмен в радиоэлектронной аппаратуре. М.: Высш. шк., 1984. 247с.
5. Кутателадзде С.С. Основы теории теплообмена. МАШГИЗ, 1962. 456 с.

РЕГУЛИРОВКА ОСЕЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ВОГ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

М.Ю. Смыслов, М.Я. Симановский
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Формирование и постановка задачи

Необходимо произвести регулировку осей чувствительности (ОЧ) волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) КИ11-240 в приборе КИНД34-062 (гироскопический измеритель вектора угловой скорости) таким образом, чтобы отклонение ОЧ ВОГ’а от номинального положения не превышало 5 дуг.мин.

Прибор представляет собой малогабаритный (габариты: 130x110x95,2 мм, масса: 1,7±0,1 кг) трехосный измеритель вектора угловой скорости на базе ВОГ’ов класса точности 0,5 град/ч. и предназначен для измерений проекций вектора угловой скорости на ОЧ прибора и формирования аналоговых и дискретных сигналов в систему управления космического аппарата.

На практике, в связи с неточностью намотки оптического волокна на катушку ВОГ’а, отклонение ОЧ ВОГ’а от номинального положения может достигать величин превышающих требуемые 5 дуг.мин., что ведет к значительной погрешности измеряемой величины. Решить данную проблему технологическими методами не представляется возможным, соответственно, для получения требуемой точности необходимо ввести регулировку.

Для этой цели в конструкции ВОГ’а предусмотрена возможность регулировки положения ОЧ в диапазоне ±75 дуг.мин. при помощи специальных регулировочных шайб (рис 1.)

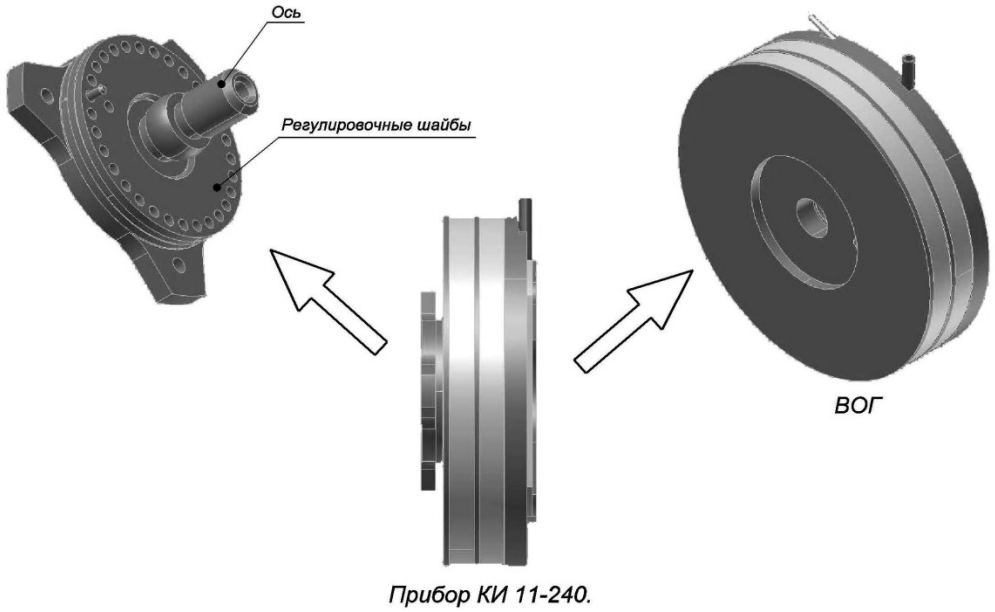


Рис. 1. Конструкция КИ11-240.

Три регулировочные шайбы, каждая из которых имеет тридцать отверстий по окружности (через каждые 12°) и у каждой из которых одна плоскость скошена по отношению к другой на угол 25 дуг.мин., устанавливаются на так называемую ось путем фиксации на штыре. За счет скоса в 25 дуг.мин., путем вращения шайб друг относительно друга, можно достичь различных углов между плоскостью основания и плоскостью верхней шайбы, на которую непосредственно устанавливается катушка ВОГ’а. Эти углы и будут обеспечивать необходимую компенсацию.

Так как шайб 3 и каждая имеет 30 отверстий, то существует $30^3 = 27000$ возможных вариантов установки комплекта шайб на ось, дающих различные углы компенсации, просчет которых вручную, с учетом допусков на изготовление шайб, и выбор наиболее оптимального варианта - представляются довольно долгими и затруднительными процессами.

Установка шайб под углами 120° друг относительно друга (рис. 2) не вносит корректировки в положение ОЧ ВОГ’а, - так называемая исходная ориентация шайб, при которой непосредственно и замеряется отклонение ОЧ от номинала.

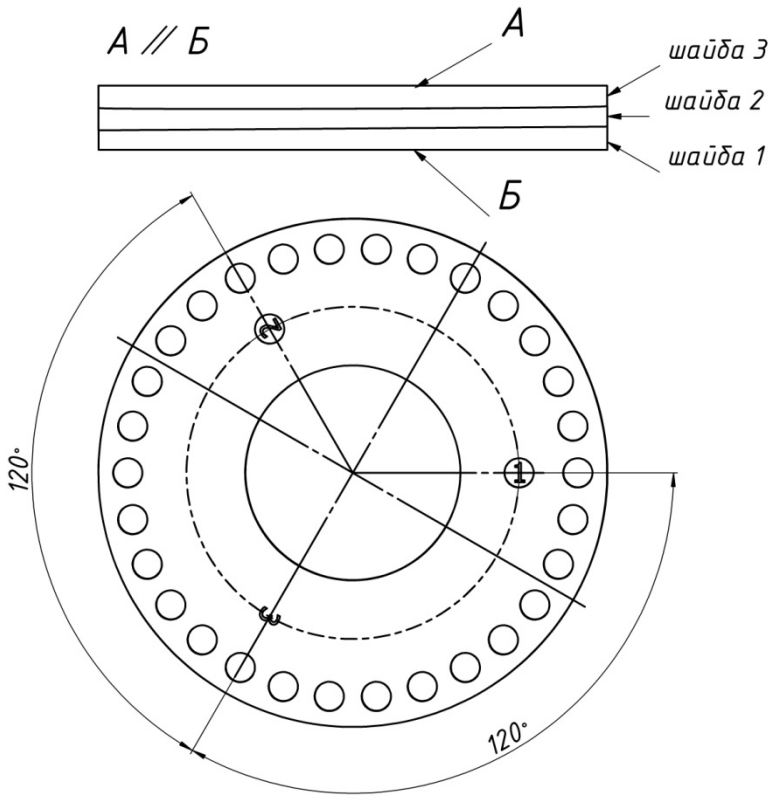


Рис. 2. Исходная взаимная ориентация шайб.

Метод решения задачи

Для того, чтобы максимально быстро и эффективно определить нужную взаимную ориентацию шайб в комплекте была разработана специальная компьютерная программа, позволяющая за секунды просчитывать все возможные варианты установки шайб и выбирать оптимальный для коррекции положения ОЧ ВОГ.

Аглоритм программы позволяет осуществлять регулировку даже шайбами, изготовленными вне допусков.

Описание принципа работы программы

В качестве исходных данных в программу заносятся фактические углы скоса самих шайб, и углы, на которые отклоняется ОЧ ВОГ (углы α_y и α_z), полученные в результате испытаний.

Далее программа «прокручивает» шайбы друг относительно друга, запоминая компенсационные углы каждой полученной комбинации. Исходя из условий минимизации угла отклонения ОЧ ВОГ от номинального положения, осуществляется выбор оптимальной комбинации и вывод данных пользователю о результатах регулировки и о том, как повернуть шайбы друг относительно друга для обеспечения максимальной компенсации угла отклонения ОЧ ВОГ.

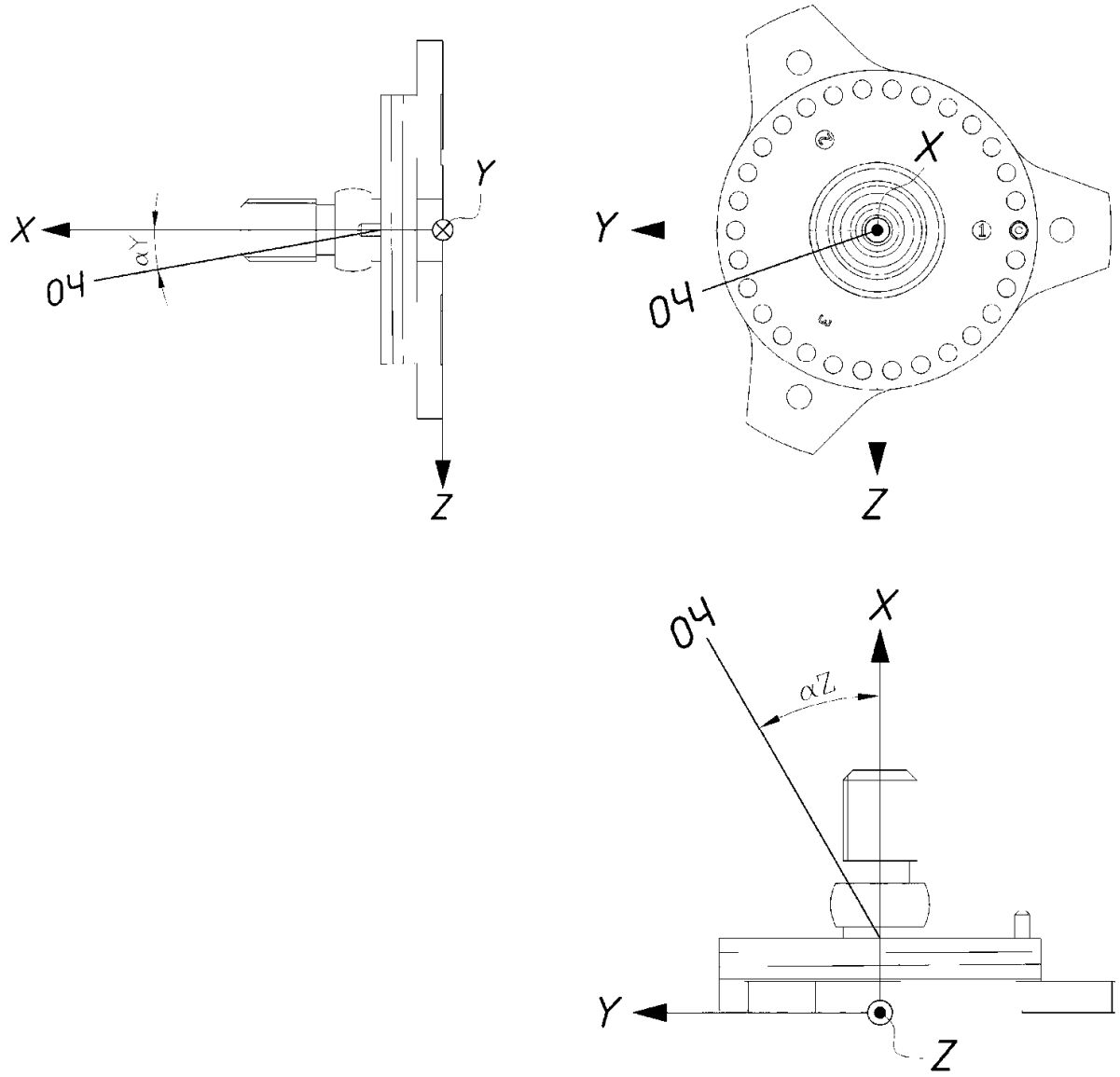


Рис. 3. Схема расположения осей и углов при расчете компенсационного угла (ВОГ не показан)

Результаты решения задачи

Использование данной программы позволяет исключить возможность ошибки оператора при расчете необходимого варианта установки шайб, снизить время, затраченное на сам процесс регулировки (в том числе и количество итераций, переустановок) и повысить точность регулировки.

Данная методика опробована и применяется отделением 03 для регулировки КИНД11-240. Результаты полностью подтверждают теоретические выкладки с точностью около 0,2’.

МЕТОДОЛОГИЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

К.Н. Сорокин
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Информатика и системы управления»

Введение

В последнее время в связи с предъявлением все более высоких требований к процессам управления в различных областях техники проблема идентификации становится исключительно важной. Нельзя обеспечить качественное управление системой, если ее математическая модель не известна с достаточной точностью. Для построения математической модели могут использоваться как теоретические, так и экспериментальные методы. Опыт, накопленный при проектировании систем управления, убедительно свидетельствует о том, что нельзя построить математическую модель, адекватную реальной системе, только на основе теоретических исследований физических процессов в системе. Сформированная таким образом математическая модель, как правило, значительно отличается от реальной системы, что приводит соответственно к снижению качества управления. Поэтому в процессе проектирования систем управления одновременно с теоретическими исследованиями проводятся многочисленные эксперименты по определению и уточнению математической модели системы.

Методы определение математических моделей по результатам экспериментальных исследований являются предметом теории идентификации. В зависимости от объема априорной информации о системе различают на функциональную и параметрическую идентификацию. При решении задач в функциональной идентификации априорная информация о системе либо незначительна, либо вообще отсутствует. Система представляется в виде "черного" ящика, и для её идентификации необходимо решение ряда дополнительных задач, связанных с выбором класса модели, оценкой стационарности, линейности и т.д.

При решении задач параметрической идентификации считается, что известна структура системы, функциональные связи и класс модели, к которому она относится. Априорная информация о системе достаточно обширна. Такая постановка задачи наиболее соответствует реальным условиям проектирования и поэтому широко используется в инженерной практике.

В данной работе рассматривается процесс параметрической идентификации математической модели датчика угловой скорости (далее ДУС) с механической пружиной (ДУСУ-1) с использованием алгоритмов, ориентированных на современную цифровую вычислительную технику. Значительное внимание в работе уделено разработке стенда для съема экспериментальных данных.

Описание стенда

Идентификация возможна после проведения испытаний ДУС, поэтому был собран лабораторный стенд (рис.1) в составе:

- Поворотная установка с установленным на ней крепежным кронштейном для установки экспериментального ДУС, а также фотодатчика для определения точной скорости вращения. Поворотная установка предназначена для создания угловой скорости вращения вдоль чувствительной оси исследуемого датчика угловой скорости.
- Блок преобразования, который также является устройством сопряжения питающих и выходных сигналов механической системы с персональным компьютером.
- Персональный компьютер с установленной в ней платой аналого-цифрового преобразования сигналов.
- Системное и прикладное программное обеспечение для регистрации сигналов на входе платы, их записи на носитель информации, отображения собранных данных на экране и их дальнейшей обработки.

Рис. 1. Лабораторный стенд для испытания ДУС

Функциональные задачи стенда

1. Создать угловую скорость вращения вдоль чувствительной оси исследуемого датчика угловой скорости.
2. Зарегистрировать информацию с ДУС о величине угловой скорости вращения.

3. Зарегистрировать информацию об истинной величине угловой скорости поворота платформы при помощи внешней(по отношению к ДУС) системы или прибора.
4. Обеспечить хранение и визуализацию этих экспериментальных данных.
5. Обработать собранные данные по выбранным алгоритмам с целью определения параметров математической модели ДУС типа ДУСУ (датчик угловой скорости универсальный).

Малогабаритная поворотная установка

Рис. 2. МПУ-1

Основой данного стенда является малогабаритная поворотная установка МПУ-1 (рис. 2), представляющая собой вращающуюся платформу, на которой установлен ДУС и система управления, позволяющая выставлять скорость и направление вращения.

Принцип действия

Угловая скорость платформы определяется передаточным отношением кинематической цепи "двигатель- ведомый вал". Это передаточное отношение равно произведению передаточных отношений червячного редуктора и фрикционного вариатора. Передаточное отношение червячного редуктора

постоянное и равное i=150. Передаточное отношение вариатора зависит от положения шариков Рис. 2. МПУ-1.
относительно осей вращения валов. Изменение положения шариков определяется поворотом ходового винта от маховика, связанного с винтом зубчатой парой с i=1. Винт перемещает каретку с шариками.

С расчетным лимбом ходовой винт связан зубчатой передачей с i=33. Отсчетный лимб проградуирован в пределах от $0.03\,\frac{°}{c}$ до $150\,\frac{°}{c}$.

Пружина выбирает зазоры в винтовой паре и подшипниковой опоре ходового винта. Пружина обеспечивает необходимое сцепление между валами.

Вспомогательный лимб предназначен для контроля малых угловых скоростей ($< 10\frac{°}{c}$) и связан зубчатой парой с валом. Перед работой необходимо обеспечить горизонтальное положение рабочего стола установки. Это требование обеспечивается с помощью четырех винтов, расположенных на нижней плите, и уровня, смонтированного на столе.

Отсчетный лимб отградуирован при частоте 50 Гц. Увеличение или умножение частоты питания влияет на величину угловой скорости. Поэтому, когда требуется повышенная точность определения величины угловой скорости вращения платформы ,скорость платформы определяется специальными приборами.

Угловая скорость вращения поворотного стола может иметь различные направления и значения, и задается с помощью двух переключателей.

Блок преобразования

Аналоговые данные с ДУС для их дальнейшей обработки должны быть преобразованы в цифровой вид. С этой целью в составе стенда используется плата аналого-цифрового преобразования. Но прежде, чем сигнал с ДУС попадет на аналого-цифровой преобразователь (АЦП) он приходит на блок преобразования, который выполняет роль делителя напряжения. Необходимость его наличия обусловлена тем, что предел входного напряжения для платы АЦП меньше, чем напряжение на выходе ДУС.

В ходе регистрации электрических сигналов всегда имеют место измерительные шумы, связанные с нестабильностью питания схем, нестабильностью выходных параметров электрических элементов, а в рассматриваемом случае и с нестабильностью вращения поворотного стола. В связи с этим необходимо принять меры по исключению этих ошибок из конечного результата эксперимента или, хотя бы, к снижению их влияния. Поэтому в блоке преобразования также установлен аналоговый фильтр сигналов низкой частоты.

Добиться снижения влияния измерительных шумов на результат эксперимента можно аналитически исключив их полностью или частично из снимаемого сигнала. Но для этого надо знать статические характеристи-

ки измерительного шума. С другой стороны, можно поставить фильтры. В разработанном стенде для идентификации параметров математической модели ДУС используется оба способа фильтрации: аналоговая и цифровая.

Рис. 3. Блок преобразования.

Плата АЦП

В данном лабораторном стенде установлена универсальная плата аналого-цифрового преобразования для IBM PC/AT-совместимых компьютеров ЛА-1,5PCI производства ЗАО "Руднев-Шиляев" (рис. 4). Сертификат качества: RU.C.34.018A №12771. Основное назначение прибора - преобразование непрерывных(аналоговых) выходных сигналов в цифровую форму, которая удобна для дальнейшей обработки сигнала при помощи ПЭВМ (аналого-цифровое преобразование). Прибор имеет возможность передачи результатов аналого-цифрового преобразования в цифровой форме или цифровой информации ПЭВМ на внешние устройства , а так же приёма цифровой информации от внешних устройств и её передачу ПЭВМ для обработки.

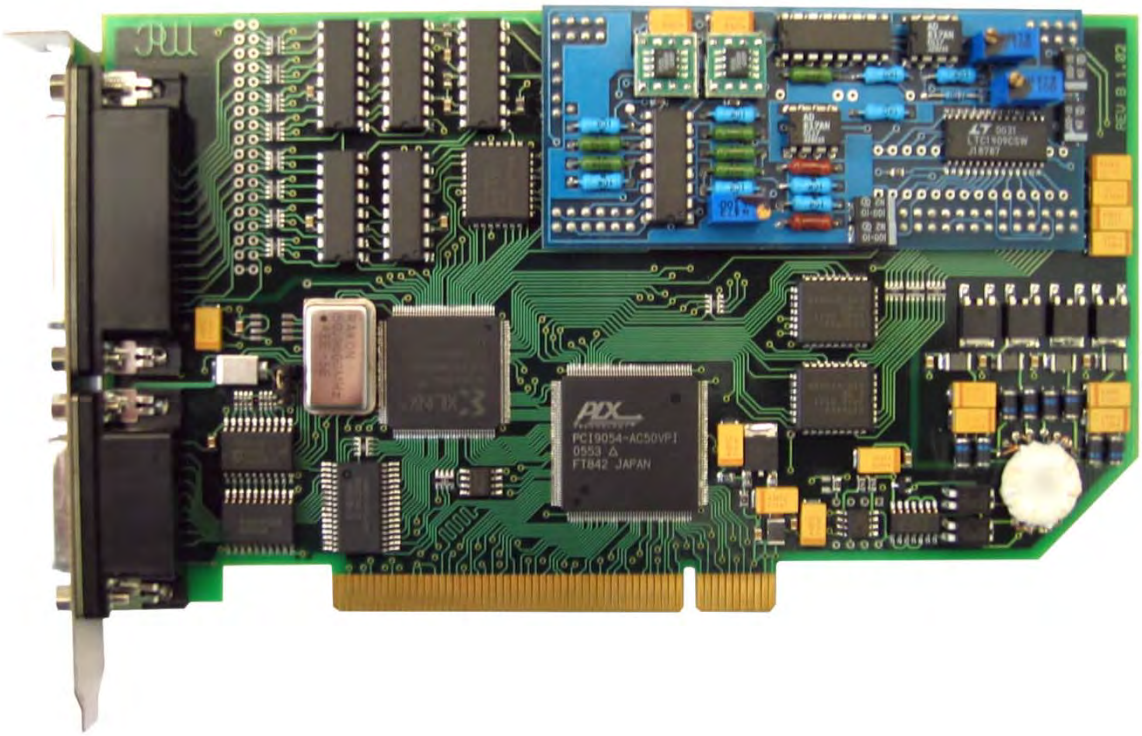


Рис. 4. Плата ЛА-1,5PCI

Проблемы, возникшие при физической реализации

На первый взгляд казалось, что согласовать выше описанные устройства не представляет и труда. Но это впечатление было обманчиво.

Первым нужно было разработать блок согласования. При тщательном анализе оказалось, что почти все каналы ДУС (18 из 32) реагируют на угловую скорость основания МПУ. В документации по плате было указано, что 1 канал - несущий у ДУС. Но, после проведения множества испытаний, стало понятно, что несущим каналом у исследуемого поплавкового датчика угловой скорости является 0 канал.

Вторая серьезная проблема появилась при написании программного обеспечения для вывода информации об уровне сигнала пользователю. Не удавалось получить сигнал с ДУС. Оказалось, что датчик присылает только двойной сигнал(информацию о двух измерениях), в то время как, мы ожидали сигнал на каждый наш запрос. ДУС производит измерения в автономном режиме независимо от нас. Мы лишь можем догадываться о его периоде измерения и его нестабильности. На текущий момент время опроса составляет 1024 мс для ДУС и 512 мс для фотодатчика. Также нельзя забывать о негативном свойстве ДУС - нестабильности периода опроса. Среднее время опроса составляет 507 мс.

Третья скрытая проблема - запаздывание сигнала ДУС от сигнала фотодатчика. Несмотря на то, что сигналы снимаются одновременно, сигнал ДУС несет информацию с задержкой относительно момента измерения

фотодатчика на 200-300 мс. Эта проблема синхронизации была решена путем ввода адаптивного алгоритма вычисления времени опроса. Теперь наше программное обеспечение (в дальнейшем драйвер) пытается предсказать, в какой момент времени ДУС производит измерение, и посылает соответствующий запрос на фотодатчик. Синхронизация показаний ДУС и фотодатчика достигла 90% значения и в будущем стремится к 100%.

Четвертая проблема - наличие смещения оси показаний ДУС. В начале исследования предполагалось, что на это смещение влияет дрейф гироскопа. Но изменяя порядок значений угловой скорости основания было выяснено, что эта величина занимает одно и тоже положение независимо от сигнала ДУС. Это обстоятельство привело нас к мысли, что данное смещение вызвано в плате. Действительно, в эксперименте с выключенным ДУС и стоящей МПУ мы увидели такое же искажение нулевого сигнала, которое будет компенсировано смещением графика показаний ДУС.

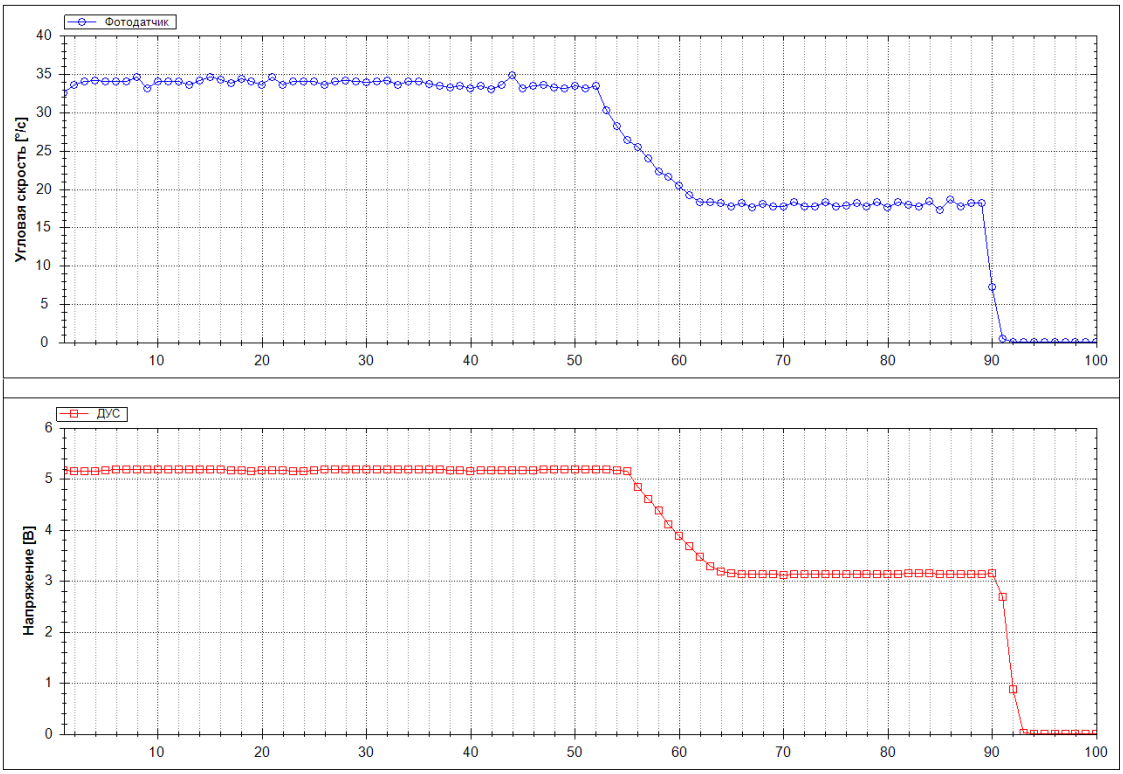


Рис. 5. Результаты работы стенда. Сверху сигнал фотодатчика, снизу сигнал ДУС

Теперь, когда проблемы решены, мы имеем 2 сигнала: сигнал ДУСа об угловой скорости основания в В (вольтах) и сигнал фотодатчика об угловой скорости основания в °/с (градус/с), пропорциональные друг другу. Это позволяет провести идентификацию параметров ДУС.

Методология идентификации параметров

Чтобы провести идентификацию параметров, необходимо составить математическую модель ДУС связи между сигналом ДУСа об угловой скорости основания в В (вольтах) и сигналом фотодатчика об угловой скорости основания в $^{\circ}/c$ (градус/с)

Чтобы найти эту, нужно знать уравнение движения ДУС:

$$A\ddot{\beta} + D\dot{\beta} + K_{пр}\beta = H\omega_{\zeta}cos\beta - M_x^{вн}\ , \qquad (0)$$

где A- момент инерции гироблока относительно оси прецессии,

D- коэффициент демпфирования,

$K_{пр}$ - коэффициент угловой жесткости пружины,

H- кинетический момент ротора гироскопа,

$M_x^{вн}$ - сумма внешних возмущающих моментов.

Также в $M_x^{вн}$ входят вредные моменты вокруг оси и погрешности от перекрестных угловых скоростей. Для простоты расчета мы ими пренебрежём.

Также, из-за малости угла β будем считать, что $cos\beta = 1$, тогда уравнение движения ДУС будет записано в следующем виде:

$$\ddot{\beta} + 2\varepsilon\omega_0\dot{\beta} + \omega_0^2\beta = K'\omega_{\zeta}\ , \qquad (1)$$

где $\varepsilon = \frac{D}{2\sqrt{AK_{пр}}}$ - коэффициент затухания системы,

$\omega_0 = \sqrt{\frac{K_{пр}}{A}}$ - собственная круговая частота колебаний системы,

$K' = \frac{H}{A}$ - коэффициент усиления.

Уравнение движения (1) в переменных Лапласа будет выглядеть:

$$\beta(T^2s^2 + 2\varepsilon Ts + 1) = \frac{K'}{\omega_0^2}\omega_{\zeta}\ , \qquad (2)$$

где $T = \frac{1}{\omega_0} = \sqrt{\frac{A}{K_{пр}}}$ - постоянная времени системы.

Но так как измеряется не угол β непосредственно, а напряжение $U_{ду} = K_{ду}\beta$, то уравнение (2) можно записать в следующем виде:

$$U_{ду}(T^2s^2 + 2\varepsilon Ts + 1) = K\omega_{\zeta}\ , \qquad (3)$$

где $K = \frac{K'K_{ду}}{\omega_0^2} = \frac{HK_{ду}}{K_{пр}}$ - коэффициент усиления.

Уравнению движения ДУС соответствует следующая структурная схема:

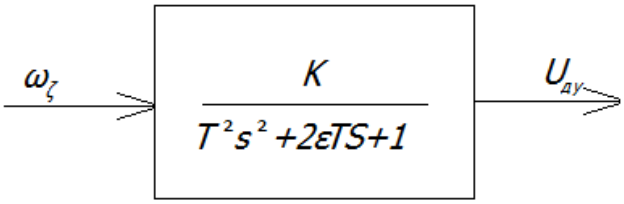


Рис. 6. Структурная схема уравнения движения ДУС

Найдем решение уравнения движения (3). Для этого запишем характеристическое уравнение в общем виде:

$$T^2 s^2 + 2\varepsilon T s + 1 = 0 \quad (4)$$

Начальные и граничные условия:

1) $\omega_\zeta(0) = 0$

2) $U_{\partial y}(0) = 0$

3) $U_{\partial y}(\infty) = K$

Корни характеристического уравнения равны:

$$s_{1,2} = \frac{-\varepsilon \pm i\sqrt{1-\varepsilon^2}}{T} \quad (5)$$

Из (5) следует, что решением уравнения (3) является зависимость:

$$\beta(t) = \omega_\zeta \frac{H}{K_{пр}}(1 - e^{-\omega_\beta t} sin(\omega_\beta t + \varphi)) , \quad (6)$$

где $\omega_\beta = \omega_0\sqrt{1-\varepsilon^2}$ - частота демпфированных колебаний.

То есть, собственное движение рамки прибора будет представлять собой затухающие колебания с частотой ω_β.

В установившемся режиме $\ddot{\beta} = \dot{\beta} = 0$, тогда

$K_{пр}\beta = H\omega_\zeta$=> $\beta = \frac{H}{K_{пр}}\omega_\zeta$

То есть гироскопический момент от движения основания ω_ζ будет полностью уравновешиваться противодействующим моментом пружины и угол отклонения β будет пропорционален угловой скорости вращения основания ω_ζ.

Найдем недостающую переменную φ, используя начальные и граничные условия:

$$U(t) = \omega_\zeta K(1 - e^{-\omega_\beta} sin(\omega_\beta t + \varphi)) , \quad (7)$$

$$U(0) = \omega_\zeta K(1 - e^{-\omega_\beta} sin\varphi) = 0 => \varphi = arctg(-\frac{\varepsilon}{\sqrt{1-\varepsilon^2}}) , \quad (8)$$

Следовательно, в ходе идентификации необходимо определить параметры T, ε, K, чтобы в дальнейшем определить

$K_{пр}$ (Коэффициент пружины),

H (Кинетический момент), A (Момент инерции),

D (Коэффициент демпфирования), $K_{\partial y}$ (Коэффициент усиления датчика угла)

.

Алгоритмы идентификации параметров

Существует множество алгоритмов идентификации, но наиболее удобными, простыми и точными я выделил алгоритм Качмажа, алгоритм Симою и графико-аналитический метод.

Для алгоритма Качмажа важно большое количество измерений, так как значения неизвестных изначально задаются априорно и в последствии уточняются.

Для алгоритма Симою важно получить переходную характеристику путем интерполяции точек переходного процесса с неравномерным шагом

квантования. Этот метод идентификации рассчитан на модели объектов с передаточной функцией в виде отношения полиномов. Трудности эксперимента вознаграждаются простотой последующих расчетов.

Графико-аналитический метод основывается на том, что передаточная функция системы имеет известный вид. А сама задача нахождения параметров сводится к нахождению максимума экспериментальной переходной характеристики и соответствующего момента времени.

Мною был выбран алгоритм Качмажа, удобный как для программной реализации метод, так и для экспериментального съема необходимых данных.

Алгоритм Качмажа

Алгоритм Качмажа широко применяется в инженерной практике для решения задачи идентификации линейных дискретных систем вида:

$$y(k) = C^T x(k), k = 1,2..\infty, \tag{9}$$

где $y(k)$ - скалярный выходной сигнал системы,

$x(k)$ - вектор входного сигнала,

C - вектор неизвестных параметров системы ($x(k)$ и C имеют размерность m,k - дискретный параметр времени).

Алгоритм Качмажа позволяет оценить значения вектора параметров системы C по наблюдаемым последовательностям $x(k)$ и $y(k)$ ($k = 1,2..\infty$).

В настоящее время этот алгоритм получил широкое распространение для решения задачи идентификации нестационарных линейных систем.

Алгоритм имеет простую структуру и состоит из следующих рекуррентных соотношений:

$$\delta(k) = \delta(k-1) + \frac{y(k) - \delta(k-1)x(k)}{x^T(k)x(k)}, k = 2,3..\infty, \tag{10}$$

где $\delta(k)$ - оценка на k-м шаге неизвестного вектора C.

Значение вектора начального приближения $\delta(1)$ задается априорно.

Обобщенный алгоритм рекуррентного оценивания Качмажа может быть описан следующими формулами:

$$\delta(k) - \delta(k-1) + \frac{y(k) - \delta(k-1)x(k)}{x^T(k)x(k)} \tag{11}$$

$$\check{C}(k-1) = \delta(k-1) + \alpha(k)[C(k-2) - \delta(k-1)] \tag{12}$$

$$\alpha(k) = \begin{cases} 1, \text{если } p^2[\check{C}(k-2), \check{C}(k)] > (p[\check{C}(k-2), \check{C}(k-1)] + \mu)^2 \\ 0, \text{в противном случае} \end{cases}, \tag{13}$$

где $p[\check{C}(i), \check{C}(j)] = \frac{y(j) - C^T(i)x(j)}{x^T(j)x(j)}$,

$\mu - \frac{y(k) - \delta(k-1)x(k)}{x^T(k)x(k)}$ *либо* $\mu - 0$.

Таким образом, алгоритм Качмажа состоит из рекуррентной процедуры с неизвестными начальными значениями $\check{C}(1), \check{C}(2), C(2)$, которые

задаются априорно. В процессе работы алгоритма значения $\tilde{C}(i)$ и $\delta(i)$ постепенно уточняются. Предельное значение $\delta(i)$ при $t \to \infty$ и дает искомую оценку вектора С.

Реализация алгоритма

Для реализации этого алгоритма дифференциальное уравнение, описывающее поведение системы, необходимо преобразовать.

Для этого получим уравнение в переменных состояния в виде:

$$\dot{X} = AX + B\tilde{U}, \tag{14}$$

где X - вектор состояния системы,

$\dot{X}$- производная этого вектора,

A - матрица состояния,

B- матрица управления,

$\tilde{U}$ - вектор управления.

Пусть состояние системы определяется следующим вектором:

$X = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \beta \\ \dot{\beta} \end{pmatrix}$, тогда $\dot{X} = \begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\beta} \\ \ddot{\beta} \end{pmatrix}$.

Тогда матричное уравнение состояния будет иметь вид:

$$\begin{pmatrix} \dot{\beta} \\ \ddot{\beta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{K_{пр}}{A} & -\frac{D}{A} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ \dot{\beta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \frac{H}{A} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ \omega \end{pmatrix} \tag{15}$$

То есть матрицы в уравнении будут равны:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ a_1 & a_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{K_{пр}}{A} & -\frac{D}{A} \end{pmatrix} \tag{16}$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \frac{H}{A} \end{pmatrix} \tag{17}$$

Теперь необходимо записать это уравнение в дискретной форме, для этого примем, что производные величин определяются следующим образом:

$$\dot{x}_{k-1} = \lim_{T \to 0} \frac{x(t_k) - x(t_{k-1})}{t_k - t_{k-1}} \approx \frac{x_k - x_{k-1}}{T} \tag{18}$$

Таким образом, уравнение примет вид:

$$X_k - X_{k-1} = TAX_{k-1} + TB\tilde{U}_{k-1} => X_k = \Phi X_{k-1} + G\tilde{U}_{k-1}, \tag{19}$$

где $\Phi = (I + TA) = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} + T\begin{pmatrix} 0 & 1 \\ a_1 & a_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & T \\ a_1 T & a_2 T + 1 \end{pmatrix}$ - матрица перехода системы,

$G = TB = T\begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & bT \end{pmatrix}$ - дискретная матрица входа.

Поскольку измерению доступно напряжение датчика угла, а не сам угол, то запишем это уравнение через переменную U:

$$\frac{1}{K_{\partial y}} \begin{pmatrix} U_k \\ \dot{U}_k \end{pmatrix} = \Phi \frac{1}{K_{\partial y}} \begin{pmatrix} U_{k-1} \\ \dot{U}_{k-1} \end{pmatrix} + G \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_{k-1} \end{pmatrix} => \begin{pmatrix} U_k \\ \dot{U}_k \end{pmatrix} = \Phi \begin{pmatrix} U_{k-1} \\ \dot{U}_{k-1} \end{pmatrix} + K_{\partial y} G \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_{k-1} \end{pmatrix} =>$$

$$\begin{pmatrix} U_k \\ \dot{U}_k \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & T \\ a_1 T & a_2 T + 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_{k-1} \\ \dot{U}_{k-1} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & bK_{\partial y} T \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_{k-1} \end{pmatrix} \tag{20}$$

Из этого уравнения распишем выражение для $\dot{U}_k$:

$$\dot{U}_k = \left(a_1 T U_{k-1} + (a_2 T + 1)\dot{U}_{k-1}\right) + bK_{\partial y} T \omega_{k-1} \qquad (21)$$

Значения производных $\dot{U}_k$ и $\dot{U}_{k-1}$ равны:

$\dot{U}_k = \frac{U_{k+1} - U_k}{T}$ и $\dot{U}_{k-1} = \frac{U_k - U_{k-1}}{T}$

Подставим эти выражения в (21) и получим:

$$\frac{U_{k+1} - U_k}{T} = a_1 T U_{k-1} + (a_2 T + 1)\frac{U_k - U_{k-1}}{T} + bK_{\partial y} T \omega_{k-1} =>$$

$$U_{k+1} = (a_2 T + 1)U_k + (a_1 T^2 - a_2 T - 1)U_{k-1} + bK_{\partial y} T^2 \omega_{k-1} \qquad (22)$$

Таким образом, примем:

за вход системы - вектор $X(k) = \begin{pmatrix} U_k \\ U_{k-1} \\ \omega_{k-1} \end{pmatrix}$,

за скалярный выход системы - величину $Y(k) = U_{k+1}$.

Получаем, что вектор неизвестных параметров системы имеет вид:

$$C^T = (c_1 \quad c_2 \quad c_3) = \left(a_2 T + 2 \quad a_1 T^2 - a_2 T - 1 \quad bK_{\partial y} T^2\right).$$

То есть нашу систему ДУСа можно записать в виде:

$$U_{k+1} = \left(a_2 T + 2 \quad a_1 T^2 - a_2 T - 1 \quad bK_{\partial y} T^2\right)\begin{pmatrix} U_k \\ U_{k-1} \\ \omega_{k-1} \end{pmatrix} \qquad (23)$$

Теперь можно применить рекуррентную формулу алгоритма Качмажа и определить значения элементов вектора С.

Зададим начальное значение этого вектора. Пусть на первом шаге вычислений $C^T(1) = (1.8 \quad -0.8 \quad 0)$.

Определив элементы вектора С, найдем следующие величины:

$$\begin{cases} a_2 = \dfrac{c_1 - 2}{T} = -\dfrac{K_{пр}}{A} \\ a_1 = \dfrac{c_2 + a_2 T + 1}{T^2} = -\dfrac{D}{A} \\ bK_{\partial y} = c_3 = \dfrac{H}{A} K_{\partial y} \end{cases}$$

Решение этой системы уравнений будет выполнено на языке программирования Delphi,Mathlab,C#.

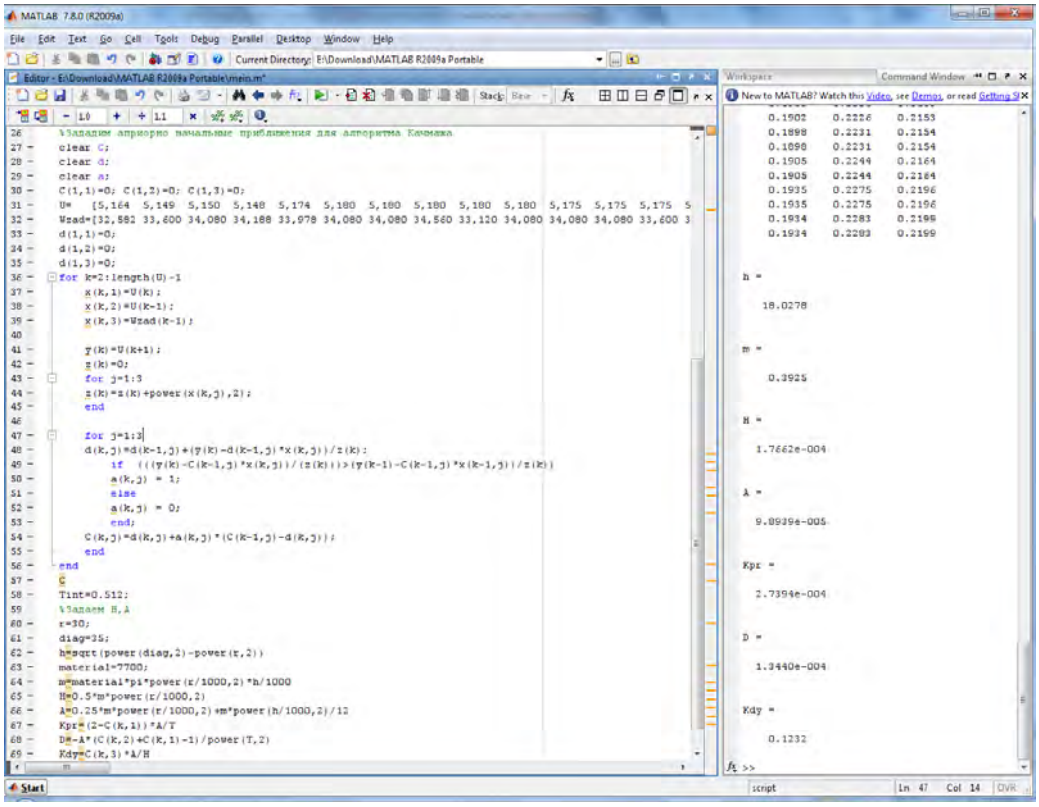


Рис. 7. Результаты идентификации параметров методом Качмажа

Из результатов обработки данных, использованный алгоритм позволяет определить параметры математической модели исследуемого объекта с точностью порядка 5%.

Недостатком этого метода является то, что величина ошибки и его сходимость зависит от точности задания априорных значений элементов матрицы C, которые в произвольном случае могут быть неизвестны. В этом случае для использования данного алгоритма сперва необходимо каким-то образом оценить значения элементов матрицы C. Это можно сделать, например, используя твердотельное моделирование исследуемого объекта.

Литература:

1. Пельпор Д.С. Гироскопические системы. Часть 1-3. -М.: Высшая школа, 1986.
2. Сенькин А.В. Лекции по курсу "Управление в технических системах".
3. Кулешов А.В. Лекции по курсу "Теория гироскопов и гиростабилизаторов".
4. Ильин В.П. Об итерационном методе Качмажа и его обобщениях. Сиб. журн. индустр. матем., 9:3 (2006), 39–49

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ВЕНЕРЫ

А.Г. Топорков
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»

Введение

Спускаемые аппараты автоматических космических станций, предназначенных для исследования планеты Венера, отличаются конструктивно от спускаемых аппаратов космических кораблей для других планет. Венера обладает достаточно мощной атмосферой: атмосферное давление на поверхности планеты более чем в 90 раз превышает земное. Температура на поверхности равна почти 700 °С. Эти и многие другие условия предъявляют высокие требования при проектировании, создании и эксплуатации спускаемого аппарата для Венеры [1].

Одна из фундаментальных задач исследования Венеры – проблема исчезновения воды, когда это произошло и каким образом. Эта задача представляется очень важной с точки зрения стабильности земного климата и важности воздействия на климат деятельности человека, может ли вода вывести климат из стабильного состояния, так что CO_2 может освободиться из карбонатов и привести к катастрофическим последствиям.
Эта и многие другие немало важные задачи могут быть решены только при непосредственных измерениях в атмосфере с аэростатного зонда или посадочного аппарата.

Актуальность темы

Из изложенного выше следует, что для прогресса в понимании причин, обусловивших условия на поверхности Венеры, специфику состава и динамики ее атмосферы, а также специфику состава и строения поверхности и недр этой планеты, следует сосредоточить усилия на создании КА по изучению Венеры.

Опыт, приобретенный ранее при создании венерианских аппаратов, полученные данные о параметрах атмосферы и поверхности, могут послужить основой при планировании более сложных экспериментов и разработке автоматических станций нового поколения. А также развитие высоких технологий в различных областях науки и техники, должно быть использовано при разработке долгоживущих станций для исследования Венеры.

Создание долговременных венерианских станций в будущем неизбежно, поскольку эти исследования позволяют понять не только природу Венеры, но и процессы зарождения и развития Солнечной Системы, включая и планету Земля [2].

В настоящее время стоит вопрос о разработке российскимми специалистами автоматической станции «Венера–Д» [3].

Спуск в атмосфере и посадка аппаратов на поверхность планеты являются одной из наиболее сложных и ответственных операций. Процесс спуска аппарата в атмосфере можно условно разбить на три этапа: аэродинамическое торможение, парашютный спуск, снижение на тормозном щитке.

Основной задачей атмосферного этапа движения СА является уменьшение гиперзвуковой скорости входа в атмосферу до допустимой посадочной скорости. Поставленной задаче наилучшим образом удовлетворяет аэродинамическое торможение аппарата, при котором большая часть кинетической энергии преобразуется в тепловую и рассеивается в атмосфере. Выбранная схема спуска СА, которая указывалась выше, предполагает использование наиболее простой и удовлетворяющей поставленной задаче баллистической траектории спуска с нулевым аэродинамическим качеством, не требующей применения сложной системы управления спуском, что предполагает использование СА сферической формы.

Цель работы

Целью работы является создание необходимого программного комплекса для решения уравнений, описывающих движение спускаемого аппарата в атмосфере Венеры, и исследование изменений параметров движения СА при различных углах входа в атмосферу Венеры и вариантах десантирования.

Для достижения поставленных целей необходимо решить следующие задачи:

- Провести анализ конструкции спускаемого аппарата.
- составить математическую модель движения спускаемого аппарата;
- разработать программное обеспечение для составленной математической модели;
- провести моделирование движения на компьютере;
- выполнить анализ проведенного моделирования.

Спускаемый аппарат представляет собой автономный космический объект. Он оборудован системами и устройствами, обеспечивающими отделение его от орбитальной станции, спуск и мягкую посадку на поверхность планеты спускаемого аппарата, проведение научных исследований на всём протяжении спуска и после посадки, а также передачу полученной научной и служебной информации на орбитальный аппарат для ретрансляции на Землю.

Конструктивно СА можно представить состоящим из теплозащитной оболочки с демпфером для гашения колебаний СА при входе в атмосферу, посадочного аппарата и аэростатных зондов. (см. рис. 1). Теплозащитная оболочка представляет собой сферу с нанесенным на нее теплозащитным

покрытием из сублимирующего материала и состоит из двух полусфер, негерметично соединенных между собой и поочередно отделяемых в процессе спуска СА в атмосфере. Была выбрана сферическая форма СА [1], поскольку она является наиболее простой и для нее не надо создавать специальной системы управления спуском. В случае же применения спускаемого аппарата с аэродинамическим качеством типа фары возникает необходимость в применении сложной системы ориентации, определяющей вход в атмосферу и направление подъемной силы, а также позволяющей регулировать подъемную силу при поворачивании аппарата по крену.

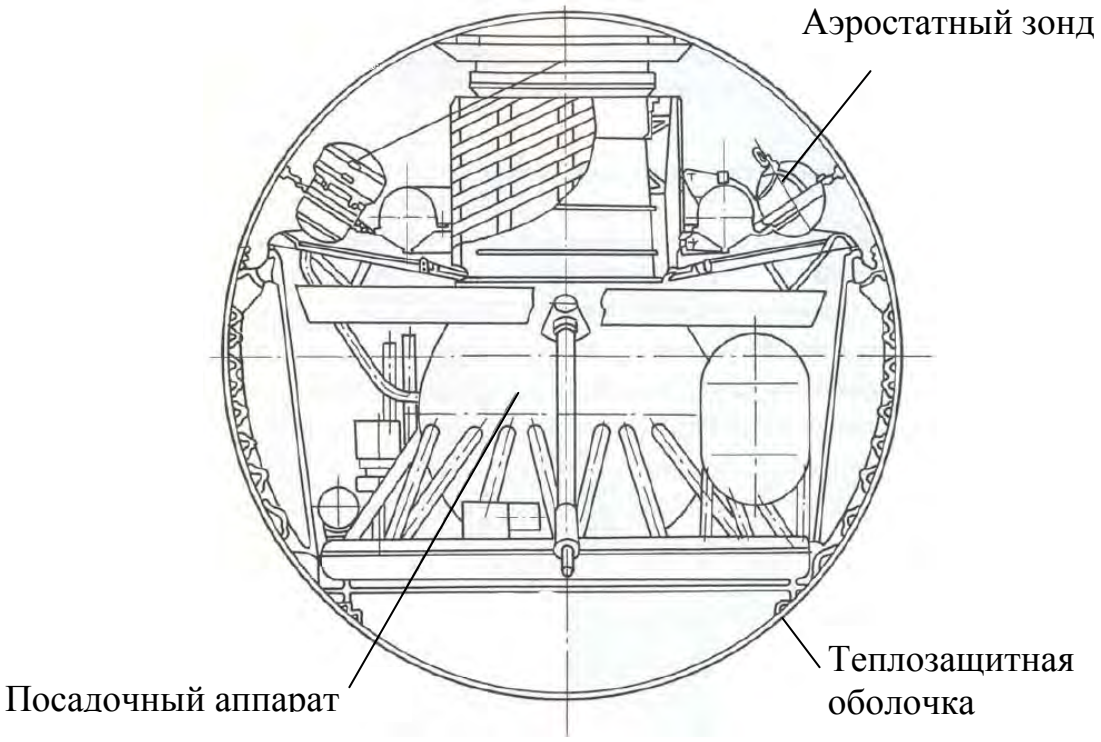


Рис. 1. Конструкция спускаемого аппарата

Математическая модель движения

В данной работе рассматривается этап аэродинамического торможения (см. рис. 2) до момента включения парашюта увода.

До момента включения парашюта увода СА представляет собой сферу, состоящую из двух полусфер.

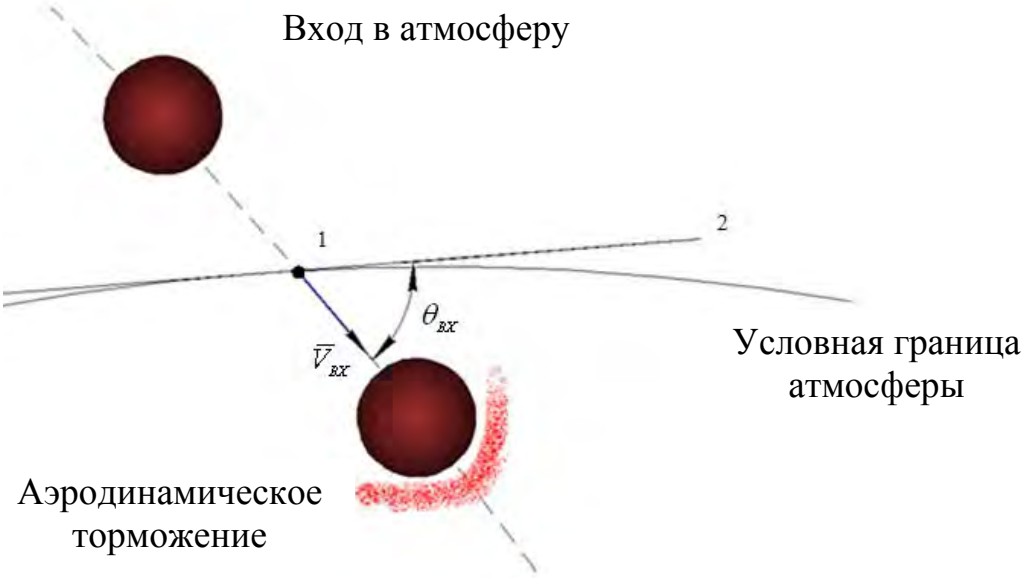


Рис. 2. Движение спускаемого аппарата при входе в атмосферу Венеры: 1 – точка входа СА в атмосферу; 2 – местный горизонт; θ_{BX} – угол входа; $\overline{V}_{BX}$ – скорость входа

В качестве модели атмосферы принимается такая модель, параметры которой изменяются в соответствии с графиками, приведенными на рисунках 3, 4.

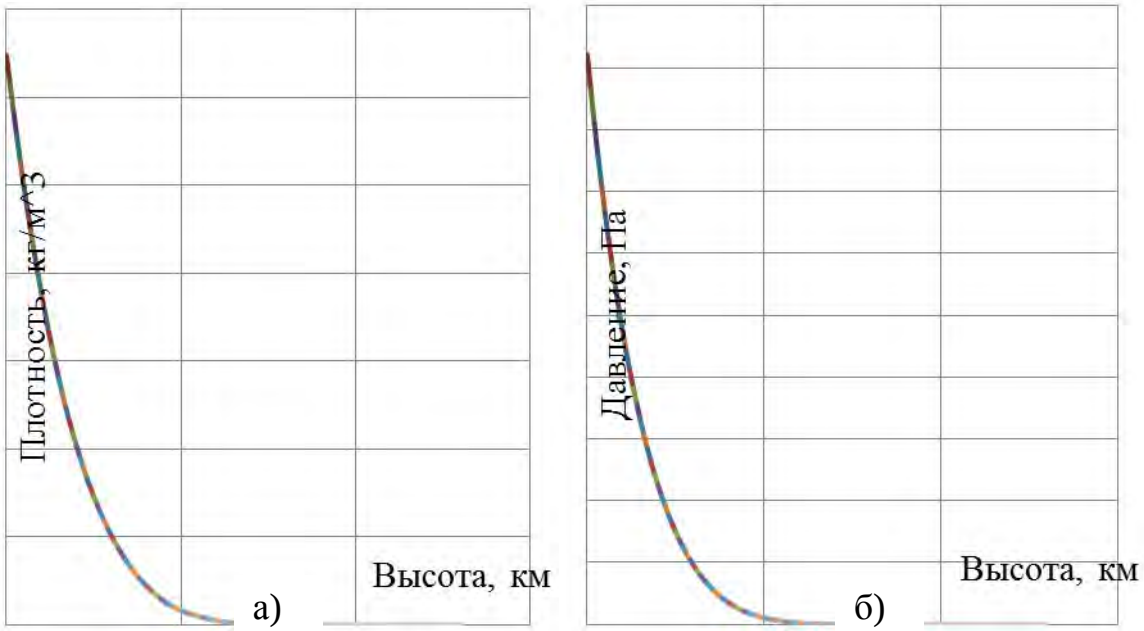


Рис. 3. Модель атмосферы Венеры: а) график изменения плотности атмосферы от высоты, б) график изменения давления атмосферы от высоты

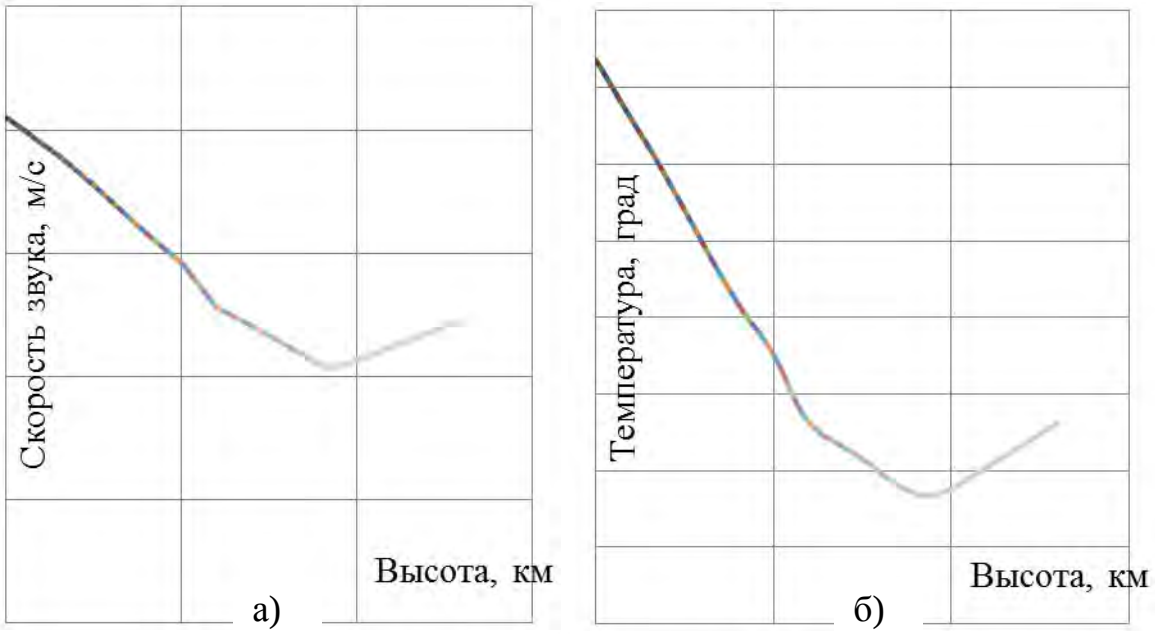


Рис. 4. Модель атмосферы Венеры: а) график изменения скорости звука в атмосфере от высоты, б) график изменения температуры атмосферы от высоты.

В качестве дифференциальных уравнений движения центра масс СА будем рассматривать уравнения в проекциях на оси планетоцентрической прямоугольной экваториальной системы координат $OX_AY_AZ_A$ с началом в центре масс планеты, принимаемой за инерциальную систему, с направлениями осей:

– OZ_A из центра планеты к северному полюсу Мира;
– OX_A из центра планеты в точку весеннего равноденствия;
– OY_A из центра планеты и дополняет систему до правой;

А также на оси скоростной барицентрической системы координат Axyz с началом в центре масс СА.

Для проведения качественных исследований с целью выявления основных закономерностей движения целесообразно использовать систему уравнений, записанную при следующих допущениях [4]:

– все силы, действующие на СА, приложены к его центру масс;
– масса СА считается постоянной;
– спуск аппарата происходит под действием только силы веса G и аэродинамической силы R;
– Венера — шар радиусом R_E;
– поле тяготения центральное;
– движение аппарата вокруг центра масс не рассматривается;
– ускорение, обусловленное вращением Венеры не велико и поэтому центробежной силой можно пренебречь;
– силой Кориолиса можно пренебречь;

– суммарной силой притяжения Солнца и планет можно пренебречь;
– рассматривается плоское движение.

Для случая баллистического спуска можно использовать следующие положения:

– $C_{Ya}=0$;
– атмосфера планеты не вращается;
– атмосфера планеты изотермическая;
– высота спуска мала по сравнению с радиусом планеты;
– проекция ускорения свободного падения на касательную к траектории мала по сравнению с ускорением от силы лобового сопротивления.

При сделанных упрощающих положениях и допущениях уравнения движения СА имеют следующий вид

$$\begin{aligned}
\frac{dV}{dt} &= -\frac{C_X S}{m}\frac{\rho V^2}{2} - g\sin\theta \\
V\frac{d\theta}{dt} &= \frac{V^2}{r}\cos\theta - g\cos\theta \\
\frac{dh}{dt} &= V\sin\theta \\
\frac{dL}{dt} &= V\frac{R_E}{r}\cos\theta \\
\frac{dm}{dt} &= 0
\end{aligned} \qquad (1)$$

Здесь V – скорость, θ – угол наклона траектории (т.е. угол вектора скорости к местному горизонту, в нашем случае $\theta < 0$), h – высота, L – дальность по поверхности, m – масса СА, $g = \mu / r^2$ – гравитационное ускорение, $\mu = 324853{,}4 \ км^3/c^2$ – гравитационный параметр Венеры, $r = R_E + h$ – расстояние от центра планеты до СА, $R_E = 6052 \ км$ – радиус Венеры, C_X – коэффициент лобового сопротивления, S – площадь миделя, ρ – плотность атмосферы Венеры.

Решение системы нелинейных дифференциальных уравнений (1) может быть получено только методом численного интегрирования. Численное интегрирование будем проводить методом Рунге-Кутта четвёртого порядка [5], [7].

Перегрузка, которая действует на СА против его скорости, равна отношению силы аэродинамического сопротивления к силе веса

$$n_X = -\frac{C_X S}{m g_0}\frac{\rho V^2}{2} \qquad (2)$$

Проведение расчётов

Программный комплекс для расчёта движения спускаемого аппарата, написан в визуальной среде разработки программного обеспечения Delphi на языке Object Pascal[6].

Проводилось два типа расчетов:

1. Отделение спускаемого аппарата от космического аппарата осуществляется как минимум за 4 дня до подлёта к Венере. И вход в атмосферу Венеры осуществляется по попадающей траектории.
2. Отделение спускаемого аппарата от орбитального аппарата осуществляется на орбите искусственного спутника Венеры.

Начальные данные, которые принимались для расчётов, представлены, в таблице 1.

Таблица 1

Параметр	Первый тип десантирования	Второй тип десантирования
Масса спускаемого аппарата, кг	620	620
Диаметр спускаемого аппарата, м	2,4	2,4
Условная граница атмосферы, км	120	120
Скорость входа в атмосферу, км/с	11	7,5
Значение перегрузки при которой происходит включение парашюта увода, ед	2	2

Результаты расчётов

1. Первый вариант входа в атмосферу Венеры

Результаты расчётов представлены графическими зависимостями (см. рис. 5, рис. 6, рис. 7). Проведённые расчёты показали, что выбранная схема баллистического спуска СА является самой простой с точки зрения её реализации, но в тоже время СА будет испытывать большие перегрузки.

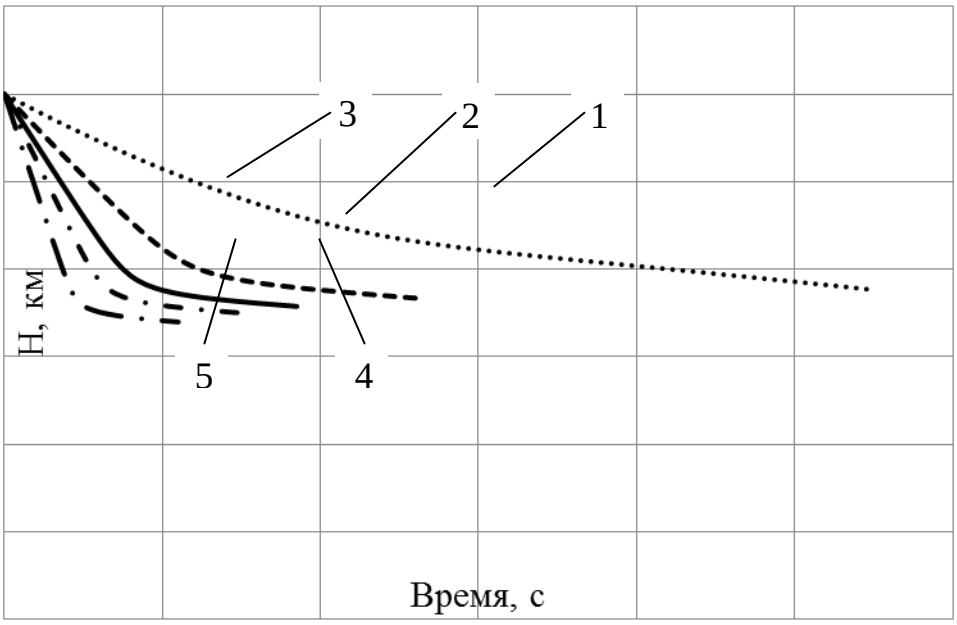


Рис. 5. Изменение высоты полёта СА при спуске в атмосфере Венеры при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов. Здесь и далее подразумевается, что углы входа имеют отрицательный знак

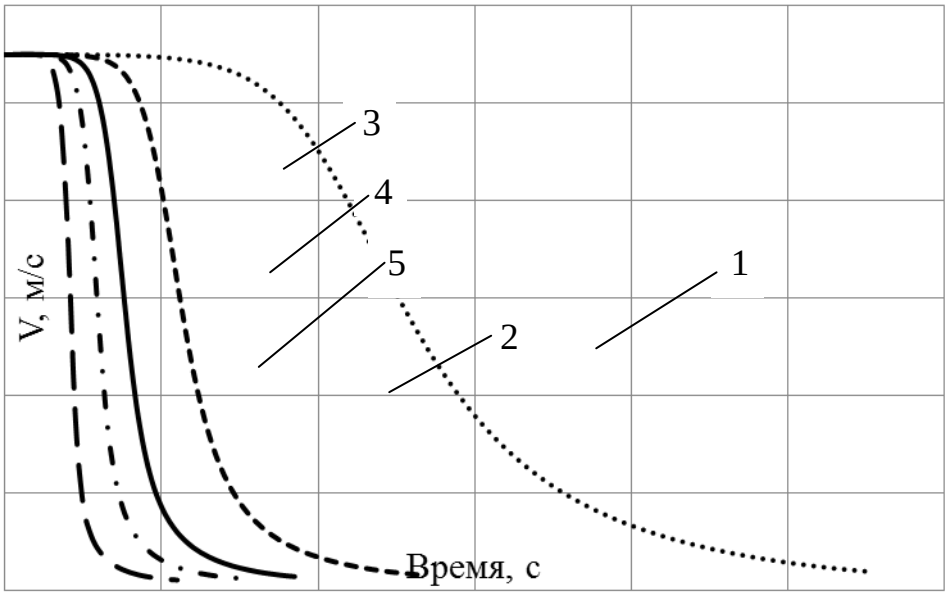


Рис. 6. Изменение скорости полёта СА при спуске в атмосфере Венеры при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов

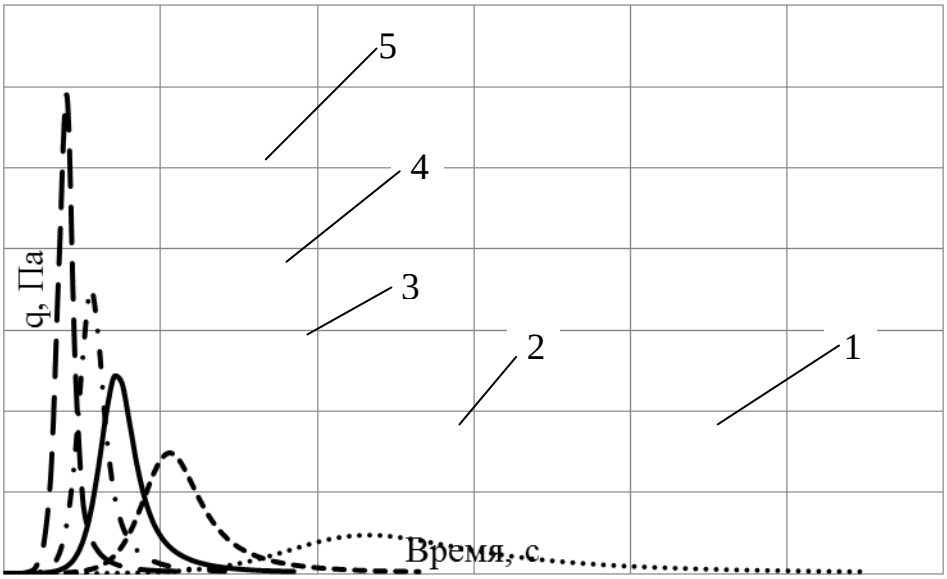


Рис. 7. Изменение скоростного напора при спуске СА при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов

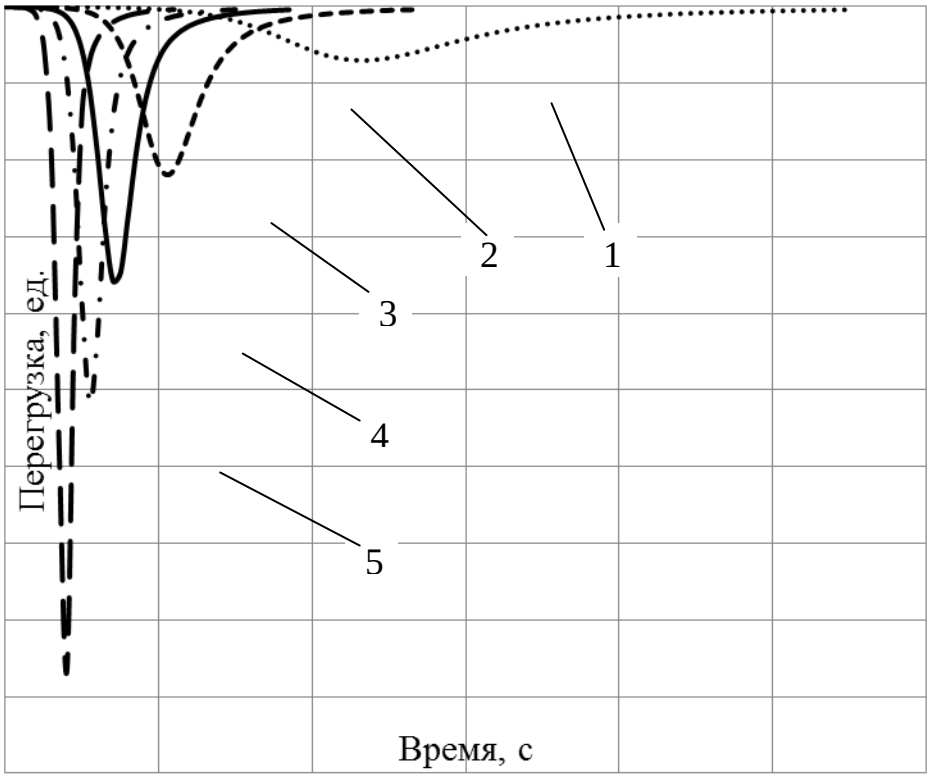


Рис. 8. Изменение продольной перегрузки при спуске СА при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов; Единица перегрузки равна среднему ускорению свободного падения на Венере 8,869 м/с^2

2. **Второй вариант входа в атмосферу Венеры**

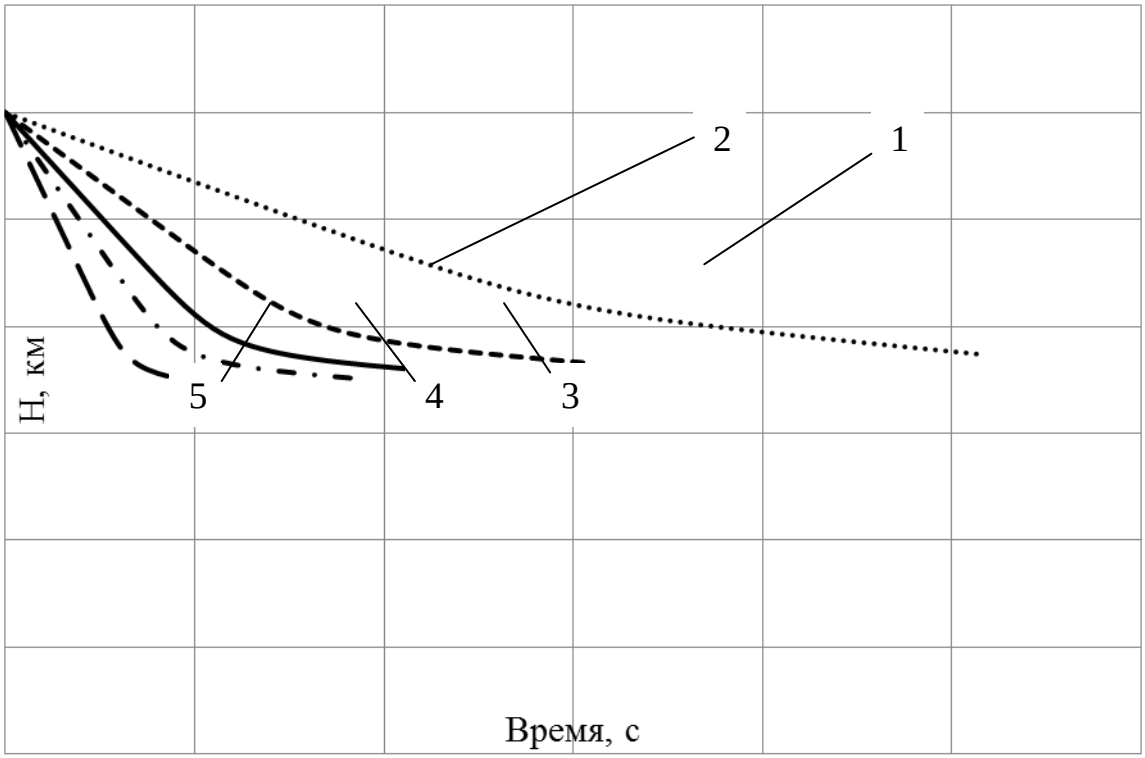


Рис. 9. Изменение высоты полёта СА при спуске в атмосфере Венеры при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов. Здесь и далее подразумевается, что углы входа имеют отрицательный знак

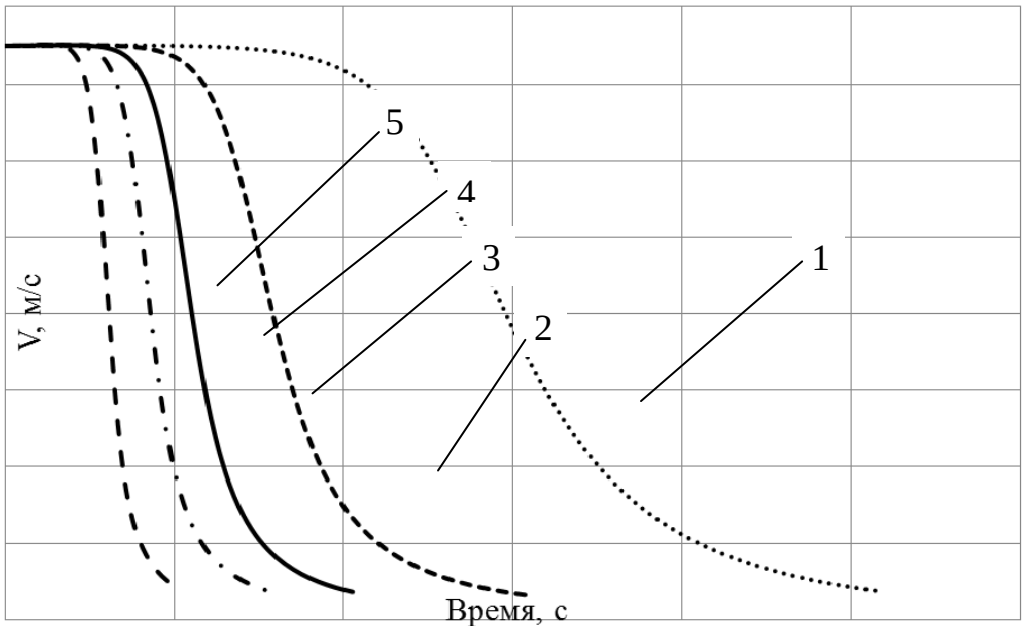


Рис. 10. Изменение скорости полёта СА при спуске в атмосфере Венеры при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов

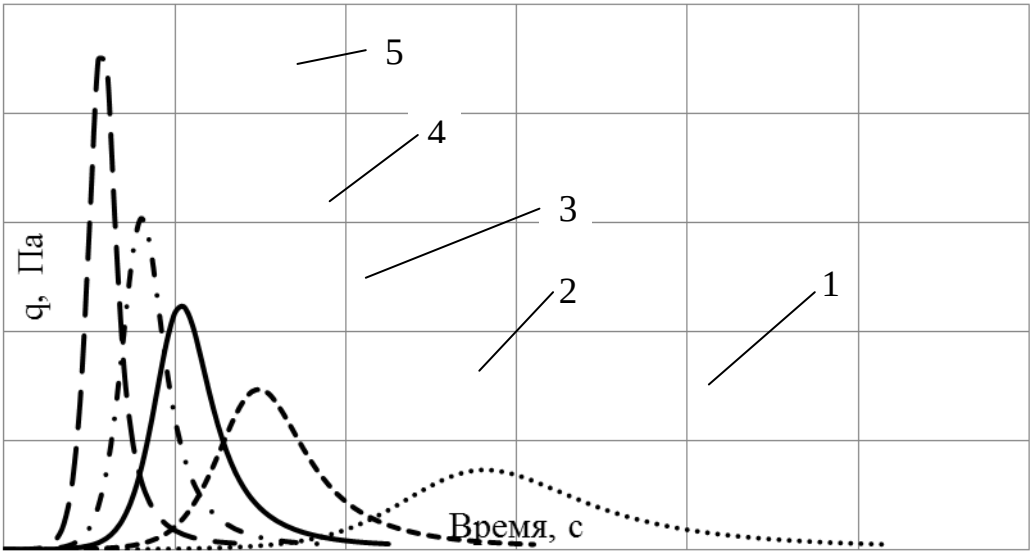


Рис. 11. Изменение скоростного напора при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов

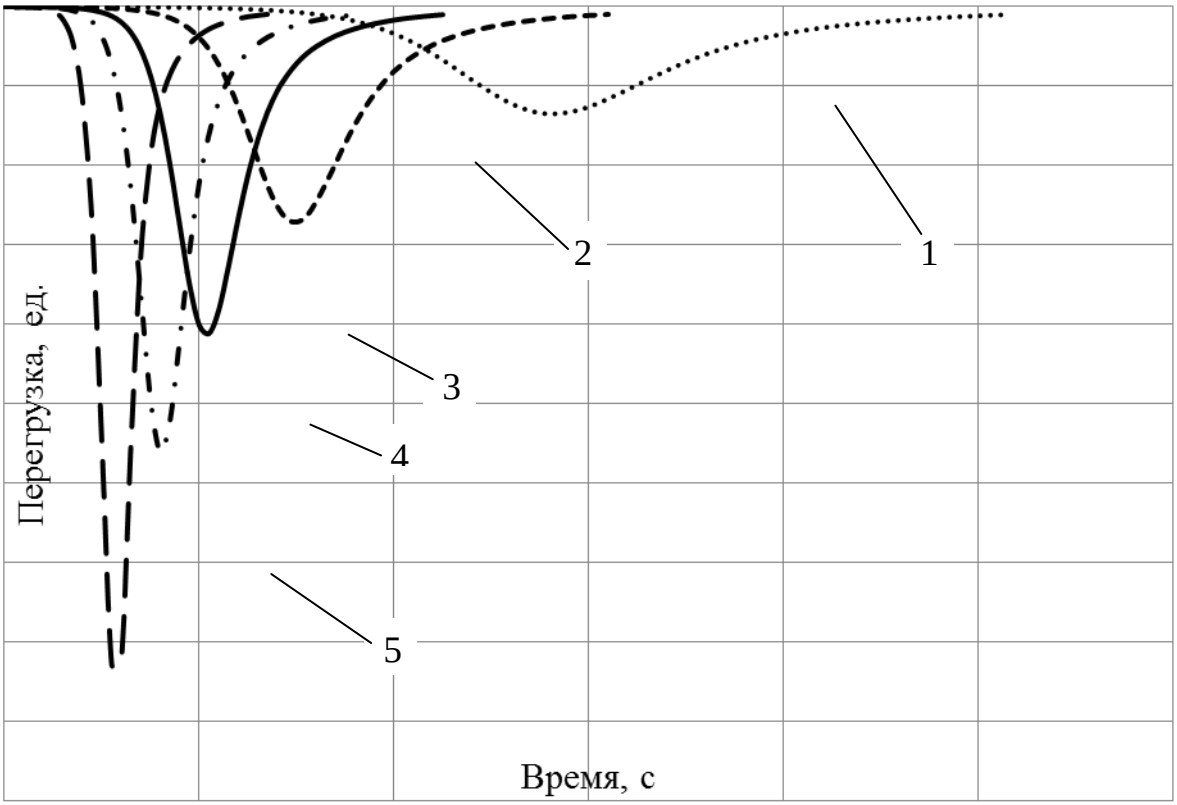


Рис. 12. Изменение продольной перегрузки при спуске СА при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 30 градусов

Выводы

1. Анализ графиков продольной перегрузки (рис. 8, 12) показал, что чем меньше величина угла входа, тем меньше перегрузка, что согласуется с результатами, представленными в [7]. Однако, время нахождения СА в плотных, горячих и химически агрессивных слоях атмосферы увеличивается (см. рис. 5, 9).
2. Разработан программный комплекс решения уравнений, описывающих процесс атмосферного движения СА. Этот комплекс позволяет использовать полученные данные для дальнейших исследований и может быть адаптирован под более сложные задачи, а именно рассмотрение движения относительно центра масс СА и учёт системы управления спуском, путём изменения аэродинамического качества. А также позволит исследовать полную циклограмму полёта СА, которая в упрощённом варианте выглядит следующим образом: вход в атмосферу, ввод парашюта увода, отделение парашюта увода с верхней полусферой и ввод тормозного парашюта, а также ввод аэростатного зонда, отделение нижней полусферы, отделение тормозного парашюта, посадка на поверхность.
3. Как показывают расчеты, влияние схемы спуска на участке аэродинамического торможения оказывается заметным. К числу основных параметров влияния следует отнести величину максимального скоростного напора и максимальную перегрузку (см. рис. 7, 8, 11, 12).

Литература

1. Попов Е. И. Спускаемые аппараты. — М: Знание, 1985. – 64 с.
2. Перминов В.Г. Проект долгоживущей венерианской станции // Новости Космонавтики, – 2001. – № 8. – С. 72–73. Проект «Венера – Д». URL. http://venera.cosmos.ru/index.php?id=656&L=0.html (дата обращения: 01.03.2012).
3. Нариманов Г.С., Тихонравов М.К. Основы теории полёта и проектирования космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
4. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 1972. – 584 с.
5. Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В. Вычислительные методы для инженеров. – М.: Высшая школа, 1994. – 544 с.
6. Иванова Г.С. Основы программирования. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 416 с.
7. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. – М.: БИНОМ. Лаборатория знания, 2011. – 407 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ БУКСИРОВАНИЯ ОБЪЕКТА НА ДЛИННОМ ТРОСЕ ПРИ ЕГО МНОГОМАССОВОЙ АППРОКСИМАЦИИ

Ю.Ф. Быков, О.В. Фомичева
ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»

В настоящее время продолжают оставаться актуальными проблемы, требующие проведения работ по идентификации аэродинамических характеристик, доводке систем автоматического управления разрабатываемых летательных аппаратов, испытаний систем противовоздушной обороны, систем десантирования средств спасения и эвакуации. Все вышеперечисленные задачи могут быть решены с использованием тросовых систем (ТС). Для описания динамики движения тросовой системы (буксировщик – трос - буксируемый объект) необходимо разработать математическую модель движения ТС, близость которого реальному движению тросовой системы может быть оценена по результатам летных испытаний.

Общий вид ТС, состоящей из самолета – буксировщика (СБ), буксируемого объекта (БО) и соединяющего их троса представлен на рисунке 1.

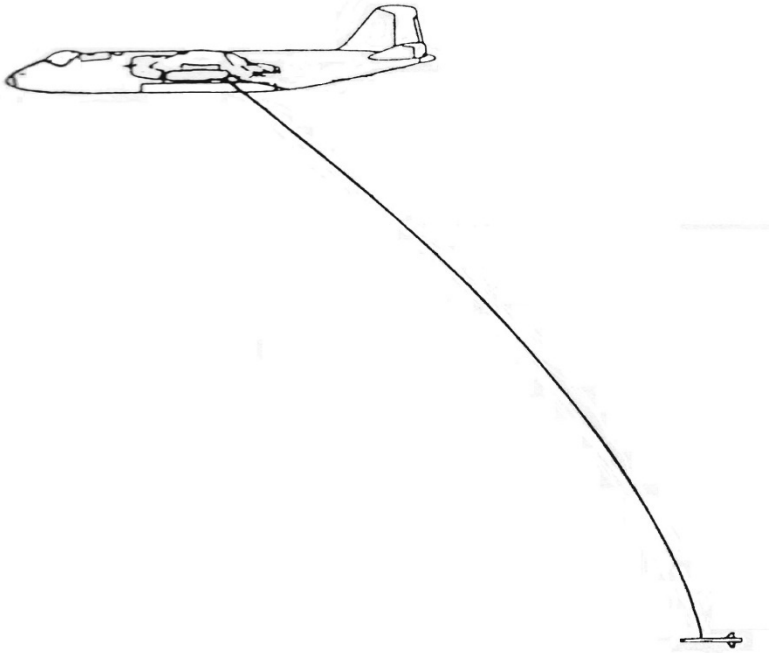
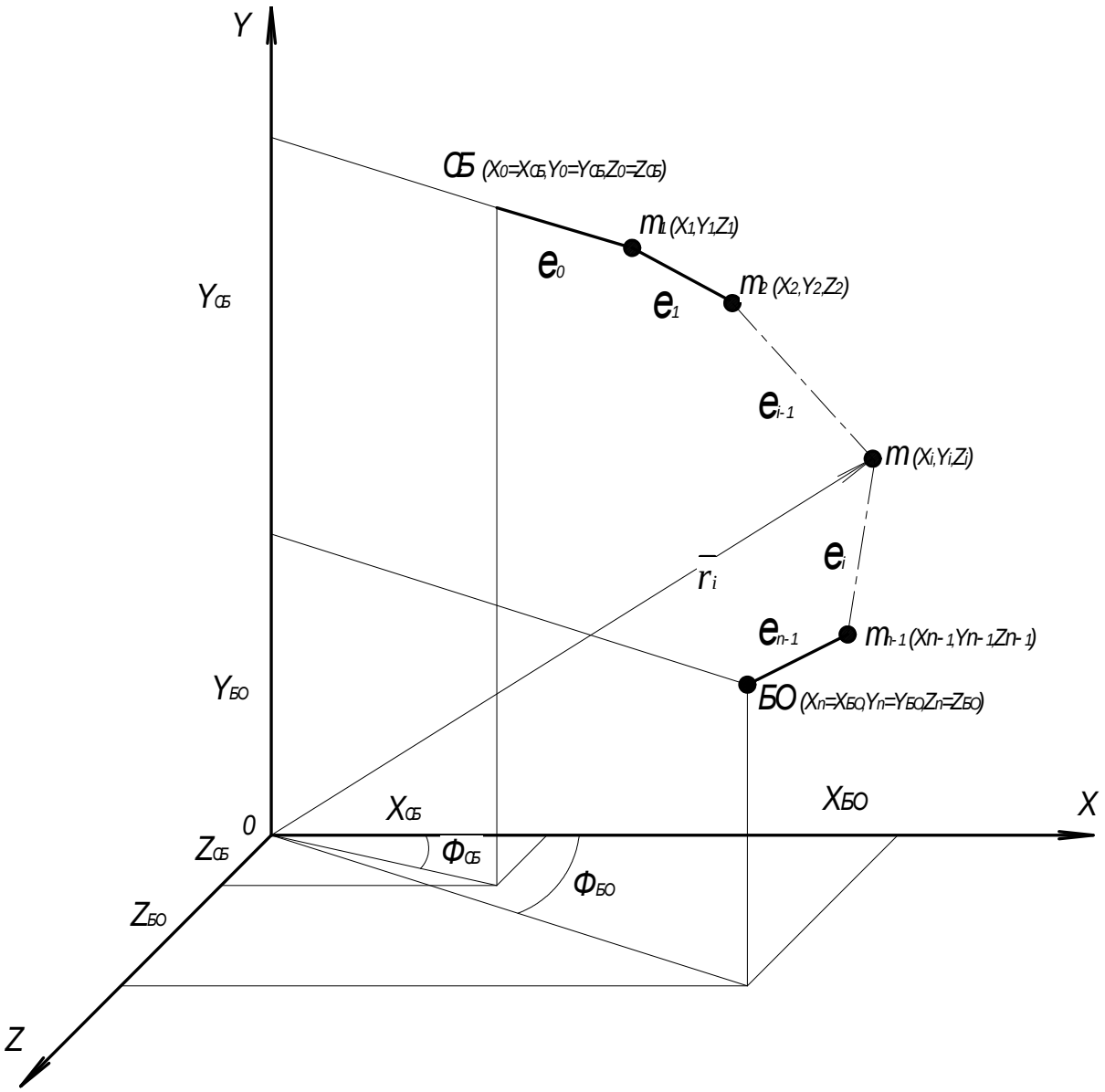


Рис. 1. Общий вид тросовой системы

Уравнения движения ТС

Трос разделен на n массовых точек, соединенных прямыми упругими невесомыми элементами. Каждая точка, обладающая массой m_i, имеет три степени свободы x_i, y_i, z_i в неподвижной системе координат XYZ, показанной на рисунке 1.



0 – центр системы координат на земле

Рис. 2. Конфигурация тросовой системы в неподвижной системе координат

$x_{СБ}$, $y_{СБ}$, $z_{СБ}$ – координаты точки крепления троса к СБ.

x_i, y_i , z_i – координаты $i^{ой}$ точки, обладающей массой m_i.

$x_{БО}$, $y_{БО}$, $z_{БО}$ – координаты точки крепления троса к ЛА.

Уравнения движения Лагранжа буксирного троса могут быть представлены в виде:

$$m_i \ddot{\bar{r}}_i = k_{i-1}\left(1-\frac{S_{i-1}}{e_{i-1}}\right)\left(\bar{r}_{i-1}-\bar{r}_i\right) - k_i\left(1-\frac{S_i}{e_i}\right)\left(\bar{r}_i-\bar{r}_{i+1}\right)+$$

$$+k_{дем}\left[k_{i-1}\left(1-\frac{S_{i-1}}{e_{i-1}}\right)(\dot{r}_{i-1}-\dot{r}_i)-k_i\left(1-\frac{S_i}{e_i}\right)(\dot{r}_i-\dot{r}_{i+1})+k_{i-1}S_{i-1}A_{i-1}(r_{i-1}-r_i)-k_iS_iA_i(r_i-r_{i+1})\right]+\overline{F}_i$$, где

$$A_{i-1}=\frac{(x_{i-1}-x_i)(\dot{x}_{i-1}-\dot{x}_i)+(y_{i-1}-y_i)(\dot{y}_{i-1}-\dot{y}_i)+(z_{i-1}-z_i)(\dot{z}_{i-1}-\dot{z}_i)}{e_{i-1}^3};$$

$$A_i=\frac{(x_i-x_{i+1})(\dot{x}_i-\dot{x}_{i+1})+(y_i-y_{i+1})(\dot{y}_i-\dot{y}_{i+1})+(z_i-z_{i+1})(\dot{z}_i-\dot{z}_{i+1})}{e_i^3}.$$

i=1,…,n-1

$\ddot{\overline{r}}_i, \dot{\overline{r}}_i, r_i$ - векторы ускорения, скорости и радиус-вектор (вектор положения) $i^{\underline{ой}}$ массовой точки в неподвижной системе координат,

s_i, e_i -длина $i^{\underline{го}}$ нерастяжимого и растяжимого невесомого элемента,

k_i-коэффициент упругости $i^{\underline{го}}$ элемента,

$\overline{F}_i$ -вектор аэродинамической силы и силы тяжести, действующих на $i^{\underline{ую}}$ массовую точку

$k_{дем} = \frac{c}{E}$ -константа демпфирования (коэффициент демпфирования / модуль продольной упругости (Юнга)).

Уравнения движения крайней точки троса (i=n) в случае отсутствия БО (свободный трос) имеет следующий вид:

$$m_n\ddot{\overline{r}}_n=k_{n-1}\left(1-\frac{S_{n-1}}{e_{n-1}}\right)(\overline{r}_{n-1}-\overline{r}_n)+$$

$$+k_{дем}\left[k_{n-1}\left(1-\frac{S_{n-1}}{e_{n-1}}\right)(\dot{r}_{n-1}-\dot{r}_n)+k_{n-1}S_{n-1}A_{n-1}(r_{n-1}-r_n)-k_nS_nA_n(r_n-r_{n+1})\right]+\overline{F}_n$$

Движение БО, с учетом действующих на него аэродинамической силы, силы тяжести и усилия от троса, описывается следующими уравнениями:

- движения центра масс

$m\,\dot{\overline{V}}_i=\overline{F}+\overline{F}_t$

- движения относительно центра масс

$$\frac{d}{dt}(\overline{J}\overline{\omega})=\overline{J}\times\dot{\overline{\omega}}+\overline{\omega}\times(\overline{J}\overline{\omega})=\overline{M}+\overline{r}_t\times\overline{F}_t,$$

где m-масса БО,

$\dot{\overline{V}}_i$ -вектор ускорения БО в неподвижной системе координат,

$\overline{F}$ -вектор аэродинамической силы и силы тяжести, действующих на БО,

$\overline{F}_t$ -вектор буксировочного усилия, действующего на БО,

$\overline{\omega}, \dot{\overline{\omega}}$ -вектор угловой скорости и ускорения БО,

$\bar{J}$ -тензор моментов инерции БО,

$\overline{M}$ -аэродинамический момент БО,

$\bar{r}_t$ -радиус-вектор (вектор положения) точки крепления троса к БО.

Многомассовая (многоточечная) модель троса, представленная обычными дифференциальными уравнениями в форме Лагранжа второго рода, позволяет преодолеть трудности, связанные с численным решением системы дифференциальных уравнений в частных производных по времени, зависящих от граничных условий (из-за буксируемого объекта на конце троса).

Трос, представленный дискретно, в пределе из бесконечного числа точек идентичен непрерывному тросу с распределенной массой. Однако, как показало моделирование, хорошая точность может быть достигнута с небольшим количеством точек ($n \geq 16…40$), обладающих массой.

Трос, аппроксимируемый n массовыми точками и сегментами, описывается 3n обычными дифференциальными уравнениями.
Уравнения движения ТС получены с учетом упругой силы и силы внутреннего демпфирования буксирного троса, аэродинамических сил элементов троса, буксируемого объекта и уравнения Лагранжа второго рода, т.е. уравнения в независимых обобщенных координатах.

Математическое моделирование динамики ТС

Математическое моделирование динамики тросовой системы проводится по комплексу компьютерных программ разработки ЛИИ, обеспечивающих полное пространственное моделирование динамического режима полета ТС.

Математическое моделирование предполагает, что движение СБ известно (т.е. известно движение точки крепления троса к СБ) и требуется задать начальное состояние ТС. Для этого необходимо найти установившуюся конфигурацию ТС, соответствующую установившемуся полету ТС. Такая конфигурация рассчитывается по системе дифференциальных уравнений установившегося движения ТС, записанных в функции текущей точки, расположенной на тросе. В результате расчета для материальных точек, аппроксимирующих трос определяются начальные значения силы натяжения, координаты, составляющие скоростей.

Сравнение результатов теоретических и летных исследований

В 2008 г. в районе аэродрома «Раменское» были проведены летные исследования тросовой системы при буксировании неуправляемого объекта, обладающего существенной силой сопротивления и небольшой подъемной силой. В качестве буксировщика использовался вертолет Ми-8 (ВБ),

оборудованный созданной в ЛИИ экспериментальной системой, включающей ручную лебедку с системами торможения, контроля и управления выпуском троса на различную длину, механизмом перерезания троса и выводным устройством. Измерительная система, определяющая координаты и составляющие скорости полета ВБ и БО, оснащенного стабилизирующим парашютом, позволяет определить относительное положение ВБ и БО. Летчикам ВБ требовалось реализовать полет по круговой траектории с различными радиусами и длинами троса.

Для приведенных на рисунках параметров полета ВБ и характеристик троса, имеет место режим «Воронка», т.е. радиус вращения БО меньше радиуса вращения ВБ. Данный режим сопровождается малой скоростью и большим принижением БО относительно ВБ.

На рисунке 3-6 приведены результаты эксперимента при полете тросовой системы с длиной троса 600м.

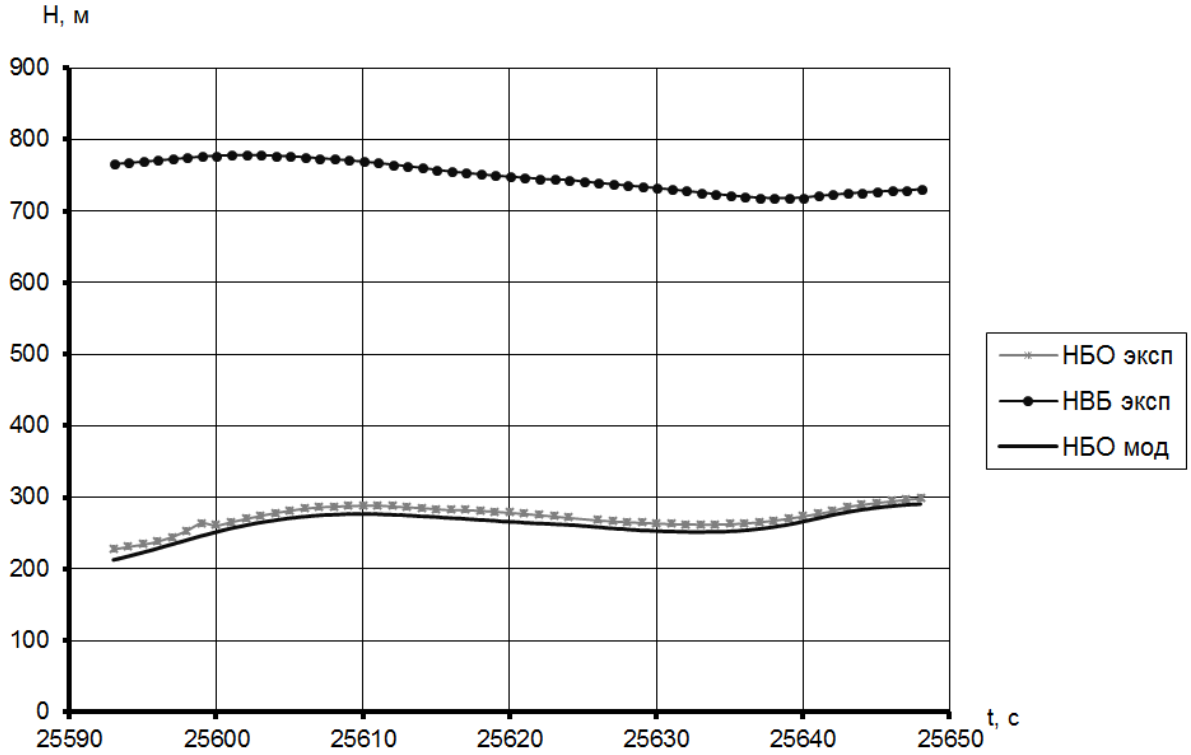


Рис. 3. Высоты полета ВБ и БО $L_{тр}$=600м

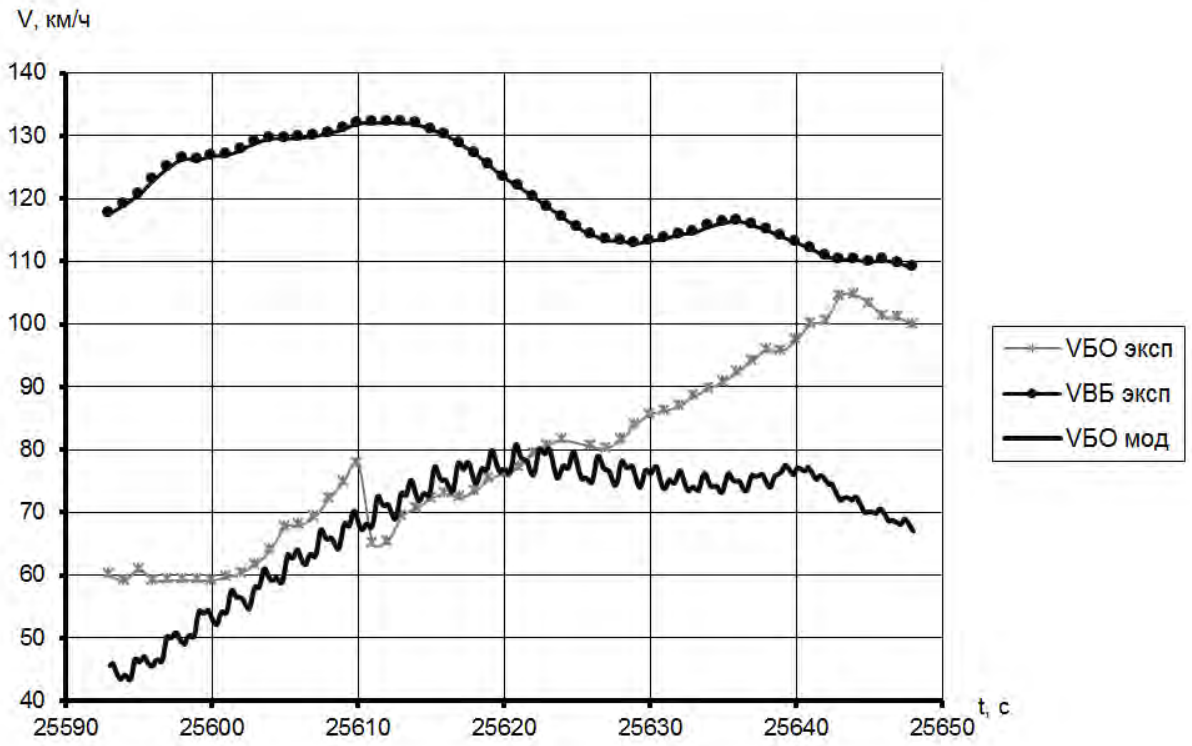


Рис. 4. Скорости полета ВБ и БО $L_{тр}$=600м

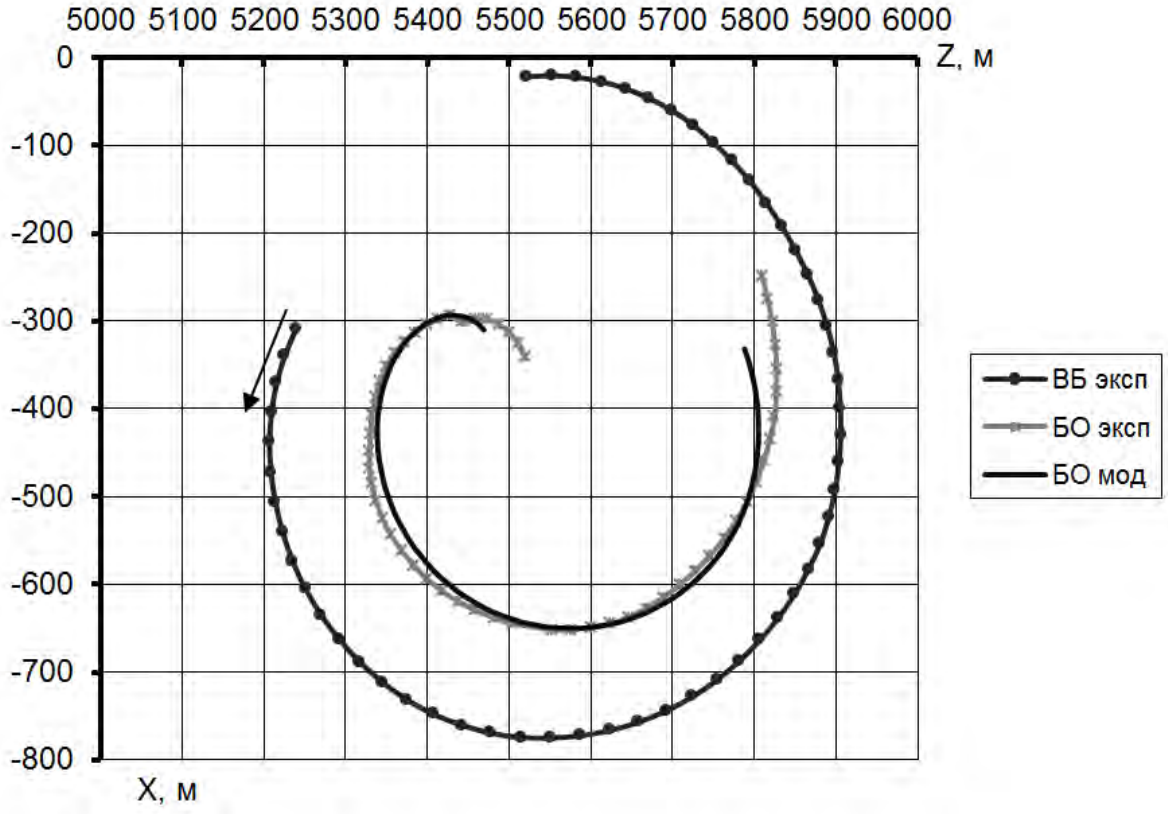


Рис. 5. Траектории полета ВБ и БО в плане $L_{тр}$=600м

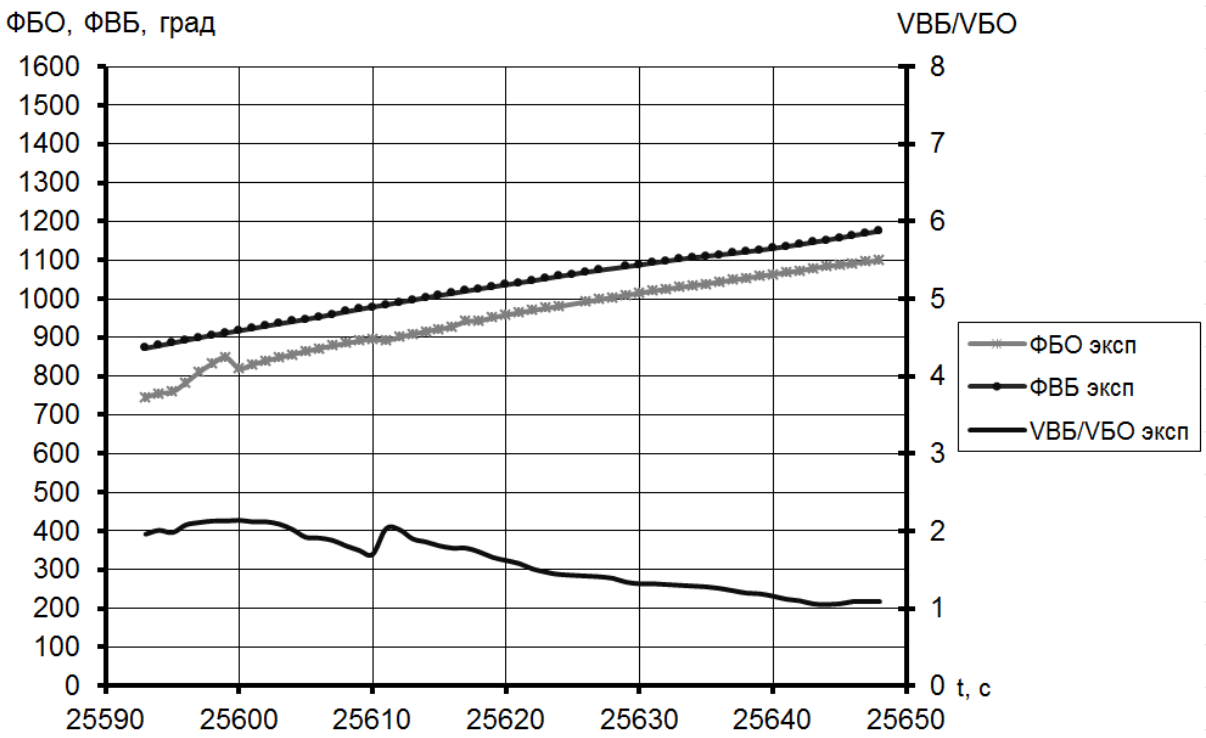


Рис. 6. Углы курса и отношение скорости ВБ и БО $L_{тр}$=600м

На рисунках 3,4 приведены экспериментальные данные о высоте и скорости полета ВБ и БО, а также результаты моделирования для БО. Принижение БО относительно буксировщика составило 550-450м. Минимальная путевая скорость БО составляет ~60км/ч.

На рисунке 5 приведены траектории ВБ и БО в проекциях на земную поверхность и траектория БО, полученная при математическом моделировании с использованием экспериментальных данных о параметрах движения ВБ. Видно, что экспериментальная и расчетная траектории БО близки.

Изменение по времени углов курса ВБ и БО и отношения их путевых скоростей на этом участке полета приведены на рисунке 6. Видно, что сдвиг фаз буксировщика и БО по курсу составляет ΔФ=120-70°, а отношение их скоростей $\frac{V_{ВБ}}{V_{БО}} = 2{,}1 \div 1{,}1$

На рис. 7-10 приведены результаты эксперимента при полете тросовой системы с длиной троса ~900м.

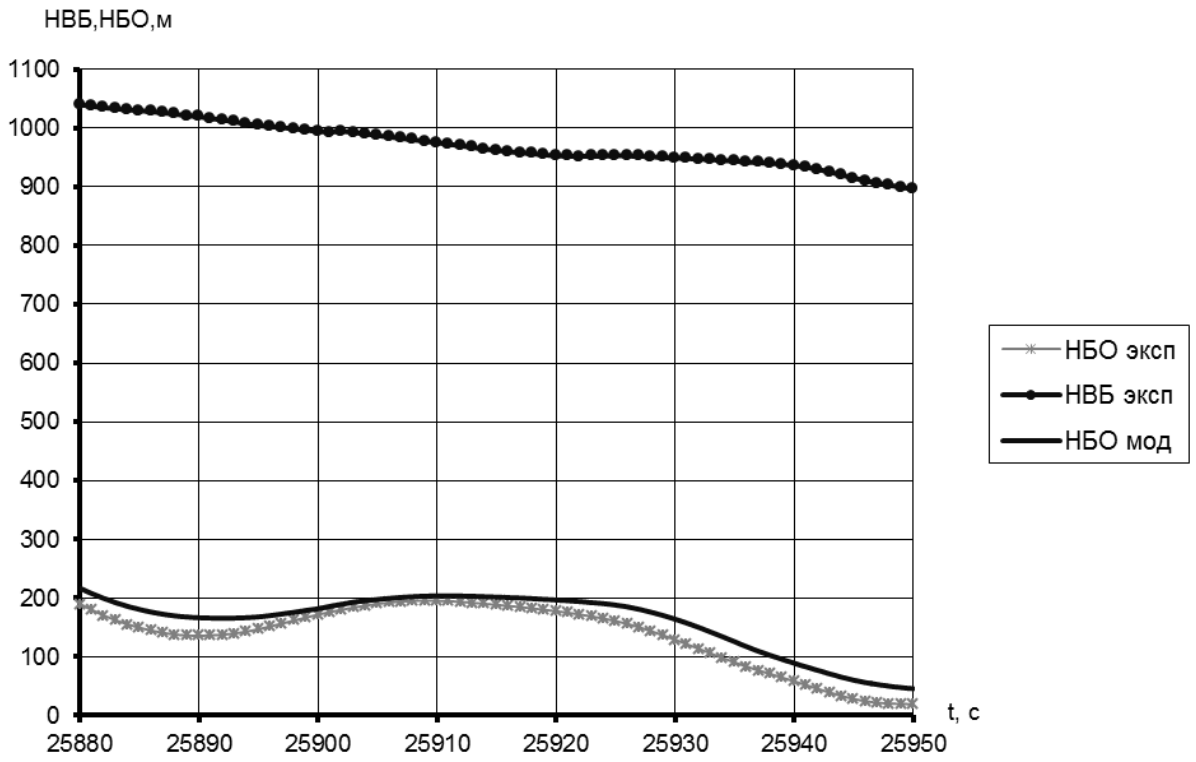


Рис. 7. Высоты полета ВБ и БО $L_{тр}$=900м

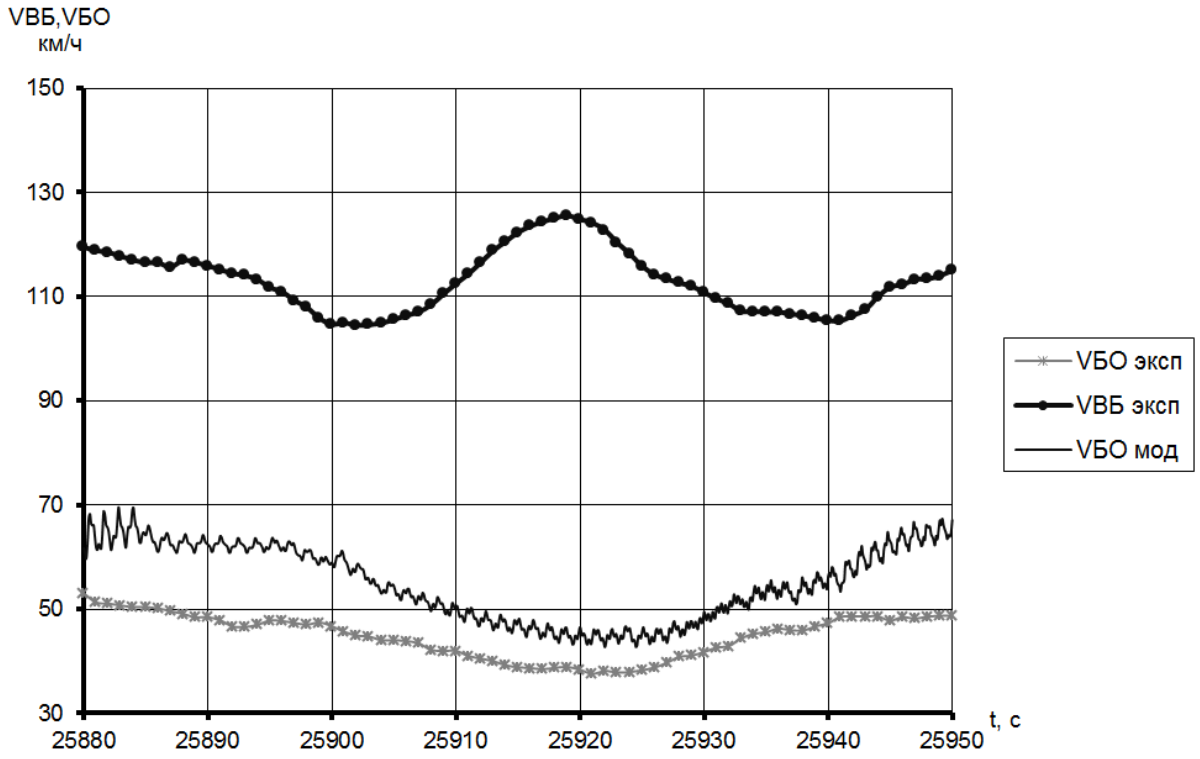


Рис. 8. Скорости полета ВБ и БО $L_{тр}$=900м

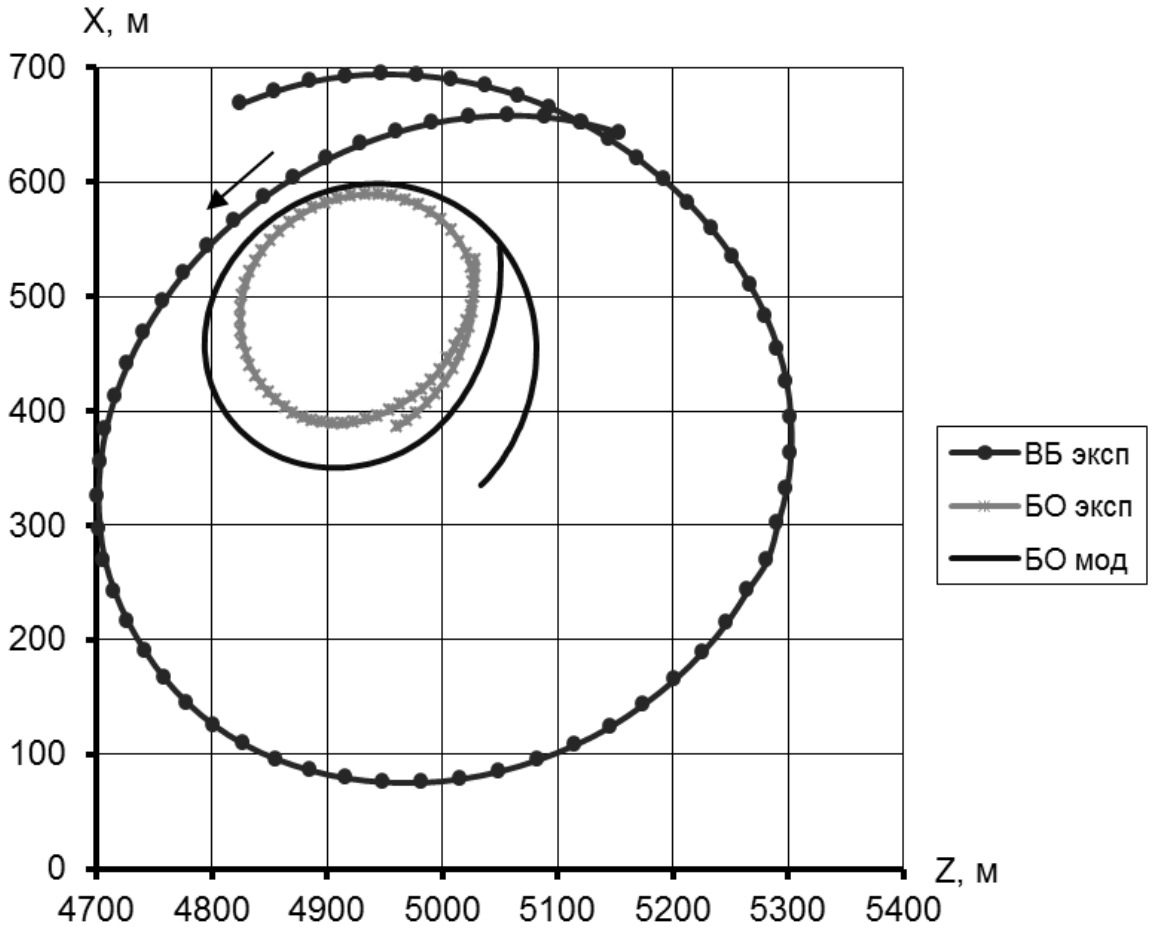


Рис. 9. Траектории полета ВБ и БО в плане $L_{тр}$=900м

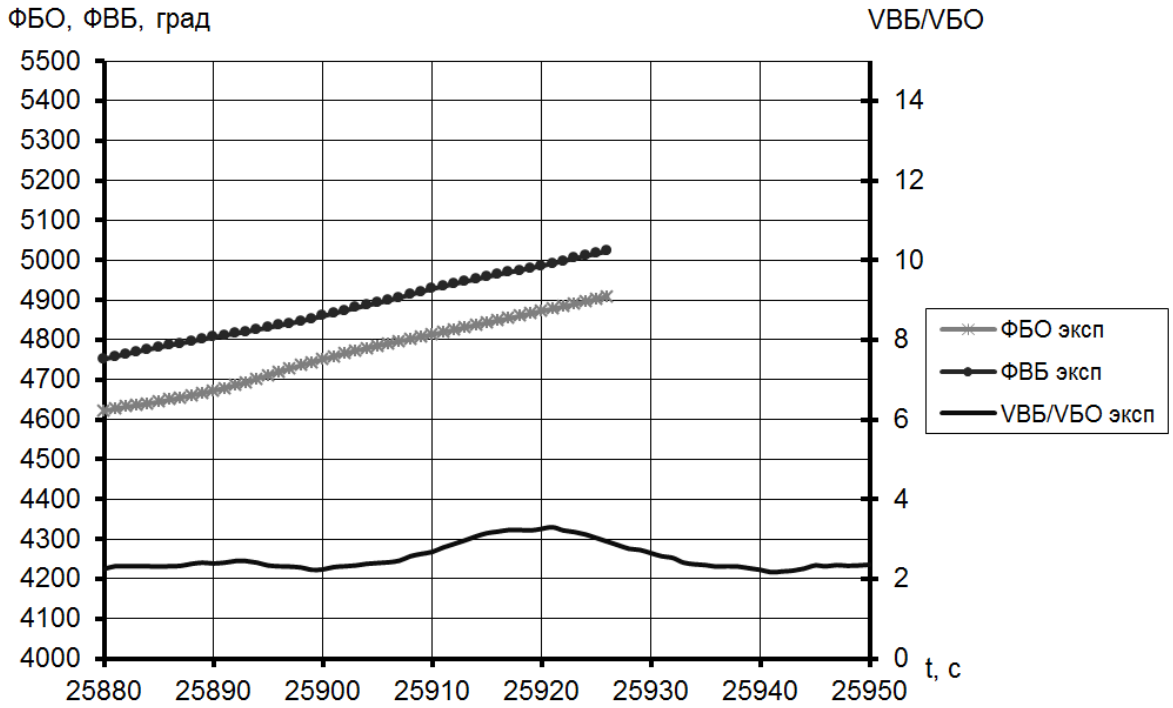


Рис. 10. Углы курса и отношение скорости ВБ и БО $L_{тр}$=900м

На рисунках 7,8 приведены экспериментальные данные о высоте и скорости полета ВБ и БО, а также результаты моделирования для БО. При этом принижение БО относительно буксировщика составило 750-850 м.

На рисунке 9 приведены траектории ВБ и БО в проекциях на земную поверхность и траектория БО, полученная в результате математического моделирования. Экспериментальная и расчетная траектории БО имеют одинаковую конфигурацию, но расчетная траектория имеет больший радиус, что можно объяснить большей силой поверхностного трения троса в эксперименте по сравнению с принятой при математическом моделировании.

Изменение по времени углов курса ВБ и БО и отношение их путевых скоростей на этом интервале времени приведены на рисунке 10. Видно, что сдвиг фаз буксировщика и БО по курсу составляет ΔФ=120-100°, а отношение их скоростей $\frac{V_{ВБ}}{V_{БО}} = 3{,}3 \div 2{,}2$. При этом наибольшая величина отношения скоростей соответствует фазе полета БО против ветра. Отношение скоростей в диапазоне 3,3÷3,0 соблюдается на отрезке времени Δt=12с.

Из представленных рисунков видно, что экспериментальные и расчетные траектории БО практически совпадают при небольших отношениях (1,5-2) путевых скоростей ВБ и БО. Для больших величин отношений этих скоростей имеет место некоторое расхождение в радиусах экспериментальной и расчетной траекторий, что можно объяснить различием между реальными и принятыми при моделировании аэродинамическими характеристиками троса.

В заключение следует отметить, что результаты экспериментов показали близость движения при моделировании по разработанной математической модели тросовой системы к реальному движению. Выявлено влияние скорости ветра на траекторию движения БО, делающую ее форму близкой к эллиптической и наклонной со смещенным центром относительно центра траектории ВБ.

Литература:

1. Обзор ЦАГИ. Тросовые системы в потоке жидкости, 1974г.
2. Analysis of the motion of a long wire towed from an orbiting aircraft. S. A. Crist. Department of Engineering Mechanics USAF Academy, Colorado,1976.
3. Flight validation of the computer program CBAS (cable body airborne simulator). J F Henderson, B Ireland. J. Aerospace Engineering,

ОБЗОР МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Ф.Б. Ходжамурадова
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Применение микромеханических датчиков угловой скорости в настоящее время приобрело массовый характер во всем мире в самых различных областях техники: летательных аппаратах – воздушных и космических; наземных, надводных и подводных аппаратах; робототехнике, медицине; контрольно-измерительной аппаратуре; стабилизации изображения видеокамер; различных тренажерах и игровой технике; смартфонах и планшетных компьютерах. Таким широким внедрением этот класс гироскопических чувствительных элементов обязан, прежде всего, высокому уровню развития технологии микроэлектроники, которая обеспечила миниатюрность этих элементов, высокую точность изготовления, массовое производство и низкую себестоимость. К достоинствам микромеханических гироскопов следует отнести также низкое энергопотребление, высокую удароустойчивость и возможность сопряжения с микроэлектронной системой обработки и преобразования сигналов формируемой на одном кристалле кремния вместе с механической частью, что снижает шумы и повышает точность этих приборов.

Среди зарубежных фирм, занимающихся разработкой и промышленным изготовлением микромеханических гироскопов (ММГ), следует выделить: **США** – Analog Devices, Hughes Electronics Corporation, Litton Systems, Motorola, Microsensors, Irvine Sensors, Milli Sensor Systems and Actuators, Kearfott Guidance & Navigation, Integrated Micro Instruments, Draper’s Laboratory; **Япония** – Murata, Tokimec, NGK Insulators, Akai Electric. Fujitsu, NEC, Nippon Soken, Sumitomo Electric Industries, Matsushita Electric Industrial; **Великобритания** – British Aerospace, Smiths Industries, Smiths Industries, **Южная Корея** – Samsung Electronics, Korea Advanced Institute of Science and Technology; **Германия** – Robert Bosch, Siemens; **Франция** – SAGEM.

Из отечественных разработчиков и изготовителей ММГ можно отметить: ГНЦ ФГУП “ЦНИИ "Электроприбор", ЗАО "Гирооптика", Раменское проектно-конструкторское бюро, НИИ прикладной механики им. акад. В.И. Кузнецова, ООО «Айсенс», Московский институт электроавтоматики, Пермская научно производственная приборостроительная компания, МГТУ им. Н.Э. Баумана и др.

Существующие конструкции ММГ по виду упруго-массовой схемы чувствительного элемента могут быть поделены на два основных типа: ММГ с распределенными параметрами и ММГ с сосредоточенными параметрами. К первому типу относятся камертонные(рис. 1), балочные(рис. 2)

и кольцевые (волновые) гироскопы(рис .3), в которых массовые (инерционные) элементы являются одновременно и упругими элементами. Ко второму типу относятся все остальные микромеханические гироскопы, в которых функции инерционной массы и упругого подвеса четко разграничены.

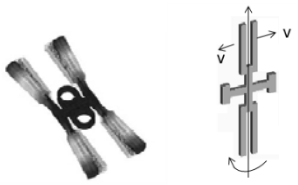


Рис. 1 – Камертонные гироскопы

Рис.2. – Балочные гироскопы

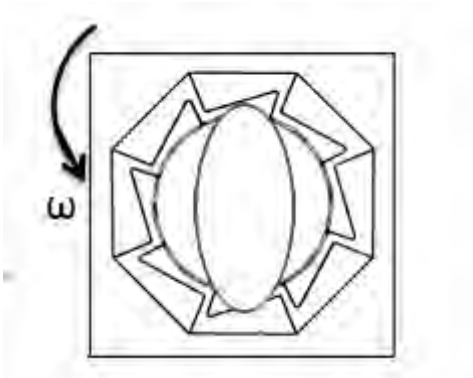


Рис. 3. – Кольцевые гироскопы

Все конструктивные схемы ММГ с сосредоточенными параметрами по характеру движения чувствительного элемента в основных колебаниях (колебания возбуждения) и вторичных колебаниях (колебаниях под действием кориолисовых сил вызванных угловой скоростью корпуса ММГ) разделяются на гироскопы: LL-типа (linear–linear)(рис. 5), RR-типа (rotare–rotare)(рис. 6), LR(RL)-типа (linear–rotare)(рис. 7).

Все конструктивные схемы ММГ с сосредоточенными параметрами по характеру движения чувствительного элемента в основных колебаниях (колебания возбуждения) и вторичных колебаниях (колебаниях под действием кориолисовых сил вызванных угловой скоростью корпуса ММГ) разде-

ляются на гироскопы: LL-типа (linear–linear)(рис. 5), RR-типа (rotare–rotare)(рис. 6), LR(RL)-типа (linear–rotare)(рис. 7). В гироскопах LL-типа чувствительный элемент совершает поступательные перемещения, как по оси возбуждения, так и по выходным осям, RR-типа – угловые перемещения по всем осям, LR(RL)-типа – поступательные или вращательные перемещения по осям возбуждения и измерения.

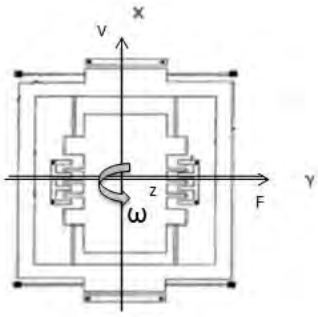


Рис.4 .

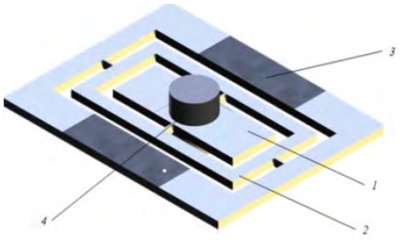


Рис.5.

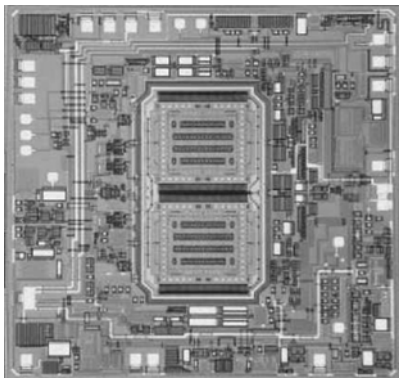


Рис. 6 .

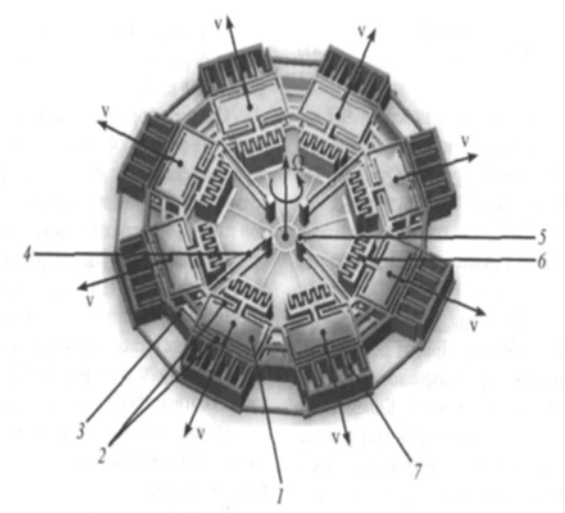


Рис. 7.

Несмотря на достигнутые успехи в разработке и внедрении ММГ достаточно актуальна проблема повышения их точности, которая значительно ниже в настоящее время, чем у традиционных гироскопов (поплавковых, динамически настраиваемых, лазерных и волоконно-оптических). В значительной степени это связано с чрезвычайно малыми размерами чувствительного элемента и соответственно малыми инерционными (кориолисовыми) силами, а также малыми размерами емкостных датчиков угла (и соответственно малыми выходными сигналами) и относительно высокой жесткостью упругого подвеса. Кроме того незначительные (с точки зрения обычной механики) отклонения в геометрии упругого подвеса и чувстви-

тельной массы приводят к недопустимо высокой погрешности (дрейфу) ММГ, для снижения которой требуется сложная технологическая доводка или разработка специальных алгоритмов компенсации.

Серьезным вкладом в повышение точности, о чем свидетельствуют и зарубежные и отечественные разработки ММГ, является применение компенсационной схемы измерения, в которой кориолисовы силы или гироскопические моменты компенсируются датчиками силы или момента. При этом ток в этих датчиках оказывается пропорциональным компенсируемым силам и моментам и соответственно измеряемой угловой скорости. Данный метод достаточно широко используется в традиционных прецизионных гироскопах и его применение в ММГ безусловно перспективно.

В настоящей работе представлен обзор последних зарубежных и отечественных разработок ММГ, приведены их характеристики и описание основных конструктивных и схемо-технических особенностей. В таблице 1 приведены ММГ и их некоторые технические характеристики полученные по материалам открытой отечественной и зарубежной печати.

Заключение

1. Рынок микромеханических гироскопов бурно развивается как в классе низкой точности так и в прецизионном классе
2. Для микромеханических гироскопов инерциального класса характерна тенденция использования датчиков компенсационного типа с электростатической или магнитоэлектрической обратной связью
3. Точность микромеханических гироскопов инерциального класса уже в настоящее время сопоставима с волоконно-оптическими гироскопами

Работа может представлять интерес для студентов и специалистов работающих в области разработки и использования микромеханических гироскопов.

Фирма, страна	Тип	Внешний вид	Габариты (мм) Масса	Цена	Диапазон °/с	Масштаб. коэф. (мк)	Температурный диапазон °С	Выход	Стаб. нуля	Полоса пропускания (Гц)	Шум (°/с/√Гц)	Нелиней-ность м.к %	Питание	
													Ток max (мА)	напряжение (В)
Bosch (Германия)	SGM060		9x9x4	112$	±240	2бит/•/с	-40…105	Цифр.	-	-	-	±0,5	-	3.3/5
	SGM061		9x9x4	110$	+240	7 мВ/°/с	-40…105	Анал.	-	-	-	±0,5	-	5
	SGM101		9x9x4		+240	2бит/•/с	-40…105	Цифр.	-	-	-	-	-	-
	SGM102		9x9x4		+240	2бит/•/с	-40…105	Цифр.	-	-	-	-	-	-
Analog Devices (США)	ADXRS450		9x9x4	50 $	+/-300	80 бит/°/с	-40…105	-	-	80	0.015	0.05	6	3–5.25
			9x9x5	39 $										
	ADXRS453		9x9x5	72 $	+/ - 300	80 бит/°/с	-40…105	-	-	77.5	0.015	0.05	6	3–5.25
			9x9x4	56 $										
	ADXRS620		6.9x6.9x3.8	31 $	+/-300	6 мВ/°/с	-40…105	-	-	0,01 - 2500	0.05	0.1		4.75–5.25
	ADXRS623		6.9x6.9x3.8	31 $	+/- 150	12.5 мВ/°/с	-40…105	-	-	1 - 3000	0.04	0.1	3.5	4.75–5.25
	ADXRS622		7x7x4	31 $	+/- 250	7 мВ/°/с	-40…105	-	-	0,1 - 2500	0.06	0.1	3.5	4.75–5.25
STMicroelectronics	ST A3G4250D		4x4x1.1	-	+/-245	8.75 бит/°/с	-40…85	Цифр.	-	50	0.03	0.2	3.5	2.4
	L3G3200D		3x3.5x1	-	±200-±250	7-7.8 мВ/°/с	-40…85	Цифр.	-	-	0.03	0.2	6.1	2.4
	L3G3250A		3.5x3x1	-	±625-±2500	0,5-2 мВ/°/с	-40…85	Анал.	--	140	0.015	2	6.1	2.4
	LPR430AL	LGA-28 (4x5x1 mm)	4x5x1	-	±300-±1200	0,8-3,3 мВ/°/с	-40…85	Анал.	-	140	0.018	±1	6.3	2.7
	LPY4150AL		4x5x1	-	±1500-±6000	0,17-0,7 m В/°/с	-40…85	Анал.	-	-	0.075	±1	6.8	2.7
Silicon Sensing Systems (Япония)	CRG 20-01/02/22/12		9x9.5x3.4	-	±75-±800	2,5-26,7 мВ/°/с	-40…105	Анал.	5 ° /ч	40-90	-	-/±0.1/-/±0.15	6.8	4.75–5.25
	CRS09-01/02/11/12		63x63x19	Компенса ционного типа	+100-+200	10-20 мВ/°/с	-40…85	Анал.	3 °/ч	55	-	+0.1	60	4.75–5.25

	CRM100		5.7x5x1.2	200$	+300	3.3 мВ/°/с	-40…105	Анал.	3 °/ч	75	0.025	-	4	4.75–5.25
	CRM120		5.7x5x4.9	200$	+300	24 бит/°/с	-40…105	Анал.	3 °/ч	75	0.018	-	3.3	4.75–5.25
Invensense (США)	ISZ-505		4x4x0.9	40 $	+500	2 мВ/°/s	-40…125	Анал.	-			0.5	4.5	3
	ISZ-655		4x4x0.9	40 $	+440	2.3 мВ/°/с	-40…125	Анал.	-	140	-	0.5	4.5	3
	IXZ-2150		4x4x0.9	40 $	+250-+2000	16.4-131 бит/°/с	-30…85	Анал.	-	140	0.2	0.2	4.5	2.1–3.6
VTI Technologies (Финляндия)	SCC1300		12x20x4.6	230$	±100	18 бит/°/с	-40…125	Цифр.	-	50	0.14	+1	26	5
	CMR3000		3.1x4.1x0.8	-	±2000	1.33 бит/°/с	-40…85	Цифр.	-	-	0.9	+1	1.3	2.5–3.6
	CMR3100		3x3x0.9	-	±250-±2000	10.7-85.3	-40…85	Цифр.	-	8-160	-	+1	5	2.5–3.6
Sensonor Technologies AS (Норвегия)	SAR100		1.5 г	-	±250	0.25 °/с / бит	-40…90	-	-	50	0.03	+0.5	17	5
Gladiator Technologies (США)	G50Z-25/..350		<34 Г	-	+25-+350	-	-40…85	-	-	140	0.005…0,01	<0.5	50	5
	G100Z			-	+25-+350	-	-40…85	-	-	140	0.003	-	72	5

ФГУП "ЦЭНКИ" (Россия)	КИНД 408111.248		Ø35x15 18 Г	-	±20	43 мВ/°/с	-40…85	-	-	-	3	-	-	-
ЦНИИ "Электроприбор" (Россия)	ММГ-2		50x18x50	-	+300	3,3 +0,3 мВ/°/с	-40…60	Анал. Цифр.	1,25+0,12	40	0,05	<1%	-	5
Murata (Япония)	MEV-50C-R		10x6,2x3	-	+70	25 мВ/°/с	-45…85	-	-	-	-	0,5	5	5,25
Приборостроительное Конструкторско	ММГ		35x35x30	-	±100	-	-40…85	-	-	-	-	0,5	-	5
МГТУ им. Н.Э. Баумана, ОАО «ЭЛПА» (Россия)	ДУС-1		30x30x50 100 Г	-	±6000	13±2	-40…+85	-	-	-	-	-	-	13±2
	МПГ-1		28x18x9 9 Г	-	±300	5	-25…+70	-	-	-	-	-	-	5 ± 0,15
МГТУ им. Н.Э. Баумана	KMEMSG-200		Ø35x15 20.5 Г	-	±100	10	-	Анал. Цифр	0.05°/с	25		0.5	10	5

Литература:

1. Коновалов С.Ф., Подчезерцев В.П., Майоров Д.В. и др. Двухкоординатный микромеханический ДУС с магнитоэлектрическими датчиками обратной связи по каналам возбуждения и измерения, Гироскопия и навигация, №3 (70), 2010.
2. Analog Device Inc., www.analog.com.
3. Zaman M.F., Sharma A., Amini B.V., and Ayazi F. The resonating star gyroscope. — Proc. IEEE Micro Electro Mechanical Systems Conference (MEMS'05), Miami, FL, Jan. 2005, p. 355–358.
4. Попова И.В. и др. Микромеханические датчики и системы, практические результаты и перспективы развития. — XII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, май, 2005.
5. Микромеханические датчики и системы, практические результаты и перспективы развития // Попова И.В., Лестев А.М., Семенов А.А., Пятышев Е.Н., Лурье М.С., Иванов В.А., Шабров А.А. // XII С.-Пб Международная конференция по интегрированным навигационным системам. С.-Пб., 2005, с. 262-267.

ЭВОЛЮЦИЯ ГИРОСКОПОВ НА СВЕРХТЕКУЧЕМ ГЕЛИИ

В.С. Черниченко, А.И. Биденко, Н.И. Кробка
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Начиная с 1969 года, ведутся разработки по созданию прецизионных гироскопов, использующих два стабильных изотопа сверхтекучего гелия (^{3}He и ^{4}He) в качестве источников когерентных волн материи. На рубеже веков первые экспериментальные образцы появились в Университете Париж-Юг (группа Эрика Вароко, the University of Paris-Sud, Saclay, France) [1], а затем и в Беркли (группа Ричарда Паккарда, University of California at Berkeley, USA) [2] (представлены на рисунке 1 и 2). Позже от них отделилась группа Ю. Сато (Rowland Institute at Harvard, Massachusetts, USA) [3] и еще несколько исследовательских групп. ГСГ представляют собой аналоги СКВИДов (сверхпроводящих квантовых интерферометров [4]) на сверхпроводниках.

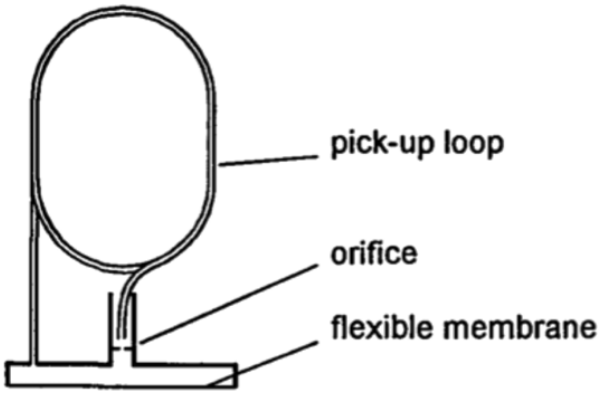


Рис.1. Первый rf-SQUID на ^{4}He (Франция)

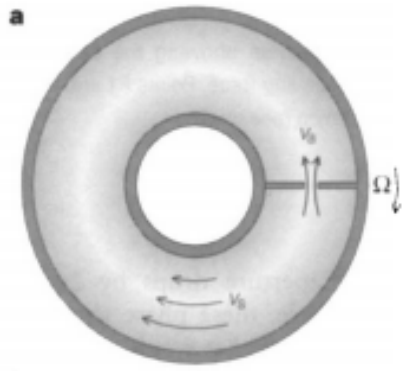


Рис.2. Первый rf-SQUID на ^{4}He (США)

Поскольку сверхпроводящий СКВИД является высокочувствительным детектором магнитного потока, то СКВИД на сверхтекучести (СНеКВИД) – чувствительный к абсолютному вращению прибор.

Сверхтекучесть ^{3}He наступает при 0,0025К, а ^{4}He – при 2,17К. Гироскопы на ^{3}He имеют чувствительность в 20 раз выше, по сравнению с аналогичным устройством на ^{4}He при той же площади контура. Но для получения столь низких температур необходим криостат ядерного адиабатического размагничивания, доступный, преимущественно, в лабораторных условиях. Напротив, температуры в 2,17К достижимы механическими криостатами, что значительно расширяет сферу применения гироскопов на ^{4}He.

Гироскоп, изображенный на рис.1, представляет собой гидродинамический аналог электродинамического СКВИДа переменного тока на сверхпроводниках (rf-SQUID). Первый экспериментальный образец такого прибора был изготовлен Э. Вароко в 1996 году [5] (рис. 1). Дьюар, содержащий чувствительный двухвитковый контур, заполняется сверхтекучим ^{4}He, содержащим 0,1 частиц ^{3}He на миллион при температуре 12мкК. В контуре ставится перегородка из нитрида кремния толщиной 0,2мкм со щелевидным отверстием в ее центре 0,17×2,8мкм. При вращении в перегородке наблюдается обратный, гораздо более скоростной поток. Поток в вдоль контура контейнера целочисленно квантуется ($\oint \nabla \hat{O} \cdot dl = 2\pi n$). Обратный поток через щель записывается как $\Delta\Phi = -4\pi\vec{\Omega}\cdot\vec{A}/k$, где A площадь контура, Ω - абсолютная скорость вращения, k – квант циркуляции. При определенных термодинамических условиях в перегородке возникает так называемая «сильная» связь, в которой скорость потока не может принимать значение больше критического $v_c \pm \Delta v_c$. При попытке его превышения рождается квантовый вихрь, уносящий с собой часть энергии потока. Скорость уменьшается. Частота таких событий лежит в слышимом диапазоне частот (при вращении со скоростью вращения Земли, порядка 700 Гц) и зависит от величины абсолютной скорости вращения контура. Эту частоту можно измерить с помощью микрофона: частота выбросов изменяет давление на гибкую, очень тонкую (порядка нескольких микрон) и небольшую по пло-

щади (порядка 1 мм^2) мембрану. Вследствие чего мембрана отклоняется на небольшое значение (~10^{-15}м), а металлическое покрытие с наружной стороны мембраны изменяет магнитное поле, создаваемое СКВИДом постоянного тока. Изменяя ориентацию оси чувствительности относительно направления оси вращения Земли, критическая скорость изменяется. Криостат ориентируется так, чтобы критическая скорость была максимальной. Первый образец позволил измерить скорость вращения Земли с воспроизводимостью 2%, т.е. $1{,}4\times10^{-6}$рад/с$^{1/2}$ [5]. Спустя год группе Ричарда Паккарда удалось превзойти французских коллег, достигнув чувствительности 0,5% [6] от вращения Земли. Но в 2000 году, в опубликованной работе Юрия Мухарского (группа Эрика Вароко) описывается rf-SQUID на ^{3}He с чувствительностью $1{,}4\times10^{-7}$рад/с$^{-1/2}$ и долговременным дрейфом $8\times10^{-6}\Omega_E$ за сутки [7] схема лабораторной установки приведена на рисунке 3.

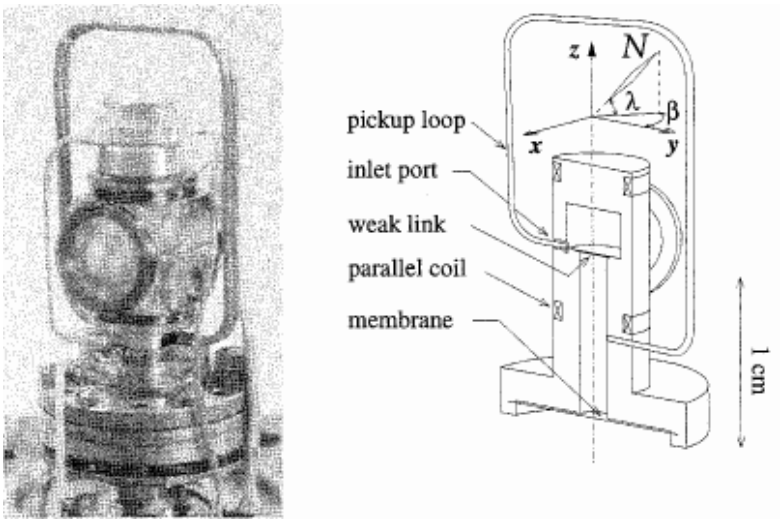


Рис. 3. rf-SQUID на ^{3}He

В 2001 году Рэем Симондсоном (Ray Simmonds) был сконструирован гироскоп с двумя контактами Джозефсона на ^{3}He, аналогичный сверхпроводящему dc-SQUID – СКВИДу постоянного тока [8]. Прибор был чувствительнее, чем rf-SQUID, но проблема использования температур порядка суб-милликельвин и по сей день является преградой, мешающей эксперименту выйти за пределы лаборатории.

В 2005 году студент Р. Паккарда Эмиль Хоскинсон сделал открытие, что Джозефсоновские осцилляции появляются в ^{4}He при температуре, очень близкой к λ-точке снизу (т.е., почти при T_λ=2,17К). Годом позже был сконструирован dc-S^{4}HeQUID (рисунок 4) [9]. Прибор имеет два контакта Джозефсона (аналог туннельного эффекта Джозефсона постоянного тока в сверхпроводниках), с решеткой из 4225 наноотверстий в каждом. Такой контакт осциллирует поток при строго определенных термодинамических условиях. Поток, втекающий в контур, разделяется на два, осциллирует на контактах и сводится вновь.

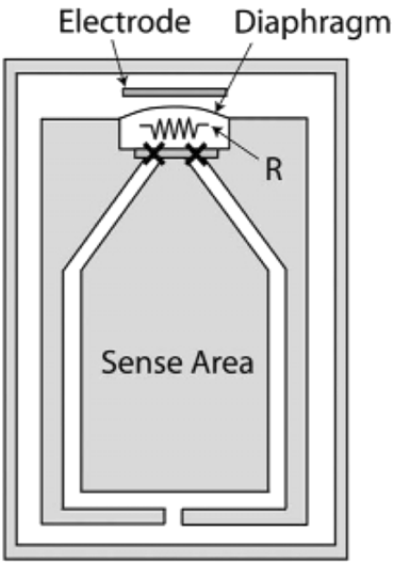


Рис. 4. dc-SQUID на ^{4}He при рабочей температуре ~2,17К

При абсолютном вращении на выходе наблюдается интерференционная картина. Эксперименты позволили получить чувствительность $2\times10^{-7}\ рад/c^{1/2}$, сопоставимой с rf-S^{3}HeQUID, но температура здесь была в 2000 раз выше. Чувствительность такого прибора пропорциональна числу апертур N_{ap} площади контура A и числу таких контуров N_t: $S \propto N_{ap}\cdot A\cdot N_t$ [9].

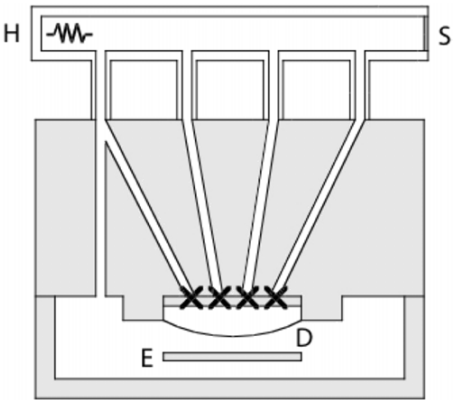


Рис. 5. Прибор с матрицей туннельных контактов на ^{4}He, T~2,17K

Дальнейшего повышения чувствительности удалось достичь засчет увеличения числа контактов Джозефсона (аналогичный эксперимент со сверхпроводниками был впервые проведен Фейнманом в 1963 году [10]. Увеличение количества туннельных контактов Джозефсона в СКВИДе давало увеличение чувствительности прибора к магнитному полю). В приборе на сверхтекучем ^{4}He количество контактов N дает увеличение чувствительности пропорционально ~ N^2 (рисунок 5). Студенты Р. Паккарда Ю.

Сато и А. Джоши (Y. Sato, A. Joshi) в 2008 году изготовили прибор с четырьмя Джозефсоновскими контактами на ^{4}He [11]. Это позволило увеличить чувствительность в ~ 4,3 раза. Последним достижением (на момент написания статьи) было изобретение учеными из гарвардской лаборатории (Rowland Institute at Harvard, Massachusetts, USA) ученика Р. Паккарда Ю. Сато прибора с тремя осями чувствительности, две из которых направлены навстречу друг другу, а третья – перпендикулярна к ним [12].

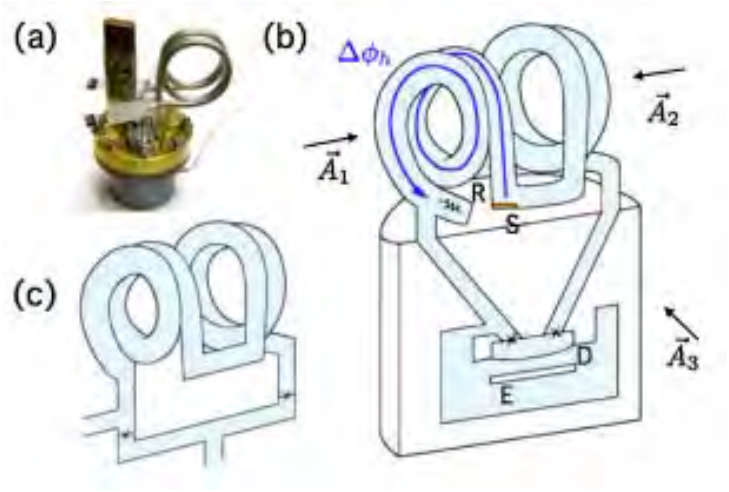


Рис. 6. Схема гироскопа с тремя осями чувствительности,

Такая конфигурация позволила значительно увеличить площадь контуров до 225см^2 при длине пути интерферометра 53см и высоте конструкции всего ~ 9см. Чувствительность прибора ≈ 4×10^{-7}рад/с$^{1/2}$ при температуре всего на 6мкК ниже λ-точки (T_λ=2,17К), т.е. T_λ-T=6мкК.

Применения

Существует проект изучения дальнего космоса под названием «интерферометрия со сверхдлинной базой» (very long baseline interferometry, VLBI). Используется множество радиотелескопов, разбросанных по всему миру, которые работают как один. Сейчас в проекте используется оптический (лазерный) интерферометр на эффекте Саньяка с площадью чувствительности 850м^2 [13]. Гироскопы на сверхтекучести могли бы их заменить, тем самым уменьшив габариты установки на несколько порядков. Также возможно использование SHeQUID на орбите и на Земле для проверки Общей теории относительности (в частности, эффекта Лензе-Тирринга).

Опираясь на мировые достижения в области технологий сверхтекучих гироскопов, к разработкам приступила группа в России [14].

Литература:

1. Avenel O and Varoquaux E 1996 *Czech. J. Phys.* 46 3319

2. Schwab K, Bruckner N and Packard R E 1997 *Nature* 386 585
3. http://www.rowland.harvard.edu/rjf/sato/Home.html
4. http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%9A%D0%92%D0%98%D0%94
5. Avenel O and Varoquaux E 1996 *Czech. J. Phys.* 46 3319
6. Pereversev S V, Loshak A, Backhaus S, Davis J C and Packard R E 1997 *Nature* 388 449
7. Mukharsky Y, Avenel O and Varoquaux E 2000 *Physica* B 284 287
8. Simmonds R W, Marchenkov A, Hoskinson E, Davis J C and Packard R E 2001 *Nature* 412 55
9. E. Hoskinson, Y. Sato, and R. Packard. Phys. Rev. B 74, 100509 (2006)
10. Feynman R P, Leighton R B and SandsML 1963 *The Feynman Lectures in Physics* vol 3 (Reading, MA: Addison-Wesley)
11. Sato Y, Joshi A and Packard R E 2008 *Phys. Rev. Lett.* 101 085302
12. Narayana S and Sato Y 2011 *Phys. Rev. Lett.* 106 255301
13. http://www.radionet-eu.org/rda/archive/eris-05_porcas_vlbi1.pdf
14. Кробка, Н. И. Квантовая микромеханика: гироскопы на волнах де Бройля и квантовых свойствах сверхтекучих жидкостей. Тенденции развития и состояние разработок // Гироскопия и навигация. – 2009. – №3 (66). – С. 36-55.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГУЛЯТОРА ПОДАЧИ ТОПЛИВА

И.И Шульц
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет

В современных условиях, характеризующихся постоянными изменениями, актуально изучение процессов и явлений с использованием моделирования. Моделирование процессов является одним из наиболее мощных средств исследования функционирования сложных систем, важным инструментом в научных, технических и технологических исследованиях.

Рассмотрим задачу математического моделирования применительно к регулятору подачи топлива. Актуальность данной задачи высока, так как результаты моделирования используются на предприятии ОАО «ВПК «НПО Машиностроения» в подразделении, «Комплексный конструкторский отдел воздушно-реактивных силовых установок».

Цели работы.

1. Построение линейной динамической модели регулятора подачи топлива.
2. Исследование характеристик регулятора.

Описание объекта исследования.

Регулятор подачи топлива (РПТ) предназначен для дозирования расхода топлива, подаваемого в камеру сгорания двигателя, в соответствии с электрическими командами, поступающими от электронного регулятора двигателя (ЭРД). Принцип работы РПТ состоит в следующем: топливо, подаваемое на вход в РПТ под высоким давлением от турбонасосного агрегата (ТНА), проходит через клапаны постоянного перепада и поступает к дозирующему крану (клапаны постоянного перепада поддерживают постоянным перепад давлений топлива $\Delta P = (P_1 - P_2)$ на окне дозирующего крана). Площадь проходного сечения окна дозирующего крана устанавливается по командам ЭРД, который управляя скважностью электромагнитного клапана (ЭМК), создает перепад давлений в полостях дозирующего крана. Топливо прежде чем попасть в полости дозирующего крана, проходит через клапан постоянного давления, который поддерживает необходимый уровень давления. После дозирующего крана топливо поступает по трубопроводам на форсунки топливных коллекторов. Основными компонентами РПТ являются дроссели, золотниковые пары и демпферы.

Расчетная схема.

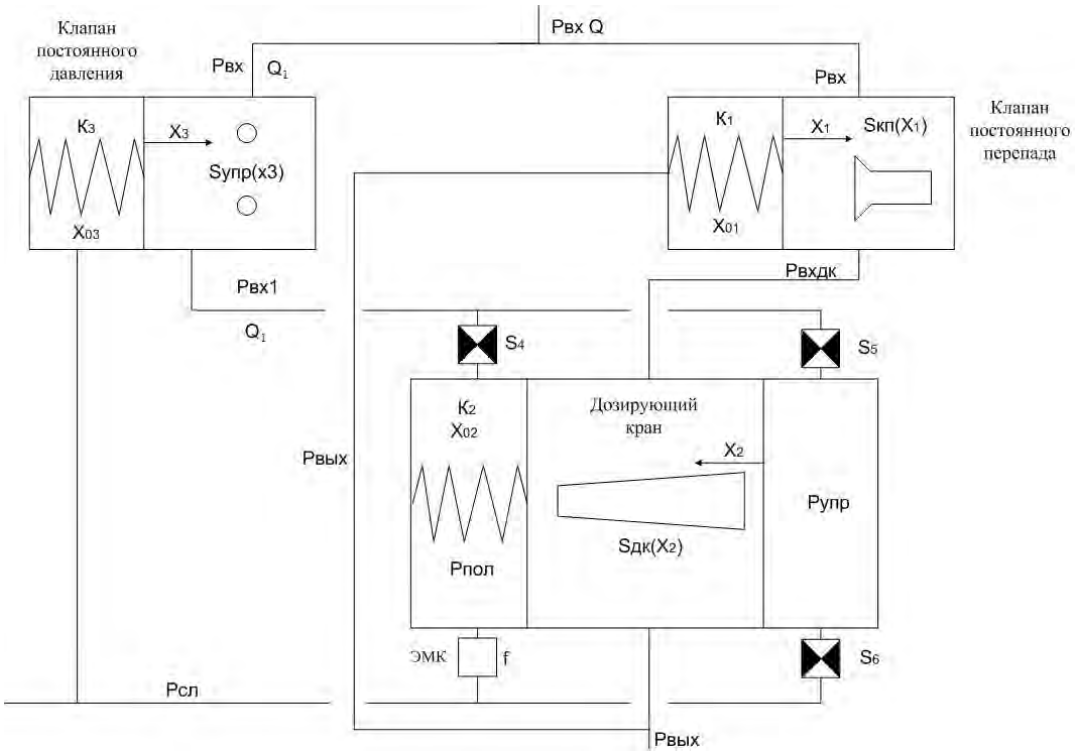


Рис. 1 Расчетная схема

Поясним принятые обозначения.

$P_{вх}$ -давление на входе в регулятор,
$P_{вых}$ -давление на выходе из регулятора,
$P_{вхдк}$ -давление на входе в дозирующий кран,
$P_{пол}$ -давление в неуправляемой полости дозирующего крана,
$P_{упр}$ -давление в управляемой полости дозирующего крана,
$P_{сл}$ -давление слива,
Q-расход в регуляторе, Q_1-расход через клапан постоянного давления,
$S_{кп}(x_1)$,$S_{дк}(x_2)$,$S_{упр}(x_3)$-входные площади соответствующих клапанов,
S_1,S_2,S_3-площадь торца золотника,
x_1,x_2,x_3-перемещение золотникв соответствующих клапанов,
x_{01},x_{02},x_{03}-начальные затяжки пружин соответствующих клапанов,
k_1,k_2,k_3-жесткости пружин соответствующих клапанов,
f-скважность электромагнитного клапана, S4, S5, S6-дроссели.

Допущения.

1. Пренебрегаем сухим, вязким трением.
2. Пренебрегаем утечками между полостями клапанов.
3. Золотник устанавливается без перекосов, форма золотника геометрически правильная.
4. Пренебрегаем потерями давлений в каналах регулятора.

Исходные данные.

$P_{вх}$=60..120 кгс/см^2; $P_{сл}$=3..5 кгс/см^2;
Q=100..400 см^3/с; Q_1=18..40 см^3/с; μ=0.65;
m_1=0.037 кг; m_2=0.067 кг; m_3=0.028 кг;
S1=1.134 см^2; S2=3.799 см^2; S3=0.785 см^2;
S4=S5=S6=0.0019625 см^2;
k_1=8.72 кгс/см; k_2=0.95 кгс/см; k_3=21 кгс/см; k_c=21 кгс×с/см;
x_{01}=0.4 см; x_{02}=0.4 см; x_{03}=0.769 см; ρ=0.00085 кг/см^3.

Построение линеаризованной динамической модели.

Основу модели составляют уравнения расхода через окно дозатора и уравнения движения золотника клапана. Запишем эти уравнения для каждого из трех клапанов в привычных обозначениях.

Для клапана постоянного давления.

$$\begin{cases} Q_1=\mu S_{упр}(x_3)\sqrt{\dfrac{2\times(P_{вх}-P_{вх1})g}{\rho}} \\ m_3x''_3=(P_{вх1}-P_{сл})S_3-k_3(x_{03}+x_3)S_3-k_cx'_3 \end{cases} \quad (1)$$

Для клапана постоянного перепада.

$$\begin{cases} Q=\mu S_{кп}(x_1)\sqrt{\dfrac{2\times(P_{вх}-P_{вхдк})g}{\rho}} \\ m_1x''_1=(P_{вхдк}-P_{вых})S_1-k_1(x_{01}+x_1)S_1-k_cx'_1 \end{cases} \qquad (2)$$

Для дозирующего крана.

$$\begin{cases} Q=\mu S_{дк}(x_2)\sqrt{\dfrac{2\times(P_{вхдк}-P_{вых})g}{\rho}} \\ m_2x''_2=(P_{упр}-P_{пол})S_2-k_2(x_{02}+x_2)S_2-k_cx'_2 \\ \mu S_5\sqrt{\dfrac{2(P_{вх1}-P_{пол})g}{\rho}}=\mu S_6\sqrt{\dfrac{2(P_{пол}-P_{сл})g}{\rho}}+x'_2S_1 \\ \mu S_4\sqrt{\dfrac{(P_{вх1}-P_{упр})g}{\rho}}=\sqrt{\dfrac{P_{упр}-P_{сл}}{\Delta P_{10}}}(B_1f+B_2) \end{cases} \qquad (3)$$

Линеаризация дифференциальных уравнений предполагает, что решение можно представить в виде суммы двух решений, одно из которых рассматривается как базовое, а второе является достаточно малым для того, чтобы в степенном разложении можно было бы с приемлемой точностью ограничиться лишь членами ряда степени не выше первой (линейными членами). Как известно, для систем дифференциальных уравнений вида $\dot{x}=F(x)$ процедура линеаризации состоит в выборе опорных функций $x_{оп}(t)$, разложении исходных уравнений в ряд Тейлора в окрестности этих функций, т.е при $x(t)=x_{оп}(t)+\Delta x(t);\ x_{оп}+\Delta x=F(x_{оп})+\left(\dfrac{dF}{dx}\right)_{x=x_{оп}}$.

В результате для отклонений может быть записана система линейных уравнений.

В качестве опорного выберем режим со следующими данными:

$P_{вх}$=75 кг/см^2
$P_{вых}$=69.99 кг/см^2
$P_{сл}$=4 кг/см^2
$P_{пол}$=13.98 кг/см^2
$P_{вхдк}$=72.83 кг/см^2
Q=370 см^3/с
Q_1=18 см^3/с
f=22.6 %
x_1=0.02 см
x_2=0.36 см
x_3=0.068 см

Значения входных площадей клапана постоянного перепада, дозирующего крана принимают вид:

$$\begin{cases} S_{кпп}(x_1)=0.4(0.5-x_1)+(0.3-x_1)^2 \\ S_{дк}(x_2)=0.1(0.24-x_2)+(0.012\,(1.4-x_2)^2)/1.2 \end{cases} \qquad (4)$$

Линеаризуем систему уравнений и напишем уравнения в малых отклонениях, т.е из системы в возмущенном состоянии вычтем систему в невозмущенном состоянии.

$$\begin{cases} m_3\dfrac{d^2\Delta x_3}{dt^2}=\Delta P_{вх1}S_3-k_3\Delta x_3-k_c\dfrac{d\Delta x_3}{dt} \\ \Delta Q = A_1\Delta x_1 + A_2\Delta P_{вхдк} \\ m_1\dfrac{d^2\Delta x_1}{dt^2}=\Delta P_{вхдк}S_1-k_1\Delta x_1-k_c\dfrac{d\Delta x_1}{dt} \\ \Delta Q = A_3\Delta x_2 + A_4\Delta P_{вхдк} \\ m_2\dfrac{d^2\Delta x_2}{dt^2}=\Delta P_{упр}S_2-k_2\Delta x_2-k_c\dfrac{d\Delta x_2}{dt} \\ A_5\Delta P_{вх1} = A_6 + S_1\dfrac{d\Delta x_2}{dt} \\ A_7\Delta P_{вх1} + A_8\Delta P_{упр} = A_9\Delta P_{упр} + A_{10}\Delta f \end{cases} \qquad (5)$$

Подставим уравнения расходов в дифференциальные уравнения.

$$\begin{cases} m_3\dfrac{d^2\Delta x_3}{dt^2}+k_c\dfrac{d\Delta x_3}{dt}+k_3\Delta x_3=A_{14}\dfrac{d\Delta x_2}{dt}+A_{15} \\ A_{14}=\dfrac{S_1S_3}{A_5} \\ A_{15}=\dfrac{A_6S_3}{A_5} \\ m_1\dfrac{d^2\Delta x_1}{dt^2}+k_c\dfrac{d\Delta x_1}{dt}+(k_1+A_{16})\Delta x_1=A_{17}\Delta x_2 \\ A_{16}=-\dfrac{A_1S_1}{(A_4-A_2)} \\ A_{17}=-\dfrac{A_3S_1}{(A_4-A_2)} \\ m_2\dfrac{d^2\Delta x_2}{dt^2}+(k_c-A_{11})\dfrac{d\Delta x_2}{dt}+k_2\Delta x_2=A_{12}\Delta f+A_{13} \\ A_{11}=\dfrac{A_7S_1S_2}{(A_9-A_8)A_5} \\ A_{12}=\dfrac{A_{10}S_2}{(A_9-A_8)} \\ A_{13}=\dfrac{A_7A_6S_2}{(A_9-A_8)A_5} \end{cases} \qquad (6)$$

Система будет иметь вид.

$$\begin{cases} m_3\dfrac{d^2\Delta x_3}{dt^2}+k_c\dfrac{d\Delta x_3}{dt}+k_3\Delta x_3=A_{14}\dfrac{d\Delta x_2}{dt}+A_{15} \\ m_1\dfrac{d^2\Delta x_1}{dt^2}+k_c\dfrac{d\Delta x_1}{dt}+(k_1+A_{16})\Delta x_1=A_{17}\Delta x_2 \\ m_2\dfrac{d^2\Delta x_2}{dt^2}+(k_c+A_{11})\dfrac{d\Delta x_2}{dt}+k_2\Delta x_2=A_{12}\Delta f\text{-}A_{13} \end{cases} \quad (7)$$

Элементы A15, A13 вносят нелинейность в наши уравнения, для решения в линейной области пренебрежем ими.

Используя преобразования Лапласа получим следующие уравнения.

$$\begin{cases} \Delta x_3(s)(m_3S^2+k_cS+k_3)=A_{14}S\Delta x_2(s) \\ \Delta x_1(m_1S^2+k_cS+(k_1+A_{16}))=A_{17}\Delta x_2(s) \\ \Delta x_2(m_2S^2+(k_c+A_{11})S+k_2)=A_{12}\Delta f(s) \end{cases} \quad (8)$$

Получим передаточные функции трех клапанов.

$$\begin{cases} W_3=\dfrac{A_{14}S}{m_3S^2+k_cS+k_3} \\ W_2=\dfrac{A_{12}}{m_2S^2+(k_c+A_{11})S+k_2} \\ W_1=\dfrac{A_{17}}{m_1S^2+k_cS+(k_1+A_{16})} \end{cases} \quad (9)$$

Структурная схема регулятора будет иметь следующий вид.

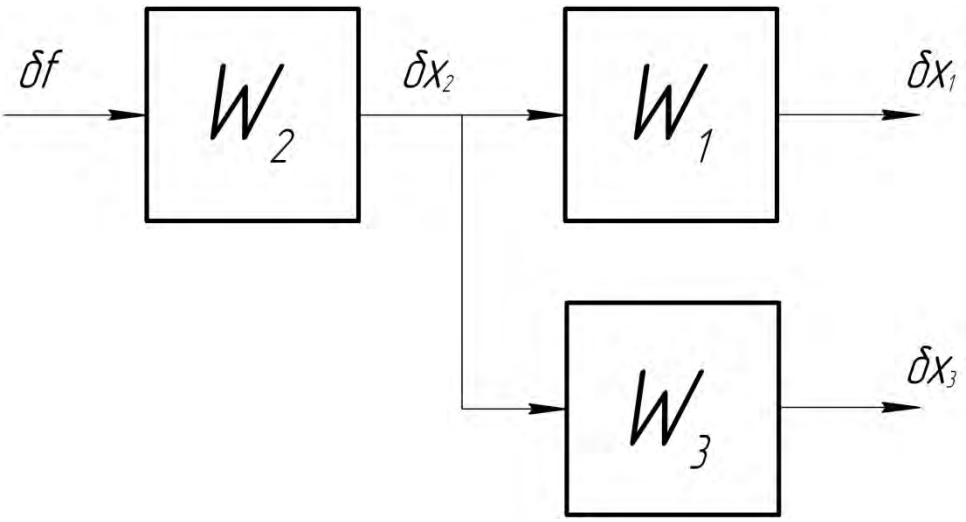


Рис. 2

На вход будем подавать малое отклонение скважности равное 0.1 %. Моделирование будем проводить в среде MATLAB.

Результаты моделирования.

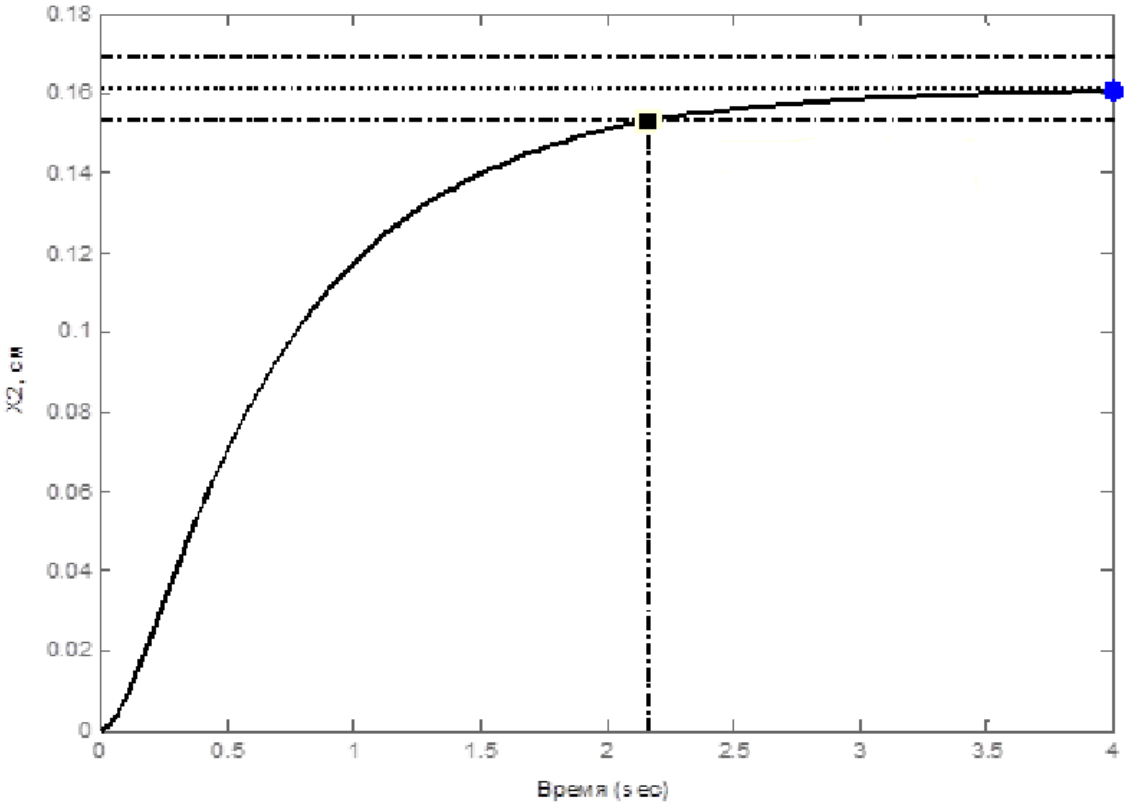


Рис. 3. Переходный процесс для золотника дозирующего крана

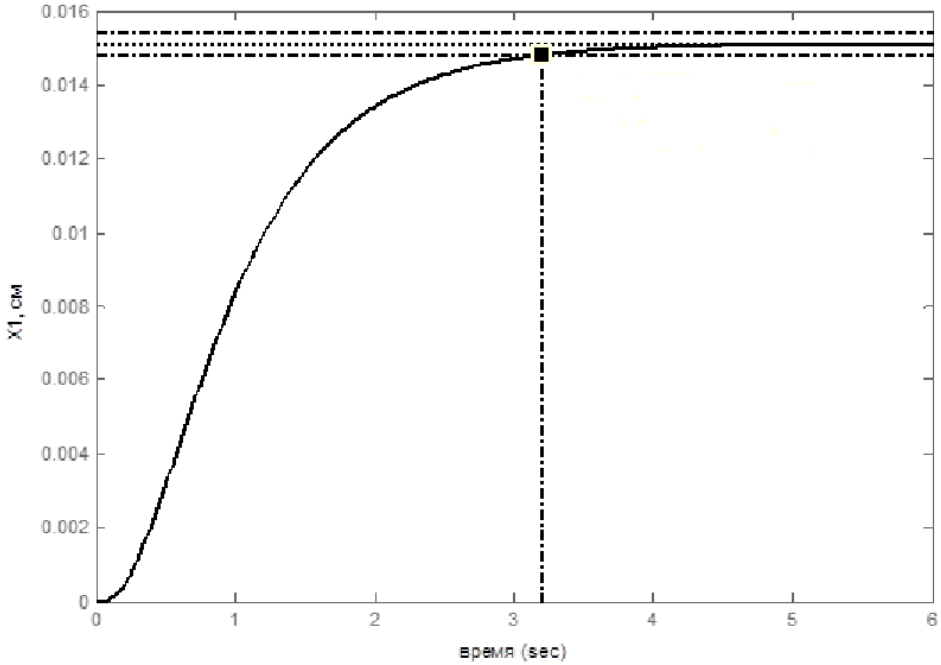


Рис.4. Переходный процесс для золотника клапана постоянного перепада

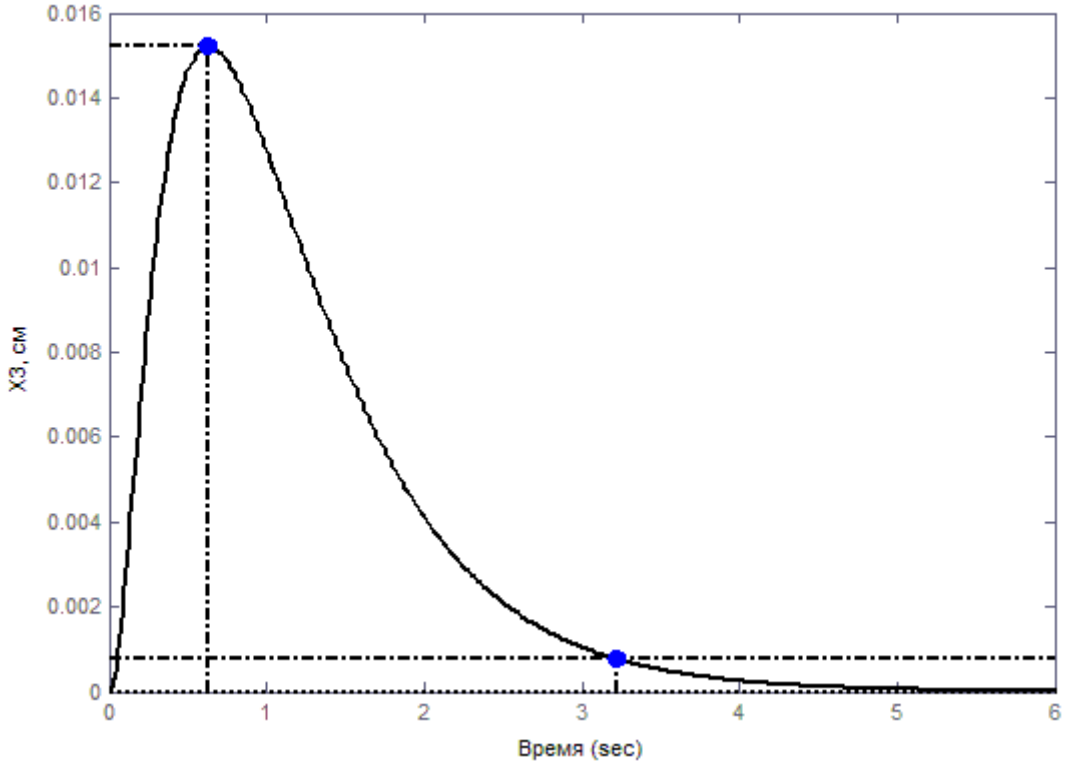


Рис.5. Переходный процесс для золотника клапана постоянного давления

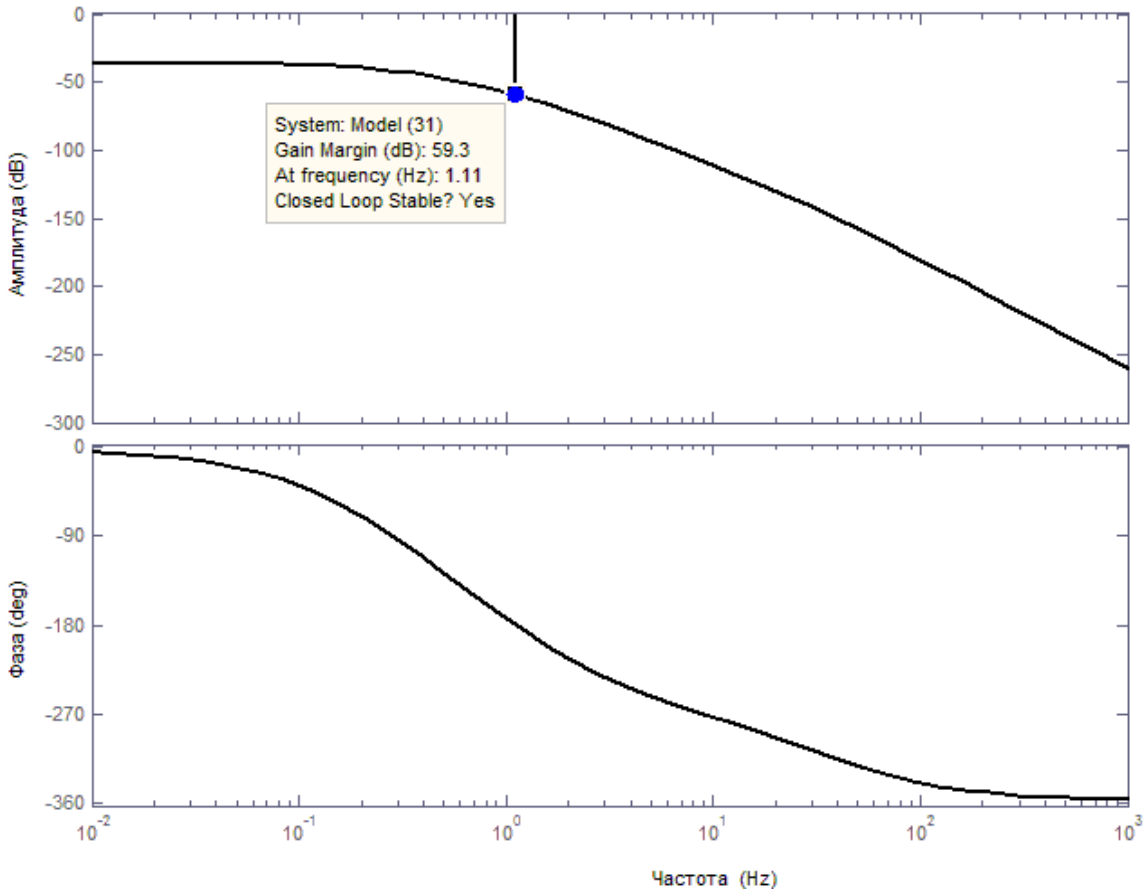


Рис.6. ЛАЧХ и ФЧХ

Выводы.

Рассматриваемая система является устойчивой, запас устойчивости равен 59.3 дБ. Переходные процессы для дозирующего крана и клапана постоянного давления происходят без перерегулирования, колебательность системы низкая, время вхождения в 5% трубку точности составляет 2.14 с и 3.19 с, время до установившегося режима 4 с и 6 с. Закрытие дозирующего крана на величину 0.16 см, соответствует уменьшению расхода на 31 $см^3/с$. Изменение скважности на 0.9 %, соответствует расходу равному 100 $см^3/с$, и закрытию дозирующего окна на 1.88 см. Полученные данные соответствуют техническому заданию на данный регулятор и подтверждают проведенные эксперименты.

Литература:

1. Попов Д.Н. Динамика и регулирование пневмогидросистем. М.: «Машиностроение», 1976.-424 с.: ил.
2. Чегодаев Д.Е., Мулюкин О.П. Элементы клапанных устройств авиационных агрегатов и их надежность. М.: Изд-во МАИ, 1994.-208 с.: ил

СОЗДАНИЕ МАЛОГАБАРИТНОГО ГИВУС “БДУС-3ГМ”. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ

П.Н. Язынин
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В работе рассматривается прибор “БДУС-3ГМ” малогабаритный ГИВУС.

Целью данной работы является создание герметизированного малогабаритного прибора КИНД.34-062.

Были определены следующие задачи:

- создать конструктив прибора, в частности основания БЧЭ и корпуса прибора с собственной частотой выше 1000Hz, для повышения точности работы прибора в условиях вибронагрузок.

-проработать конструкцию исходя из условия, что прибор герметизированный.

- провести частотно-прочностной анализ, как отдельных деталей, так и прибора в целом, в комплексе ANSYS Workbench.

- провести сравнительный анализ конструкции БДУС-3ГМ и КИНД34-062.

Основное представление о принципах работы прибора дают структурная и кинематическая схемы.

Структурная схема прибора представлена на Рис.1.

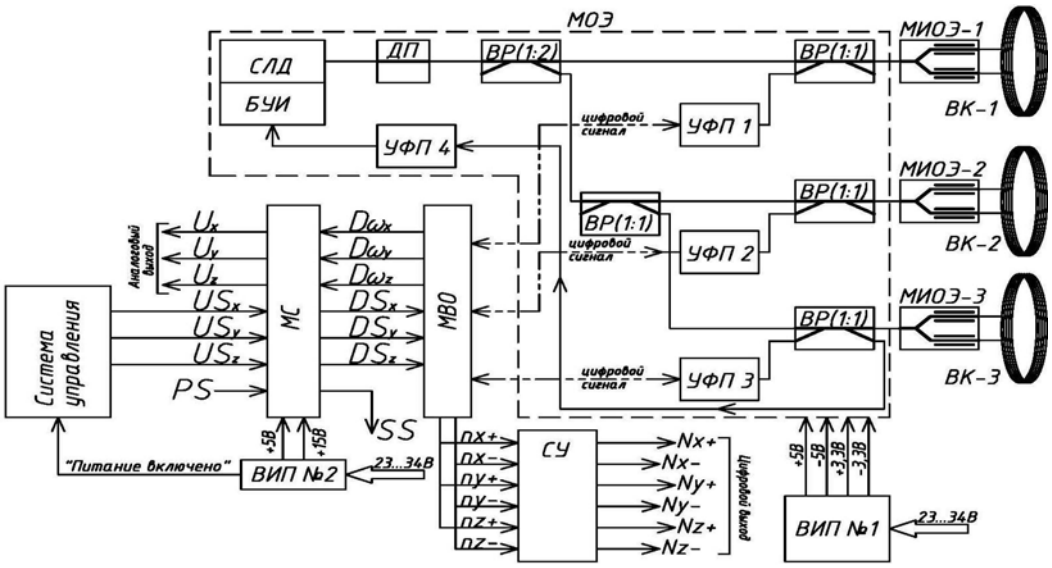


Рис.1. Структурная схема.

СЛД - суперлюминесцентный диод, БУИ - блок управления излучателем, ВР - волоконный разветвитель, ВК — волоконный контур, МИОЭ - многофункциональный интегральный оптический элемент, УФП - устройство фотоприемное, ДП - деполяризатор, МОЭ - модуль оптико-электронный, СУ – согласующее устройство, МВО – модуль вторичной обработки, МС – модуль сопряжения, ВИП№1, ВИП№2 – вторичный источник питания.

В схеме реализована так называемая минимальная конфигурация с одинаковыми оптическими путями для двух лучей, распространяющихся в волоконном контуре в противоположных направлениях. Прибор состоит из одного источника света — суперлюминесцентного диода с центральной длиной волны 1550нм, пяти волоконных разветвителей, трех кольцевых интерферометров Саньяка и электронных схем обработки сигналов.

ГИВУС выше описанной конфигурации обладают известной геометрической гибкостью: изменением только лишь параметров волоконного контура можно получать приборы различного класса точности и габаритных размеров.

Кинематическая схема прибора представлена на Рис.2.

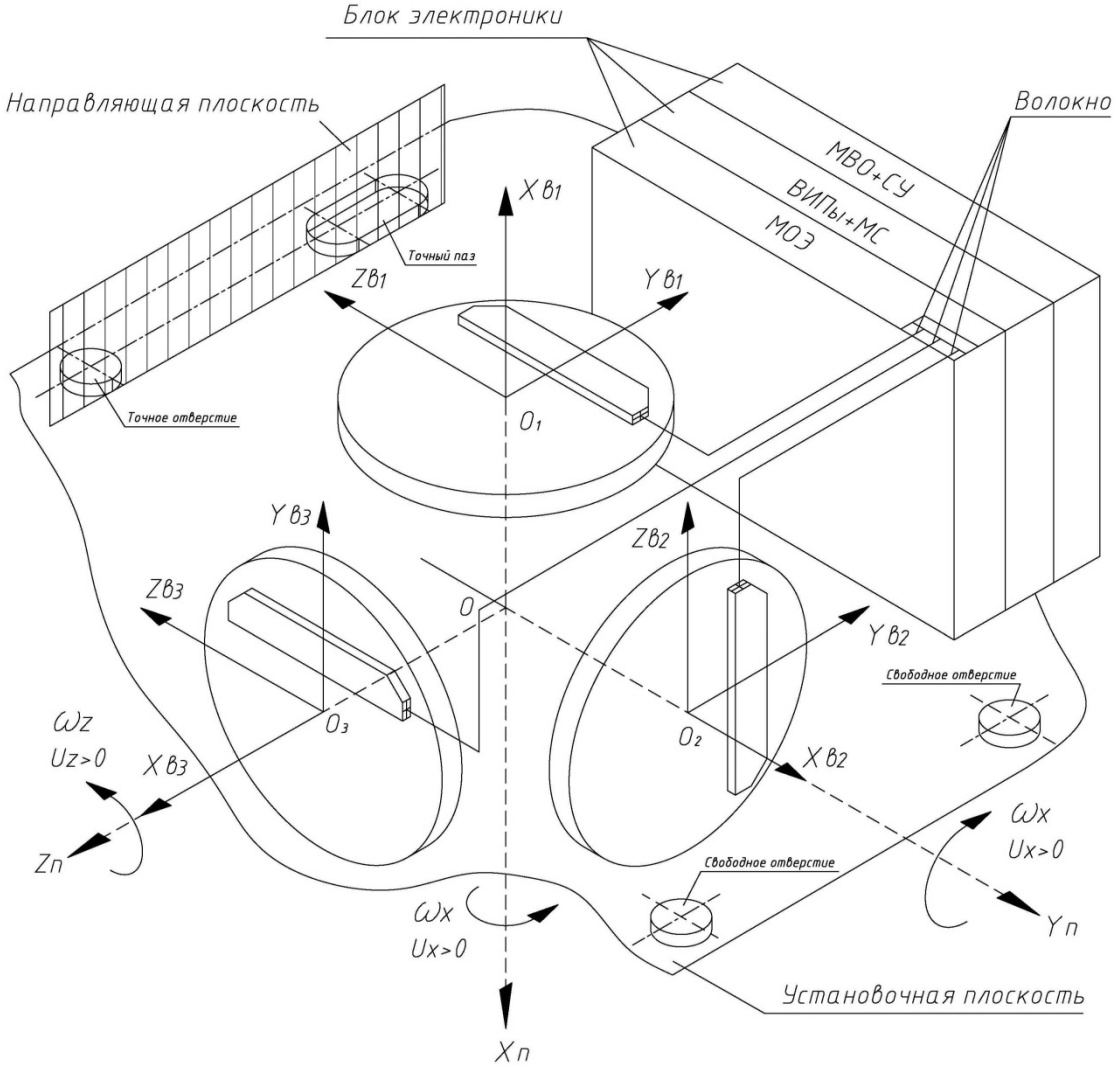


Рис. 2 - Кинематическая схема прибора

Привязка прибора к изделию осуществляется через приборную систему координат OXпYпZп.

Результатам проработки является общий вид прибора, представленный на Рис.3.

Кожух прибора не показан.

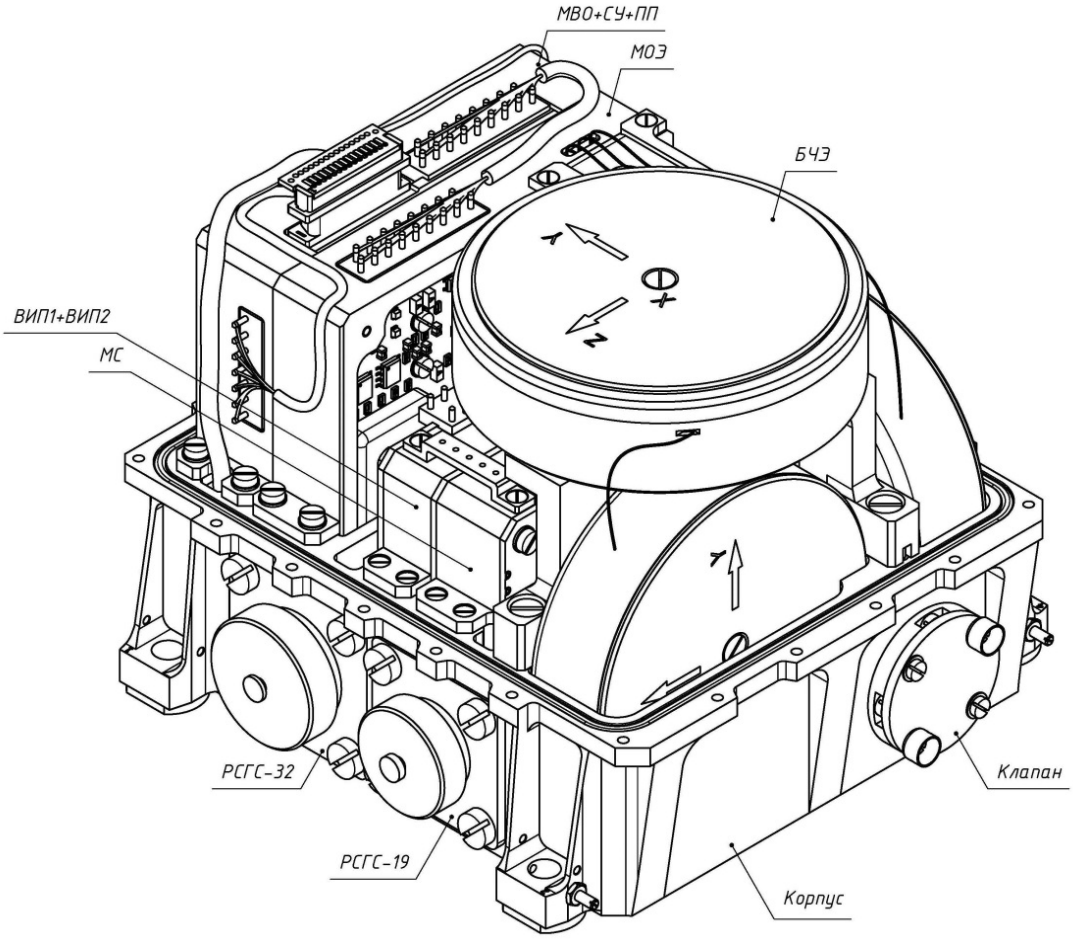


Рис. 3 - Общий вид прибора

Прибор конструктивно состоит из блока чувствительных элементов, корпуса и блока электроники. В блоке чувствительных элементов, ортогонально установлены три гироскопа (КИНД11-240) такие же, как в КИНД34-062. Функционально БЭУ аналогичен БЭУ прибора КИНД.34-062, но за счет вертикальной установки всех электронных устройств удалось организовать лучший теплосброс на корпус и обеспечить более технологичную сборку прибора.

Основание блока чувствительных элементов имеет Т образную форму. Крепление к корпусу осуществляется по трем точкам винтами М3,5. Стабильность положения основания относительно ПСК обеспечивается с помощью двух точных пазов, в которые входят штифты, установленные на корпусе. Толщина стенок основания 4…8мм, что позволяет добиться высокой собственной частоты конструкции, еще одним из преимуществ данного основания, является технологичность изготовления по сравнению с основанием блока чувствительных элементов прибора КИНД34-062. Основания “БДУС-3ГМ” и КИНД.34-062 представлены на рисунках 4 и 5.

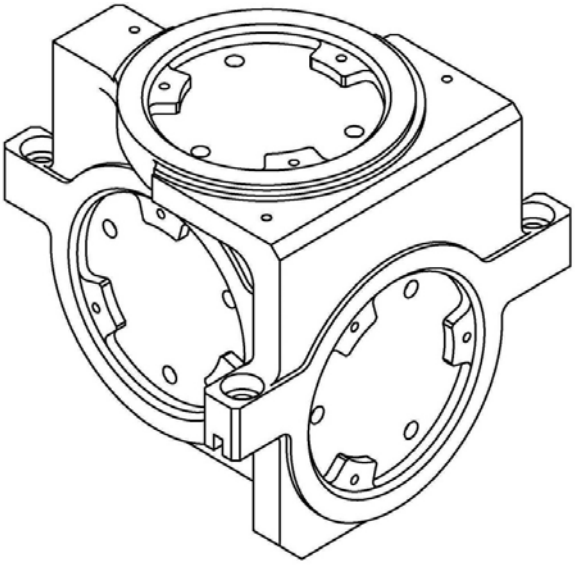


Рис. 4 - Основание БЧЭ прибора БДУС-3ГМ

Основные характеристики:
- Материал: ВТ1-0
- Масса =220г
- Нижняя частота собственных колебаний ≥ 3000Hz

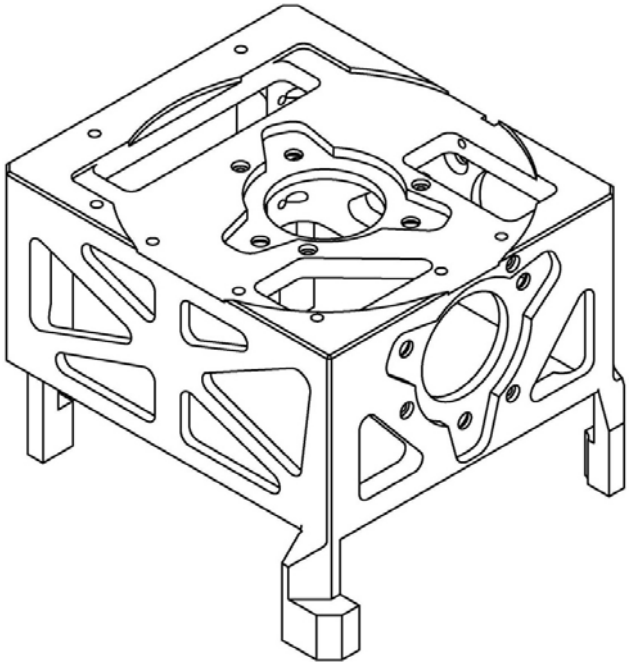


Рис. 5 - Основание БЧЭ прибора КИНД34-062

Основные характеристики:
- Материал: ВТ1-0
- Масса =160г
- Нижняя частота собственных колебаний ≥ 1485Hz

Чувствительным элементом прибора является гироскоп КИНД11-240, он показан на рис.6.

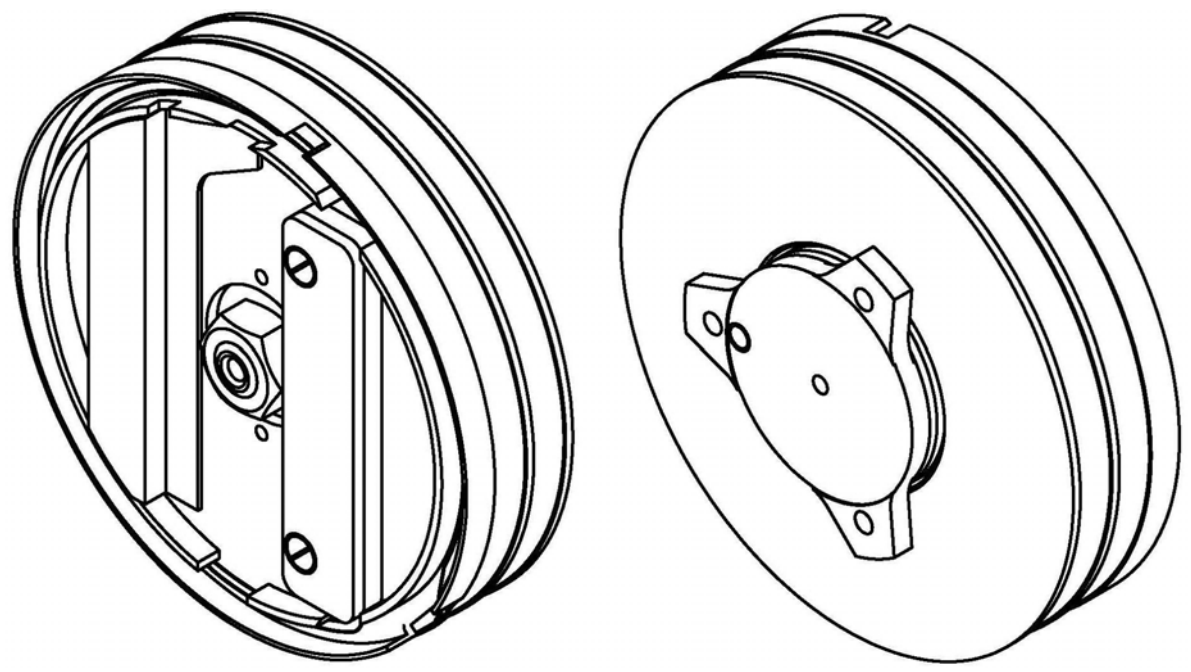


Рис .6 - КИНД11-240

ЧЭ ВОГ обеспечивает измерение проекции вектора угловой скорости на его ось чувствительности. КИНД11-240 имеет паспортизованное значение нулевого сигнала в пределах ±5″/с. Масса чувствительного элемента составляет 150±10г.

Блок электроники состоит из следующих электронных устройств.

Вторичный источник питания №1.

ВИП №1 в составе БДУС-3ГМ предназначен для преобразования первичного напряжения постоянного тока во вторичные напряжения постоянного тока более низкого уровня, используемые для электропитания модуля оптико-электронного волоконно-оптического гироскопа.

ВИП обеспечивает модуль МОЭ двумя группами питающих напряжений:

- питание схемы первичной обработки 5±0,2В.
- питание источника излучения 3,3±0,2В.

Напряжением питания ВИП является напряжение постоянного тока $U_{перв.}$ диапазоне от 23 до 34 В(номинальное напряжение равно 27 В), подаваемое по шинам первичного питания БДУС-3ГМ.

ВИП сохраняет работоспособность после замыкания одной из шин первичного питания с корпусом ВИП.

Вторичный источник питания №2.

ВИП №2 предназначен для:

-преобразования первичного напряжения постоянного тока во вторичные напряжения постоянного тока более низкого уровня, используемые для электропитания модуля сопряжения входящего в состав БДУС-3ГМ;

- формирования и выдачи в систему управления сигнала о подаче напряжения первичного питания.

ВИП осуществляет преобразование первичного напряжения питания БДУС-3ГМ и формирует на своих выходах напряжения постоянного тока следующих номиналов:

+ 5 В относительно общей точки;

+ 15 В относительно общей точки,

используемые для питания модуля сопряжения, входящего в БДУС-3ГМ.

Напряжением питания ВИП является напряжение постоянного тока Uпервв диапазоне от 23 до 34 В(номинальное напряжение равно 27 В), подаваемое по шинам первичного питания ГИВУС.

Модуль Сопряжения.

МС в составе БДУС-3ГМ предназначен для:

- периодического приема кодов выходной информации по трем осям чувствительности волоконно-оптического гироскопа БДУС-3ГМ, формирования из них сигналов аналоговой выходной информации о проекциях вектора угловой скорости и выдачи их в систему управления;

приема из системы управления команд управления БДУС-3ГМ, формирования управляющих сигналов и передачи их в волоконно-оптический гироскоп для отработки.

Согласующее устройство.

СУ имеет три пары дискретных входов «nj+» и «nj-», (где j = x, y, z – индексные обозначения трех ВОГ) для приема входных сигналов и три пары дискретных выходов «Nj+» и «Nj-», (где j = x, y, z) каждый из которых соответствует своему входу СУ («nj+» или «nj-»), образуя шесть независимых каналов передачи дискретной информации.

Источником входных сигналов СУ является модуль вторичной обработки волоконно-оптического гироскопа, передающий на входы СУ по одной из линий (на входы «nj+» или «nj-») в каждой паре три независимые последовательности импульсов унитарных кодов.

Модуль вторичной обработки.

МВО предназначен для:

– приема цифровых сигналов с модуля оптико-электронного (МОЭ);

– передачи в МОЭ цифровых сигналов (управление работой аналоговых ключей и АЦП);

– обработка цифровых сигналов, поступающих с МОЭ по алгоритму работы ВОГ с замкнутой петлей обратной связи;

– формирования сигналов на интегрально-оптические схемы ВОГ;

– выдачи в модуль сопряжения последовательного цифрового кода;

– выдачи в модуль сопряжения цифровых сигналов управление работой ЦАП;

– выдачи в модуль сопряжения информация в виде последовательности унитарных импульсов;

– приема цифровых сигналов с модуля сопряжения.

Модуль оптико электронный.

МОЭ состоит из следующих устройств – узла первичной обработки информации ВОГ, узла управления суперлюминесцентным лазерным диодом (СЛД) и вторичные источники питания №3 (ВИП).

Узел управления СЛД предназначен для формирования широкополосного оптического излучения.

Узел первичной обработки информации ВОГ предназначен для:

– преобразования оптического сигнала в аналоговый электрический сигнал;

– усиления аналогового сигнала и преобразования его в цифровой сигнал.

ВИП №3предназначен для преобразования первичного напряжения постоянного тока во вторичные напряжения постоянного тока более низкого уровня для питания узлов первичной обработки и узла управления СЛД.

Токи потребления узла первичной обработки и узла управления СЛД по цепи +5 В – не более 0,15 А, по цепи –5 В – не более 0,1 А;

Ток потребления узла управления СЛД по цепи +3,3 В – не более 1,1 А;

Корпус прибора изготовлен из алюминиевого сплава Д16. На боковых поверхностях распложены разъемы применяемые в герметизированных приборах (РСГС19, РСГС32), клапан, канавки для резинок обеспечивающих герметизацию прибора в местах установки разъемов и кожуха. Корпус пирбора представлен на рис.7

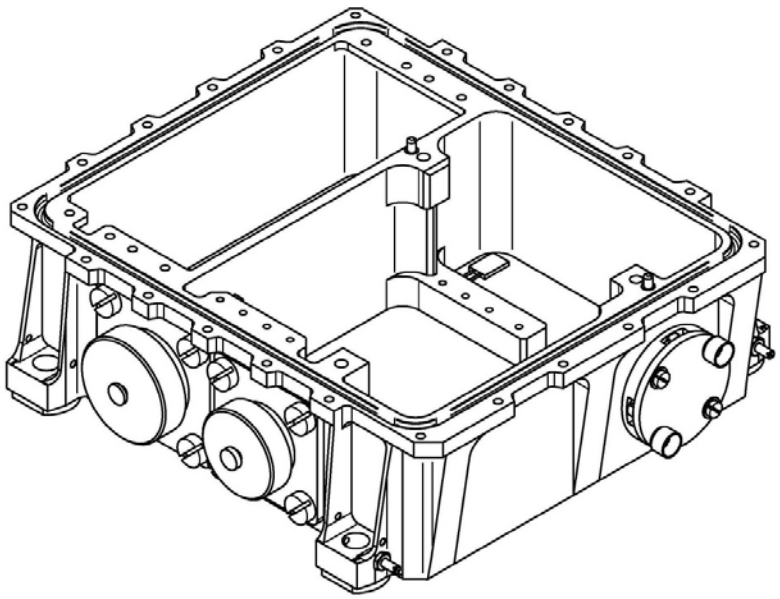


Рис. 7 - Корпус БДУС-3ГМ

Основные характеристики:
- Масса =400г
- Нижняя частота собственных колебаний ≥ 2680Hz

Общий вид прибора показан на рис.8

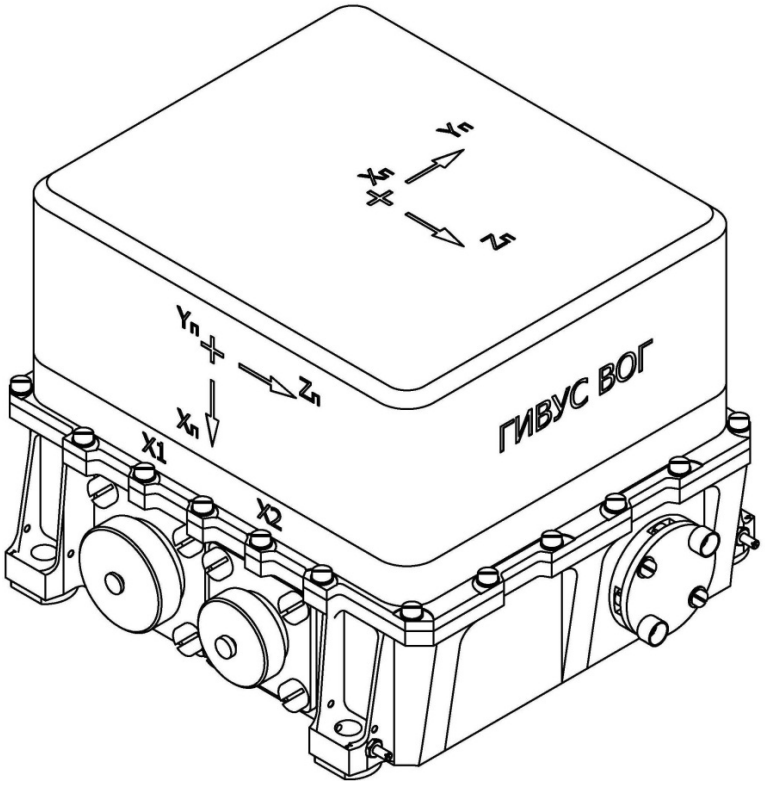


Рис. 8 – Общий вид прибора

Основные характеристики:

- Масса =2,3г
- Нижняя частота собственных колебаний ≥ 1000Hz
- Габариты 134x128x100

Для наглядного сравнения КИНД34-062 и БДУС-3ГМ сведем все данные в таблицу.

Таблица №1

Расчет	КИНД34-062	БДУС-3ГМ
Собств. частота корпуса	≥1232Hz	≥2680Hz
Собств. частота основ. БЧЭ	≥1485Hz	≥3000Hz
Собств. частота БЧЭ	≥576 Hz	≥1500Hz
Собств. частота прибора	≥300 Hz	≥1000Hz
Масса	1,7+0,1кг	2,3кг
Габариты (ДхШхВ)	136x110x95,2мм	134x128x100мм

В результате проведенной работы была получена конструкция

- герметизированного малогабаритного БДУС-3ГМ.
- более технологичное основание БЧЭ с собственной частотой выше, чем у БЧЭ КИНД34-062
- собственная частота всей конструкции ≥1000Hz
- герметизированный объем, в котором создаются “комфортные” условия для работы блока электроники и блока чувствительных элементов.
- токсикологическая безопасность при применении в ГЗОО с космонавтами.

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ КОНСТРУКТИВНЫХ РЕАЛИЗАЦИЙ КРЕМНИЕВОГО ПОДВЕСА ДЛЯ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ВИБРАЦИОННОГО ГИРОСКОПА С РАЗНЕСЕННЫМИ ЧАСТОТАМИ ВОЗБУЖДЕНИЯ И СЪЕМА ИНФОРМАЦИИ

М.С. Андреева
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Рассмотрены варианты конструктивных реализаций кремниевого подвеса для микромеханического вибрационного гироскопа (МВГ) с разнесенными частотами возбуждения и съёма информации. Частотное разнесение первичных и вторичных колебаний кремниевого подвеса МВГ позволяет разделять полезную и квадратурную составляющие выходного сигнала по частоте, что способствует повышению точности прибора.

Вибрационные гироскопы на базе микромеханических чувствительных элементов (ЧЭ) в настоящее время получили широкое распространение. Причина востребованности таких гироскопов на рынке объясняется рядом их технических преимуществ перед традиционными роторными гироскопами:

1) *низкая стоимость;*
2) *малые габариты;*
3) *малая потребляемая мощность;*
4) *высокая надёжность;*
5) *высокая устойчивость к внешним возмущающим воздействиям;*
6) *серийное производство на основе микротехнологий.*

С появлением *микромеханических вибрационных гироскопов* (МВГ) область применения гироскопической техники значительно расширилась. Кроме традиционного использования (авиация, морской флот, космические аппараты), они нашли применение в автомобилях, управляемых снарядах, медицине и даже в игрушках.

В соответствии с последними тенденциями развития МВГ приоритетом стало получение прецизионного гироскопа для применения в точных инерциальных приборах. Одной из доминирующих причин, тормозящих создание прецизионного МВГ, является наличие квадратурной ошибки.

В работе рассмотрены варианты конструкции кремниевого ЧЭ для МВГ с разнесёнными частотами возбуждения и съёма информации, различающиеся как кинематикой рабочих движений, так и технологией производства. Частотное разнесение первичных и вторичных колебаний кремниевого подвеса микромеханического вибрационного гироскопа позволяет разделять полезную и квадратурную составляющие выходного сигнала по частоте, что способствует повышению точности прибора. Именно частотное разделение полезной и квадратурной составляющих выходного сигнала, реализованное в представленных вариантах конструкций, и является их преимуществом перед существующими схемами. Описан принцип действия прибора и выведены уравнения движения его подвижной части. Представлены результаты конечно-элементного анализа вариантов конструкций.

Принцип действия

Примерный вид конструкции *МВГ с разнесёнными частотами возбуждения и съёма информации* представлен на *рис.1*.

По *рис. 1* видно, что данный гироскоп состоит из *подвижной и неподвижной частей*, соединённых *торсионами*.

Система координат *OXYZ* образована следующим образом: *O – центр масс подвеса, ось Y – направлена вдоль оси торсионов, ось Z – перпендикулярна плоскости подвеса, ось X – дополняет систему до правой.*

Для описания принципа работы гироскопа воспользуемся *рис. 2*.

Предположим, что возбуждение происходит вокруг оси *X*. На *рис. 2* показана угловая скорость поворота подвижной части гироскопа. Движение, вызванное возбуждением $\omega_{возб}$, является относительным движением.

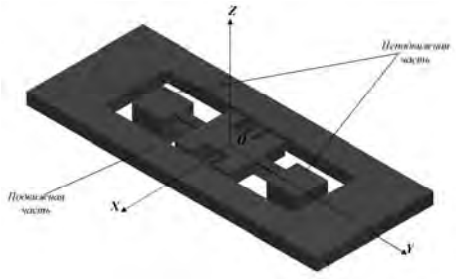


Рис.1. Примерный вид конструкции МВГ

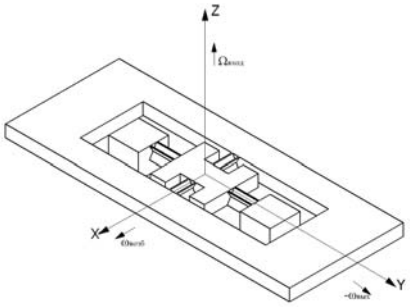


Рис.2. К принципу работы

Переносным же движением в данном случае является движение основания, обозначенное как $\Omega_{вход}$.

Соответственно, *выходные колебания* будут направлены вокруг оси *Y*.

Стоит отметить, что в данном случае все торсионы работают на кручение.

Рассмотрим случай, когда входная угловая скорость совпадает с осью наружных торсионов Y (см. *рис. 3*).

Очевидно, в возникновении *ускорения Кориолиса* «виновна» та составляющая суммарной скорости $\vec{V}_{\Sigma}$, которая перпендикулярна входной угловой скорости $\vec{\Omega}_{вход}$, т.е. $\vec{V}_{\parallel}$.

Известно, что
$$\begin{cases} \alpha = \int \dot{\alpha}\, dt = \int \frac{M_0}{I_\alpha} \cdot \sin(\omega \cdot t)\, dt = -\frac{M_0}{I_\alpha} \cdot \frac{1}{\omega} \cdot \cos(\omega \cdot t) = -\alpha_0 \cdot \cos(\omega \cdot t); \\ V_{\Sigma} = r \cdot \dot{\alpha} = \frac{M_0}{I_\alpha} \cdot r \cdot \sin(\omega \cdot t) = V_0 \cdot \sin(\omega \cdot t). \end{cases}$$

Значит, $V_{\parallel} = V_{\Sigma} \cdot \cos\alpha$. При $\alpha \to 0$ получим: $V_{\parallel} \approx V_{\Sigma}$.

Значит, $a_K = 2 \cdot \Omega_{вх} \cdot V_0 \cdot \sin(\omega \cdot t) = a_0 \cdot \sin(\omega \cdot t)$.

Видно, что в данном случае *ускорение Кориолиса* пропорционально частоте возбуждения.

Ускорение Кориолиса $\vec{a}_K$ образует *пару сил*, которые создают *момент* $\vec{M}_{a_K}$, направленный перпендикулярно плоскости подвижной рамки, т.е. по оси Z_1 (см. *рис. 4*).

Момент от Кориолисовых сил равен: $M_{a_K} = m \cdot a_K \cdot l$, где:

m – *масса подвижной части*;

l – *плечо пары сил (длина рамки)*.

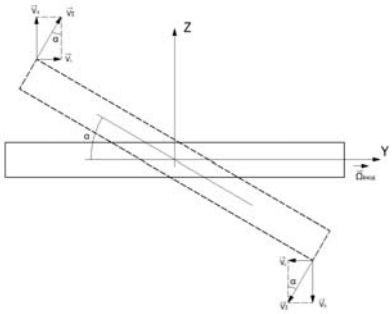


Рис. 3. Возникновение ускорения Кориолиса

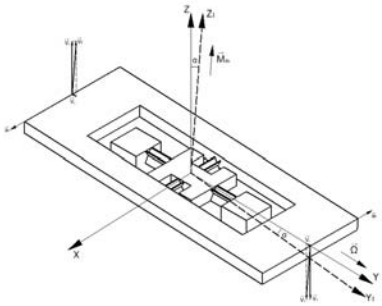


Рис.4. Возникновение ускорения Кориолиса

Значит, $M_{a_K} = m \cdot a_0 \cdot \sin(\omega \cdot t) \cdot l = M_0^{a_K} \cdot \sin(\omega \cdot t)$.

Тогда, в проекции на ось наружных торсионов Y: $M_{a_K}^Y = M_0^{a_K} \cdot \sin(\omega \cdot t) \cdot \sin\alpha \approx M_0^{a_K} \cdot \sin(\omega \cdot t) \cdot \alpha = -M_0^{a_K} \cdot \sin(\omega \cdot t) \cdot \alpha_0 \cdot \cos(\omega \cdot t)$.

Иначе, $M_{a_K}^Y = -\frac{1}{2} \cdot M_0^{a_K} \cdot \sin(2 \cdot \omega \cdot t) = m_0^{a_K} \cdot \sin(2 \cdot \omega \cdot t)$.

Получается, что момент от действия *ускорения Кориолиса – гироскопический момент* – пропорционален *удвоенной частоте возбуждения*: $\boxed{M_{a_K}^Y = m_0^{a_K} \cdot \sin(2 \cdot \omega \cdot t)}$.

Именно гироскопический момент вызовет *реакцию* прибора на внешнюю угловую скорость – *колебания* вдоль оси наружных торсионов Y.

Таким образом, колебания вокруг оси Y имеют следующие параметры: $\begin{cases} \ddot{\beta} = \frac{M_{a_K}^Y}{I_\beta} = \frac{m_0^{a_K}}{I_\beta} \cdot \sin(2 \cdot \omega \cdot t); \\ \beta = \frac{m_0^{a_K}}{I_\beta} \cdot \left[-\frac{1}{2 \cdot \omega} \cdot \cos(2 \cdot \omega \cdot t) \right] = -\frac{1}{2} \cdot \frac{m_0^{a_K}}{I_\beta \cdot \omega} \cdot \cos(2 \cdot \omega \cdot t). \end{cases}$

Иначе, $\boxed{\begin{cases} \ddot{\beta} = \ddot{\beta}_0 \cdot \sin(2 \cdot \omega \cdot t); \\ \beta = \beta_0 \cdot \cos(2 \cdot \omega \cdot t). \end{cases}}$

Следовательно, именно при совпадении оси чувствительности прибора с его выходной осью возникают вторичные колебания на частоте, вдвое большей частоты возбуждения.

Уравнения движения

Для вывода уравнений движения подвижных элементов подвеса гироскопа необходимо осуществить некоторую последовательность поворота, физически показывающую его степени свободы (см. *рис. 5*).

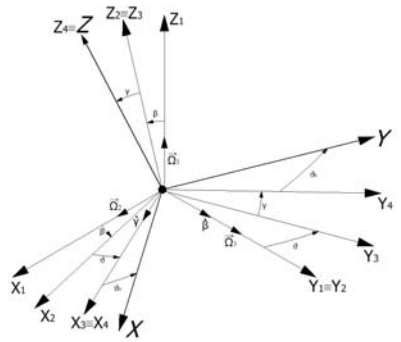


Рис. 5 - Последовательность поворотов

В данном случае осуществим последовательно 4 поворота:

1) *вокруг оси* Y_1 *на угол* $\beta(t)$, *т.е. кручение вокруг наружных торсионов;*
2) *вокруг оси* Z_2 *на угол* $\upsilon = const$, *который характеризует неперпендикулярность осей подвеса;*
3) *вокруг оси* X_3 *на угол* $\gamma(t)$, *т.е. кручение вокруг внутренних торсионов;*
4) *вокруг оси* Z_4 *на угол* $\upsilon_0 = const$, *который характеризует несовпадение главной оси инерции* X_4 *с осью внутренних торсионов* X_3.

Получившаяся в итоге всех поворотов система координат XYZ состоит из *главных осей инерции* подвеса.

Составим матрицу направляющих косинусов, определяющую переход от первоначальной системы координат $X_1Y_1Z_1$ к конечной XYZ.

Значит, $M^{XYZ}_{X_1Y_1Z_1} = A^{X_2Y_2Z_2}_{X_1Y_1Z_1} \cdot B^{X_3Y_3Z_3}_{X_2Y_2Z_2} \cdot C^{X_4Y_4Z_4}_{X_3Y_3Z_3} \cdot D^{XYZ}_{X_4Y_4Z_4}$, где нижний индекс означает систему координат до поворота, а верхний – после.

Тогда, согласно *последовательности поворотов*, изображенных на *рис. 5*, получим:

$$A^{X_2Y_2Z_2}_{X_1Y_1Z_1} = \begin{pmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{pmatrix}; B^{X_3Y_3Z_3}_{X_2Y_2Z_2} = \begin{pmatrix} \cos\vartheta & \sin\vartheta & 0 \\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$C^{X_4Y_4Z_4}_{X_3Y_3Z_3} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{pmatrix}; D^{XYZ}_{X_4Y_4Z_4} = \begin{pmatrix} \cos\vartheta_0 & \sin\vartheta_0 & 0 \\ -\sin\vartheta_0 & \cos\vartheta_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Откуда, $M^{XYZ}_{X_1Y_1Z_1} = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix}$, где:

$$\begin{cases} m_{11} = \cos\vartheta \cdot \cos\beta \cdot \cos\upsilon_0 - \sin\vartheta_0 \cdot (\sin\beta \cdot \sin\gamma + \sin\vartheta \cdot \cos\beta \cdot \cos\gamma); \\ m_{12} = \cos\vartheta_0 \cdot (\sin\beta \cdot \sin\gamma + \sin\vartheta \cdot \cos\beta \cdot \cos\gamma) + \cos\upsilon \cdot \cos\beta \cdot \sin\vartheta_0; \\ m_{13} = \sin\vartheta \cdot \cos\beta \cdot \sin\gamma - \cos\gamma \cdot \sin\beta; \\ m_{21} = -\sin\vartheta \cdot \cos\vartheta_0 - \cos\vartheta \cdot \cos\gamma \cdot \sin\vartheta_0; \\ m_{22} = \cos\vartheta \cdot \cos\gamma \cdot \cos\vartheta_0 - \sin\vartheta \cdot \sin\vartheta_0; \\ m_{23} = \cos\vartheta \cdot \sin\gamma; \\ m_{31} = \sin\vartheta_0 \cdot (\cos\beta \cdot \sin\gamma - \sin\vartheta \cdot \cos\gamma \cdot \sin\beta) + \cos\vartheta \cdot \sin\beta \cdot \cos\vartheta_0; \\ m_{32} = \cos\vartheta \cdot \sin\beta \cdot \sin\vartheta_0 - \cos\vartheta_0 \cdot (\cos\beta \cdot \sin\gamma - \sin\vartheta \cdot \cos\gamma \cdot \sin\beta); \\ m_{33} = \cos\beta \cdot \cos\gamma + \sin\vartheta \cdot \sin\beta \cdot \sin\gamma. \end{cases}$$

Определитель данной матрицы равен *единице* $\left(\left|M_{X_1Y_1Z_1}^{XYZ}\right|=1\right)$, поскольку модуль вектора *при перепроектировании* его из одной системы координат в другую не должен изменяться.

Вектор абсолютной угловой скорости $\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{абс}$ в проекциях на оси $X_1Y_1Z_1$ состоит из двух составляющих: *вектора переносной угловой скорости* $\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{пер}$ и *вектора относительной угловой скорости* $\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{отн}$, т.е. $\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{абс}=\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{пер}+\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{отн}$.

Здесь, $\begin{cases}\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{пер}=\begin{pmatrix}\Omega_{X_1}\\ \Omega_{Y_1}\\ \Omega_{Z_1}\end{pmatrix};\\ \Omega_{X_1Y_1Z_1}^{отн}=\begin{pmatrix}\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\cos\beta\\ \dot{\beta}+\dot{\gamma}\cdot\sin\vartheta\\ -\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\sin\beta\end{pmatrix};\end{cases}\Rightarrow\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{абс}=\begin{pmatrix}\Omega_{X_1}+\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\cos\beta\\ \Omega_{Y_1}+\dot{\beta}+\dot{\gamma}\cdot\sin\vartheta\\ \Omega_{Z_1}-\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\sin\beta\end{pmatrix}.$

Следовательно, проекции абсолютных угловых скоростей на главные оси инерции имеют следующий вид: $\Omega_{XYZ}^{абс}=M_{X_1Y_1Z_1}^{XYZ}\cdot\Omega_{X_1Y_1Z_1}^{абс}=\begin{pmatrix}\omega_X\\ \omega_Y\\ \omega_Z\end{pmatrix}$, где:

$$\begin{cases}\omega_X=m_{11}\cdot\left(\Omega_{X_1}+\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\cos\beta\right)+m_{12}\cdot\left(\Omega_{Y_1}+\dot{\beta}+\dot{\gamma}\cdot\sin\vartheta\right)+m_{13}\cdot\left(\Omega_{Z_1}-\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\sin\beta\right);\\ \omega_Y=m_{21}\cdot\left(\Omega_{X_1}+\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\cos\beta\right)+m_{22}\cdot\left(\Omega_{Y_1}+\dot{\beta}+\dot{\gamma}\cdot\sin\vartheta\right)+m_{23}\cdot\left(\Omega_{Z_1}-\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\sin\beta\right);\\ \omega_Z=m_{31}\cdot\left(\Omega_{X_1}+\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\cos\beta\right)+m_{32}\cdot\left(\Omega_{Y_1}+\dot{\beta}+\dot{\gamma}\cdot\sin\vartheta\right)+m_{33}\cdot\left(\Omega_{Z_1}-\dot{\gamma}\cdot\cos\vartheta\cdot\sin\beta\right).\end{cases}$$

Поскольку оперировать такими большими выражениями неудобно, сделаем допущение: пусть углы $\beta,\gamma,\vartheta,\vartheta_0\to 0$, т.е. достаточно малы, чтобы $\begin{cases}\cos(\beta,\gamma,\vartheta,\vartheta_0)\to 1;\\ \sin(\beta,\gamma,\vartheta,\vartheta_0)\to\beta,\gamma,\vartheta,\vartheta_0.\end{cases}$

Раскроем скобки в полученном выражении, сохраняя γ^2, но пренебрегая произведениями $\gamma\cdot\beta,\gamma\cdot\vartheta,\gamma\cdot\vartheta_0$:

$$\begin{cases}\omega_X=\Omega_{X_1}+\dot{\gamma}+(\vartheta+\vartheta_0)\cdot\left(\Omega_{Y_1}+\dot{\beta}\right)-\beta\cdot\Omega_{Z_1};\\ \omega_Y=-(\vartheta+\vartheta_0)\cdot\Omega_{X_1}-\vartheta_0\cdot\dot{\gamma}+\gamma\cdot\Omega_{Z_1}+\left(1-\frac{\gamma^2}{2}\right)\cdot\left(\Omega_{Y_1}+\dot{\beta}\right);\\ \omega_Z=\beta\cdot\Omega_{X_1}-\gamma\cdot\left(\Omega_{Y_1}+\dot{\beta}\right)+\left(1-\frac{\gamma^2}{2}\right)\cdot\Omega_{Z_1}.\end{cases}$$

Инерционные моменты подвеса определим с помощью *динамических уравнений Эйлера*, которые имеют следующий вид: $\begin{cases}I_X\cdot\dot{\omega}_X+(I_Z-I_Y)\cdot\omega_Y\cdot\omega_Z=M_X;\\ I_Y\cdot\dot{\omega}_Y+(I_X-I_Z)\cdot\omega_X\cdot\omega_Z=M_Y;\\ I_Z\cdot\dot{\omega}_Z+(I_Y-I_X)\cdot\omega_Y\cdot\omega_X=M_Z.\end{cases}$

Интерес представляют только уравнения по осям X,Y, так как по ним подвес обладает степенями свободы.

Подставляя в полученные выше уравнения значения *угловых скоростей* $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$, а также добавляя *жесткостные члены* $C_\beta \cdot \beta, C_\gamma \cdot \gamma$, демпфирование $D_\beta \cdot \dot{\beta}, D_\gamma \cdot \dot{\gamma}$, получим *уравнения движения подвеса микромеханического вибрационного гироскопа с разнесёнными частотами возбуждения и съёма информации*:

$$\boxed{\begin{cases} I_\beta \cdot \ddot{\beta} + \gamma^2 \cdot \left(I_\alpha - \frac{1}{2} \cdot I_\beta\right) \cdot \ddot{\beta} + D_\beta \cdot \dot{\beta} + C_\beta \cdot \beta + 2 \cdot \Omega_2 \cdot \left(I_\alpha - I_\beta\right) \cdot \gamma \cdot \dot{\gamma} - \\ -\Omega_1 \cdot \dot{\beta} \cdot I_\beta \cdot \left(\vartheta - \vartheta_0\right) + \left(\Omega_1^2 - \Omega_3^2\right) \cdot \beta \cdot \left(I_\alpha - I_\gamma\right) + \Omega_1 \cdot \Omega_3 \cdot \gamma^2 \cdot \left(I_\beta - I_\alpha\right) - \\ -\Omega_1 \cdot \left(I_\beta + I_\gamma - I_\alpha\right) \cdot \dot{\gamma} - \left[I_\gamma \cdot \vartheta + \left(I_\gamma - I_\beta\right) \cdot \vartheta_0\right] \cdot \ddot{\gamma} + \Omega_1 \cdot \dot{\gamma} \cdot \gamma^2 \cdot \left(1{,}5 \cdot I_\beta - 2 \cdot I_\alpha\right) - \\ -\Omega_3 \cdot \dot{\beta} \cdot \gamma \cdot I_\alpha + \Omega_3 \cdot \beta \cdot \dot{\gamma} \cdot \left(I_\gamma - I_\alpha\right) + \Omega_2 \cdot \Omega_3 \cdot \gamma \cdot \left(I_\alpha + I_\beta\right) = M_\beta^{упр}; \\ \\ I_\gamma \cdot \ddot{\gamma} + D_\gamma \cdot \dot{\gamma} + C_\gamma \cdot \gamma + \Omega_1 \cdot \dot{\gamma} \cdot \vartheta_0 \cdot I_\gamma + 2 \cdot \Omega_2 \cdot \dot{\beta} \cdot \gamma \cdot \left(I_\beta - I_\alpha\right) + \\ +\left(\Omega_2^2 - \Omega_1^2\right) \cdot \gamma \cdot \left(I_\beta - I_\alpha\right) + \dot{\beta}^2 \cdot \gamma \cdot \left(I_\beta - I_\alpha\right) + \Omega_1 \cdot \dot{\beta} \cdot \left(I_\beta + I_\gamma - I_\alpha\right) - \\ -2 \cdot \Omega_1 \cdot \dot{\beta} \cdot \gamma^2 \cdot \left(I_\beta - I_\alpha\right) - \Omega_1 \cdot \Omega_2 \cdot \gamma^2 \cdot \left(I_\beta - I_\alpha\right) + \Omega_2 \cdot \Omega_3 \cdot \beta \cdot \left(I_\alpha - I_\beta\right) - \\ -\left[I_\gamma \cdot \vartheta + \left(I_\gamma - I_\beta\right) \cdot \vartheta_0\right] \cdot \ddot{\beta} = M_\gamma^{упр}. \end{cases}}$$

В данной записи для удобства анализа в уравнении для оси β вначале выписаны члены с *удвоенной* частотой (первые две строки), а затем – с одинарной. В уравнении же для оси γ, наоборот, сначала идут члены на частоте возбуждения (*одинарной*) (первые две строки), потом – на *удвоенной*. Эти уравнения показывают необходимость создания конструкции ЧЭ резонансного МВГ с собственными частотами, отличающимися друг от друга вдвое, для реализации принципа частотного разделения.

Конструкция МВГ и варианты его кремниевого подвеса

Конструкция МВГ представляет собой сборку (*см. рис. 6*), в состав которой входят следующие элементы:

1) *корпус;*
2) *стеклянная (электрическая) плата;*
3) *кремниевый ЧЭ;*
4) *крышка.*

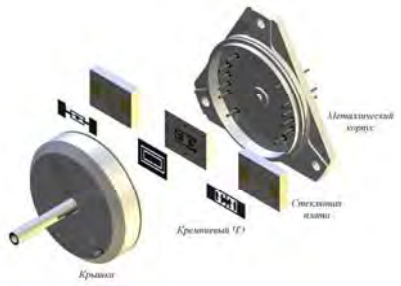


Рис. 6 Составные элементы конструкции МВГ-2 с вариантами кремниевого ЧЭ

Металлический корпус обеспечивает степень вакуума до 10^{-7} *мм.рт.ст.* и предусматривает установку геттера, позволяющего сохранять заданную степень в течение длительного времени.

На стеклянной плате, варианты которой представлены на рис. 7, расположены ответные электроды для управления движением кремниевого ЧЭ МВГ и для снятия информации об этом движении. Различие в рисунках напыленных емкостных датчиков на ее поверхности, материалом которых является алюминий, обусловливается типом кремниевого ЧЭ МВГ. К алюминиевым площадкам подпаиваются золотые канительки, обеспечивающие электрический контакт стекла с корпусом гироскопа.

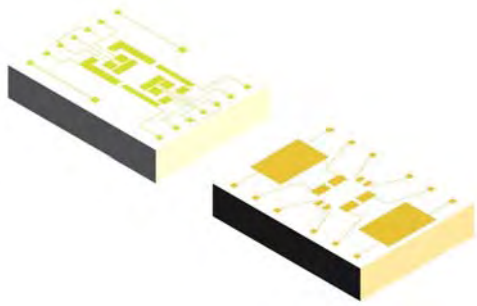


Рис. 7. Стеклянные платы

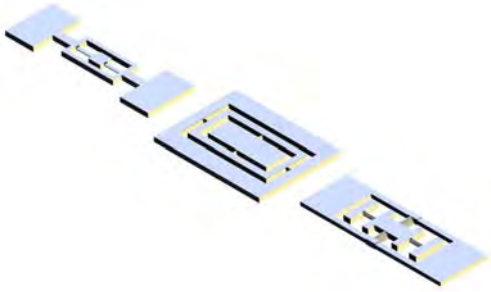


Рис. 8. Кремниевые подвесы МВГ

Одним из основных элементов конструкции микромеханического вибрационного гироскопа с разнесенными частотами возбуждения и съема информации является его кремниевый чувствительный элемент, варианты которого показаны на *рис. 8.*

Рассмотрим каждый подвес более подробно.

<u>Вариант 1</u>

На *рис. 9* представлен кремниевый ЧЭ МВГ, выполненный по классической схеме.

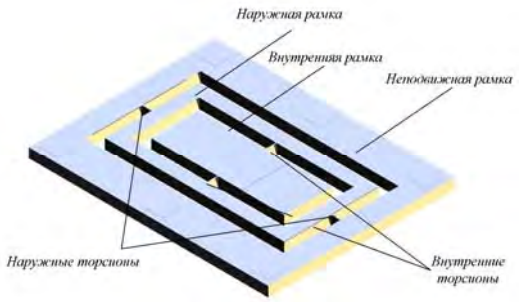


Рис. 9. Кремниевый ЧЭ МВГ (классическая схема)

Отметим особенности данного кремниевого подвеса, который является чувствительным элементом проектируемого прибора:

1) *подвес выполнен по классической схеме (схема карданова подвеса)*, что позволяет использовать унифицированную стеклянную плату прибора более ранней разработки;
2) *рельеф внутренней рамки* обеспечивает увеличенный емкостной зазор с целью повышения амплитуды возбуждения колебаний (см. рис. 10)*;*
3) *различные геометрические параметры наружных и внутренних торсионов* связаны, во-первых, с необходимостью разнесения собственных крутильных частот подвеса по этим осям, и, во-вторых, с технологическими возможностями российских производителей (см. рис. 11).

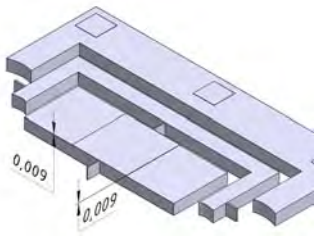


Рис. 10. Рельеф внутренней рамки

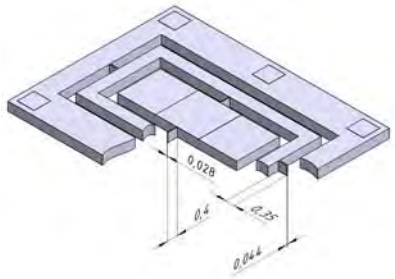


Рис. 11. Геометрические параметры упругих торсионов

Кремниевый подвес производится хорошо известными и проработанными методами *объёмного травления* (*плазмохимическое* травление). Данная технология выбрана по причине необходимости получения чётких границ перехода торсионов в рамки (без подтравов), которых невозможно добиться, например, *жидкостным* травлением в растворе *КОН*.

<u>Вариант 2</u>

На рис. 12 представлен кремниевый ЧЭ МВГ, выполненный по схеме внутреннего карданова подвеса.

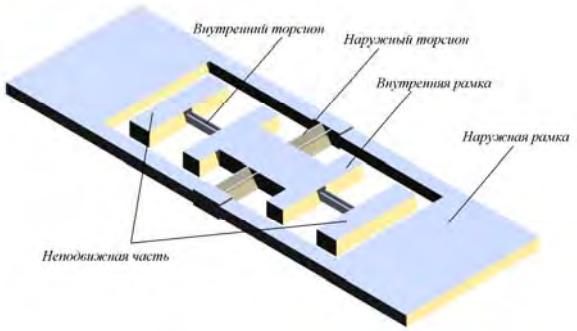


Рис. 12. Кремниевый ЧЭ МВГ (внутренний подвес)

Отметим особенности данного кремниевого подвеса, который является чувствительным элементом проектируемого прибора:

1) *Подвес выполнен по обращённой схеме (схема внутреннего подвеса)*, что позволяет максимально использовать его геометрию при возбуждении;
2) *Крестообразные торсионы* обеспечивают требуемую крутильную жёсткость при значительно большей линейной, что значительно увеличивает собственные линейные частоты подвеса (см. *рис. 13*);
3) *Различные геометрические параметры наружных и внутренних торсионов* связаны, во-первых, с необходимостью разнесения собственных крутильных частот подвеса по этим осям, и, во-вторых, с технологическими возможностями российских производителей (см. *рис. 14*).

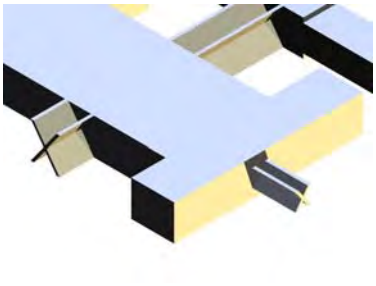


Рис. 13. Крестообразные торсионы кремниевого подвеса

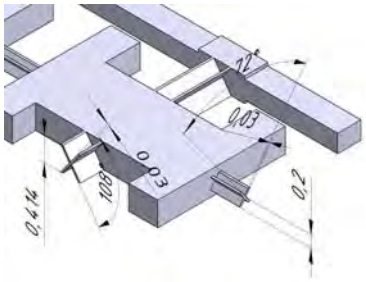


Рис. 14. Геометрические параметры крестообразных торсионов

Кремниевый подвес производится хорошо известными и проработанными методами *объемного травления* (жидкого травления раствором *KOH*). Данная технология выбрана по причине необходимости получения крестообразных торсионов, которые невозможно получить, например, *плазмохимическим* травлением.

<u>Вариант 3</u>

На рис. 15, 16 представлен кремниевый ЧЭ МВГ, выполненный по схеме с одной парой упругих перемычек и его расчетная схема.

Главной особенностью данного подвеса является возможность такого подбора параметров упругих перемычек, при котором погрешности производства не будут оказывать воздействия на отношения собственных частот. Инвариантность отношения частот к погрешностям производства обеспечивается следующим соотношением геометрических параметров: $\frac{G}{E}-4\cdot\frac{I_\beta}{I_\gamma}\cdot\left[3\cdot\left(\frac{a}{L}\right)^2+3\cdot\left(\frac{a}{L}\right)+1\right]=0$, где: G – модуль сдвига (модуль упругости второго рода); E – модуль Юнга (модуль упругости первого рода); I_β, I_γ – моменты инерции кремниевого подвеса; a, L – геометрические параметры.

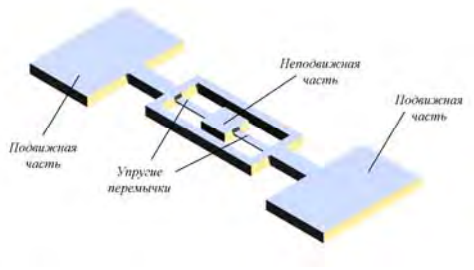


Рис. 15 - Кремниевый ЧЭ МВГ (с одной парой упругих перемычек)

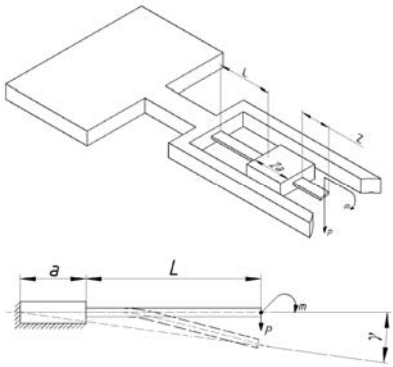


Рис. 16 - Расчётная схема

Вариант 4

Погрешность совмещения фотошаблонов при двусторонней литографии приводит к изменению геометрии упругих торсионов кремниевого подвеса. Их сечение вместо прямоугольного становится ступенчатым (см. рис. 17). При этом наблюдается эффект возникновения тангенциального перемещения при осевом нагружении. График отношения амплитуд тангенциального перемещения к осевому в зависимости от ширины ступеньки *D* представлен на рис. 18. Это отношение может достигать 50…60. Поэтому данный эффект возможно использовать для создания первичных колебаний кремниевого подвеса в плоскости емкостных датчиков без использования гребенчатого привода.

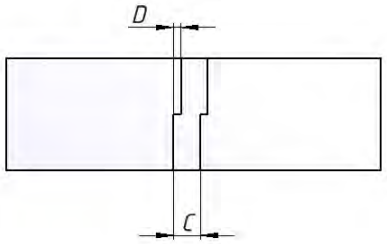


Рис. 17 - Ступенчатый упругий торсион

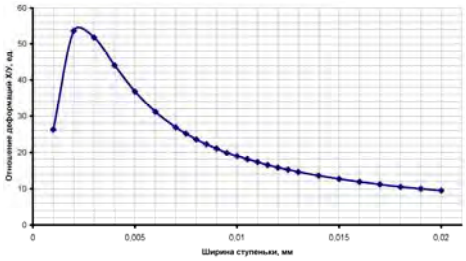


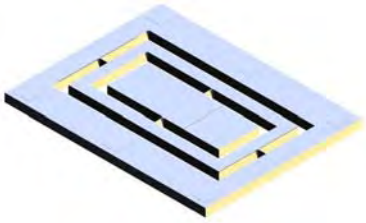
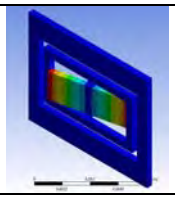
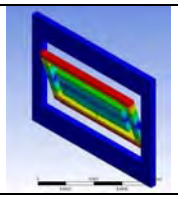
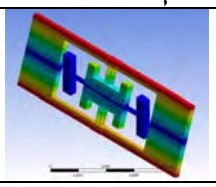
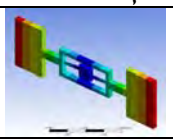
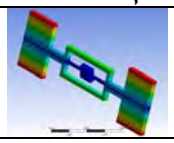
Рис. 18 - График

Расчет собственных частот подвесов

Результаты расчета методом конечных элементов собственных частот представленных вариантов конструкции кремневых ЧЭ МВГ представлены в таблице 1 (вариант 4 не рассматривался). Их значения покрывают значительный диапазон частот, позволяющих расширить диапазон применения таких датчиков.

Таблица 1

Собственные частоты кремниевых ЧЭ МВГ

		
	1600 Гц	***3200 Гц***
		
	400 Гц	***800 Гц***
		
	700 Гц	***1400 Гц***

Влияние вибрационных воздействий

Влияние вибрационных воздействий будем оценивать на примере конструкции ЧЭ МВГ с внутренним подвесом (вариант 2).

Рассмотрим следующие уровни вибраций:

1) *синусоидальная вибрация* $15g$ *в диапазоне* $10...100 Гц$ *;*
2) *случайная вибрация* $0,5\frac{g^2}{Гц}$ *в диапазоне* $100...400 Гц$;
3) *удар* $900g$, $t = 0,5 мс$.

Как было получено ранее собственные частоты кремниевого подвеса МВГ равны:

1) $400 Гц$ *– по оси возбуждения;*
2) $800 Гц$ *– по оси съёма информации;*
3) $3350 Гц$ *– вокруг входной оси;*
4) $5240 Гц$ *– вдоль входной оси.*

Следовательно, линейные собственные частоты находятся «далеко» от частот, на которых действуют вибрации.

Построим *амплитудно-частотную характеристику* (АЧХ) механической части *микромеханического вибрационного гироскопа с разнесенными частотами возбуждения и съёма информации*.

Разбиение кремниевого подвеса на конечные элементы была выполнена 20-узловым элементом типа «*solid*». Кроме того, дополнительный упор

был сделан на *упругие торсионы* – на них была задана *регулярная* сетка с *меньшим размером* элементов. Итог разбиения подвеса представлен на рис. 19, а АЧХ – на рис. 20.

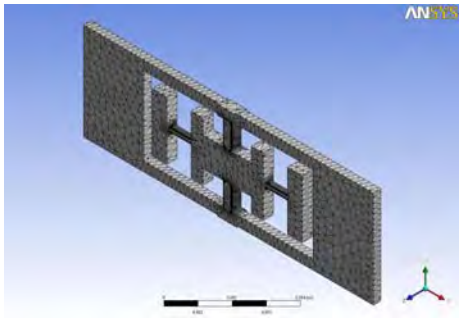


Рис. 19. Результат разбиения

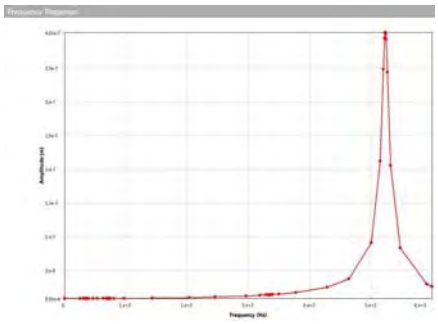


Рис. 20. АЧХ подвеса МВГ-2

Как видно по *рис. 20*, диапазон $10...250 Гц$ можно считать линейным. Кроме того, частоты в $400 Гц$ и $800 Гц$ соответствуют крутильным колебаниям, а не линейным. Первая линейная частота соответствует $5240 Гц$, что очень далеко. Тем самым действие вибраций сводится к *статической задаче*.

Синусоидальные вибрации

Получим *теоретическую формулу* для определения деформаций подвеса при действии указанных выше синусоидальных вибраций.

Известно, что *линейная собственная частота* определяется следующим соотношением: $f = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{k}{m}}$.

Здесь, f – *собственная частота подвеса,* $[Гц]$; k – *жесткость подвеса,* $\left[\frac{Н}{м}\right]$; m – *масса подвеса,* $[кг]$.

Произведем некоторые математические преобразования с этой формулой: $f = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{k}{m}} = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{1/\delta}{G/1 \cdot g}} = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{1 \cdot g}{G \cdot \delta}} \Rightarrow f = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{1 \cdot g}{\Delta}}$.

Здесь, δ – *линейная податливость,* $\left[\frac{м}{Н}\right]$; G – *вес подвеса,* $[Н]$;

g – *ускорение свободного падения,* $\left[\frac{м}{c^2}\right]$; Δ – *линейная деформация,* $[м]$.

Множитель 1 у g определяет уровень действующей перегрузки.

Следовательно, формула для линейной деформации при действии ускорения имеет следующий вид: $\boxed{\Delta = \frac{1 \cdot g}{4 \cdot \pi^2 \cdot f^2}}$.

По-другому выведенную формулу можно записать так: $\boxed{\Delta = \frac{1 \cdot g}{4 \cdot \pi^2 \cdot f^2} = \frac{n \cdot 10 \frac{м}{c^2}}{4 \cdot 3{,}14^2 \cdot (5240 Гц)^2} = 9{,}225 \cdot 10^{-9} \cdot n, [м]}$, где: n – *перегрузка,* $[б / р]$.

Результаты вычислений по полученной формуле представлены в *таблице 2*.

Таблица 2

Результаты вычислений «По формуле»

Перегрузка, [б / р]	*1*	*10*	*15*	*50*
Деформация, [б / р]	$1{,}0 \cdot 10^{-8}$	$1{,}0 \cdot 10^{-7}$	$1{,}5 \cdot 10^{-7}$	$5{,}0 \cdot 10^{-7}$

Произведем расчёт деформации с помощью *Ansys*. Это позволит наглядно проверить достоверность выведенной формулы.

Поскольку диапазон линейных частот 5000 … 6000 Гц, то расчет будем вести статичным образом, т.е., задав ускорение формулой $a_z = n \cdot g \cdot \sin\left(\frac{f_{рез}}{2 \cdot \pi} \cdot t\right)$, где:

a_z – *ускорение, действующее на подвес вдоль входной оси, [м / с^2];*

n – *перегрузка, действующая на подвес вдоль входной оси, [б / р];*

$f_{рез}$ – *значение линейной частоты вдоль входной оси, [$f_{рез}$ = 5240 Гц];*

t – *время, [с].*

Форма ускорения, приложенного к кремниевому подвесу микромеханического вибрационного гироскопа с разнесёнными частотами возбуждения и съёма информации, представлена на *рис. 21*.

Форма деформации при действии синусоидальной вибрации и её значение при $n = 1$ представлены на *рис. 22*.

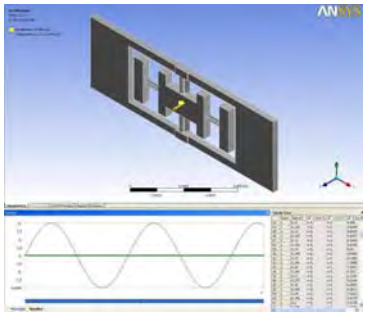


Рис. 21. Ускорение, действующее на подвес, в Ansys

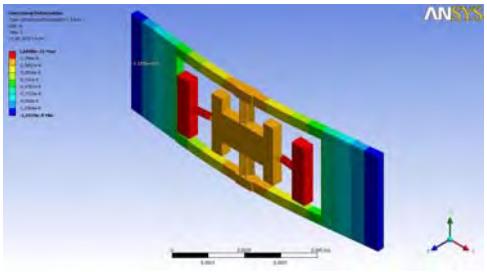


Рис. 22. Деформация подвеса при синусоидальной вибрации (0,011 мкм)

Численные значения деформаций, возникающих при действии ускорения представлены в *таблице 3*.

Таблица 3

Результаты вычислений «Ansys»

Перегрузка, [б / р]	*1*	*10*	*15*	*50*
Деформация, [б / р]	$1{,}1\cdot10^{-8}$	$1{,}1\cdot10^{-7}$	$1{,}7\cdot10^{-7}$	$5{,}7\cdot10^{-7}$

Сравнение результатов, полученных с использованием формулы $\Delta = \frac{1\cdot g}{4\cdot\pi^2\cdot f^2}$ и моделированием в *Ansys 11*, представлено в *таблице 4*.

Таблица 4

Сравнение результатов вычислений

Перегрузка, [б / р]		*1*	*10*	*15*	*50*
Деформация, [б / р]	***«По формуле»***	$1{,}0\cdot10^{-8}$	$1{,}0\cdot10^{-7}$	$1{,}5\cdot10^{-7}$	$5{,}0\cdot10^{-7}$
	«Ansys»	$1{,}1\cdot10^{-8}$	$1{,}1\cdot10^{-7}$	$1{,}7\cdot10^{-7}$	$5{,}7\cdot10^{-7}$

Как видно, различия *минимальны*. Значит, *формула верна*.

Случайные вибрации

Для анализа действия случайных вибраций необходимо определить *среднеквадратическое ускорение* σ, которое действует на кремниевый подвес.

Воспользуемся известной формулой: $\sigma = \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot f_{рез} \cdot Q \cdot s}$.

Здесь, σ – *среднеквадратическое значение ускорения, [м / с^2];*

$f_{рез}$ – *линейная частота вдоль входной оси, [$f_{рез}$ = 5240 Гц];*

Q – *коэффициент передачи, [Q = 1];*

s – *спектральная плотность вибрации, [s = 0,5g^2/Гц].*

Следовательно, $\boxed{\sigma = \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot 5240 Гц \cdot 1 \cdot 0,5 \frac{g^2}{Гц}} = 64g}$.

Поскольку нас интересует диапазон $\pm 3\sigma$, то он составляет $\pm 192g$.

Подставим это значение в полученную ранее формулу: $\Delta = 9,225 \cdot 10^{-9} \cdot n$.

Значит, $\Delta = 9,225 \cdot 10^{-9} \cdot 192 м = 1,7 \cdot 10^{-6} м$.

Решая задачу статичным методом в *Ansys*, т.е. используя ту же модель ускорения, что и в случае *синусоидальной вибрации*, получим следующую деформацию: $\Delta = 2,0 \cdot 10^{-6} м$.

Видно, что формула работает.

Однако, в данном случае не совсем корректно использовать такую же модель, поскольку случайная вибрация обладает иной природой.

В *Ansys* имеется специальный тип расчёта *«Random Vibration»*, которым и воспользуемся.

Модель ускорения, заданная таким образом, показана на *рис. 23*.

Форма деформации и её *численное значение* изображена на *рис. 24*.

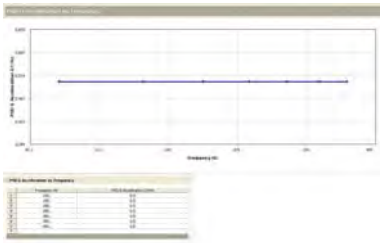


Рис. 23. Ускорение, действующее на подвес в Ansys 11

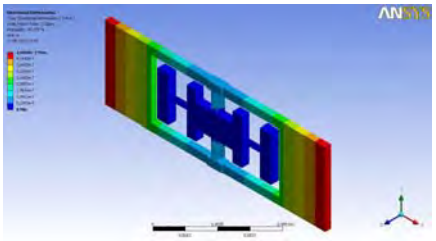


Рис. 24. Деформация подвеса при случайной вибрации

В данном случае, *деформация* составила $\Delta = 0,5 мкм$ для 3σ. Это значение существенно меньше, вычисленного по приближённой формуле, что является положительным результатом.

Ударное воздействие

Ударное воздействие характеризуется *амплитудой* импульса и его *длительностью*.

Рассмотрим следующие параметры ударного воздействия: $\begin{cases} a = 900g; \\ t = 0,5 мс. \end{cases}$

Импульс зададим с помощью одного *полупериода* синусоиды с частотой $f = \frac{1}{2 \cdot t} = \frac{1}{2 \cdot 0,5 \cdot 10^{-3} c} = 1000 Гц$ и амплитудой $a = 900g$. Форма импульса, созданного в *Ansys*, представлена на *рис.25*.

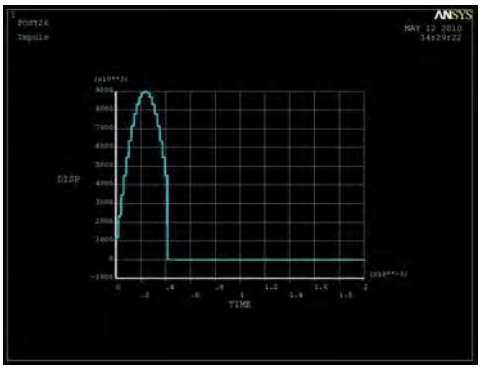


Рис. 25. Ударное воздействие на прибор

Рассмотрим реакцию подвеса *микромеханического вибрационного гироскопа с разнесёнными частотами возбуждения и съёма информации* на его собственных частотах: $400 Гц, 800 Гц, 5240 Гц$ (см. *рис. 26, 27, 28*).

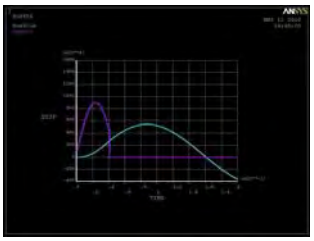


Рис. 26 - Реакция на удар (400 Гц)

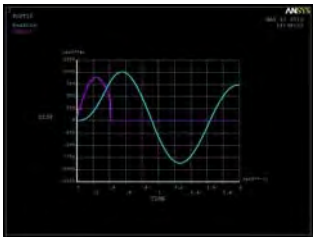


Рис. 27 - Реакция на удар (700 Гц)

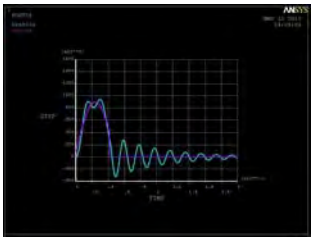


Рис. 28 - Реакция на удар (5240 Гц)

Максимальное ускорение действует при частоте $700 Гц$ и составляет $1000g$. Проверим, выдерживает ли сам кремниевый подвес такую перегрузку (см. *рис. 29, 30*).

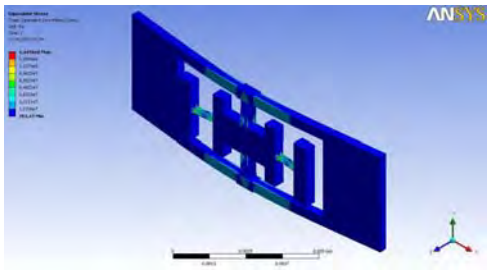


Рис. 29 - Реакция на 1000g

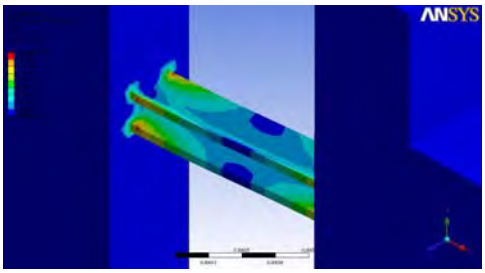


Рис. 30 - Реакция на 1000g
(увеличен торсион)

Максимальные напряжения, как видно из *рис. 29, 30*, возникают в торсионах вблизи их заделок в рамку, и равны $144 МПа$.

Как известно, *предел прочности* кремния составляет $300 МПа$. Следовательно, подвес *выдержит* данную перегрузку.

Введение амортизатора

Для *уменьшения* действий вибрационных и ударных воздействий целесообразно ввести в прибор *амортизатор*. Но, амортизировать один микромеханический гироскоп нецелесообразно. Поэтому предположим, что *гироскоп* находится в составе *блока датчиков угловых скоростей*, который амортизирован на частоте.

Амортизаторы, используемые в настоящее время в НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова в *бесплатформенных инерциальных блоках*, обладают частотами $50...150 Гц$. Примем, что в данном случае частота составляет $100 Гц$.

Модель расчёта представлена на *рис. 31*, а его результат – на *рис. 32*.

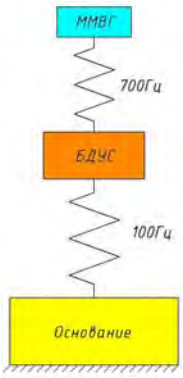


Рис.31 - Модель расчёта амортизатора

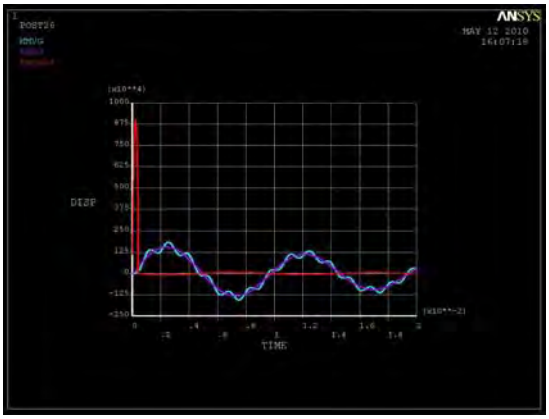


Рис.32 - Реакция на удар 900g (700Гц)
(присутствует амортизатор)

Видно, что *уровень ускорения*, действующего на прибор, снижен с $1000g$ до $125g$, т.е. в *8 раз*. Кроме того, введение амортизатора существенно снизит и действие *случайной вибрации*.

Заключение

В результате проведённого математического моделирования была подтверждена работоспособность идеи прецизионного микромеханического вибрационного гироскопа с разнесёнными частотами возбуждения и съёма информации. Кроме того,

1) создана математическая модель такого прибора с учётом погрешностей при его производстве;
2) разработаны варианты конструкции кремниевого ЧЭ для различных технологий изготовления;
3) проведено моделирование вариантов кремниевых чувствительных элементов.

АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БЛОЧНО-МОДУЛЬНОЙ СХЕМЫ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

А.А. Волынцев, И.Л. Дудко, П.А. Илюшин,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

КИНДЗ4-064 – новый гироскопический измеритель вектора угловой скорости, разрабатываемый в НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова для удовлетворения появившейся за последние годы потребности в повышении прецизионной точности измерения угловой скорости космического аппарата. В качестве прототипа для разработки был выбран востребованный и хорошо себя зарекомендовавший прибор КИНДЗ4-020 (подтвердивший ресурс работы более 10 лет и функционировавший в составе более двух десятков космических аппаратов). На его базе внедряются новые схемотехнические решения, направленные на повышение точности и диапазона измерения, увеличения стабильности выходной информации с одновременным повышением срока активной эксплуатации и снижением габаритно-массовых характеристик. Опираясь на положительный опыт, полученный в ходе эксплуатации прибора КИНДЗ4-020, а также других разработок НИИ ПМ, его компоновка и конструкция основных элементов подверглись значительному изменению, что и позволило обеспечить требуемое снижение массы и габаритов.

Функционально старый и новый приборы имеют 4 независимых измерительных канала, в качестве чувствительного элемента (ЧЭ) использу-

ется поплавковый интегрирующий гироскоп с газодинамической опорой ротора и магнитным центрированием поплавка.

Так как прибор КИНД34-064 предназначен для эксплуатации на космических аппаратах того же типа, что и КИНД34-020, то посадочный диаметр, конструкция основания и способ крепления остались без изменений. Прибор устанавливается на термостабилизированное основание на наружной поверхности космического аппарата (КА) на три опоры, расположенные в направлении обхода против часовой стрелки со стороны кожуха прибора. Опоры исключают неоднозначное закрепление на КА благодаря своей конфигурации: опора 1 и 2 являются классными отверстиями и пазом, вместе они формируют направляющую плоскость, совместно с опорой 3 так же формируют установочную плоскость.

Приборная система координат (рис. 1) (относительно которой и выдаётся информация об измеренной угловой скорости) формируется на пересечении данных плоскостей и таким образом однозначно привязана к прибору и поверхности космического аппарата.

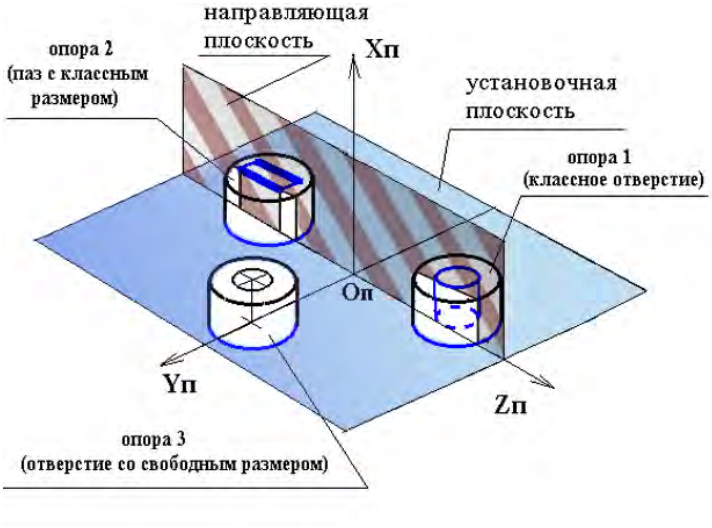


Рис. 1. Приборная система координат

Особенности способа установки ЧЭ в блок чувствительных элементов (БЧЭ) в приборе КИНД34-020 приводят к тому, что у нижних ЧЭ кинетический момент направлен в сторону от центра прибора. Установка ЧЭ в одной плоскости позволила изменить положения гироблоков так, что кинетические моменты всех ЧЭ направлены по направлению к центру прибора. В обоих приборах оси чувствительности гироблоков расположены под оптимальным углом 55°44’08” к оси приборной системы координат Хп (рис. 2).

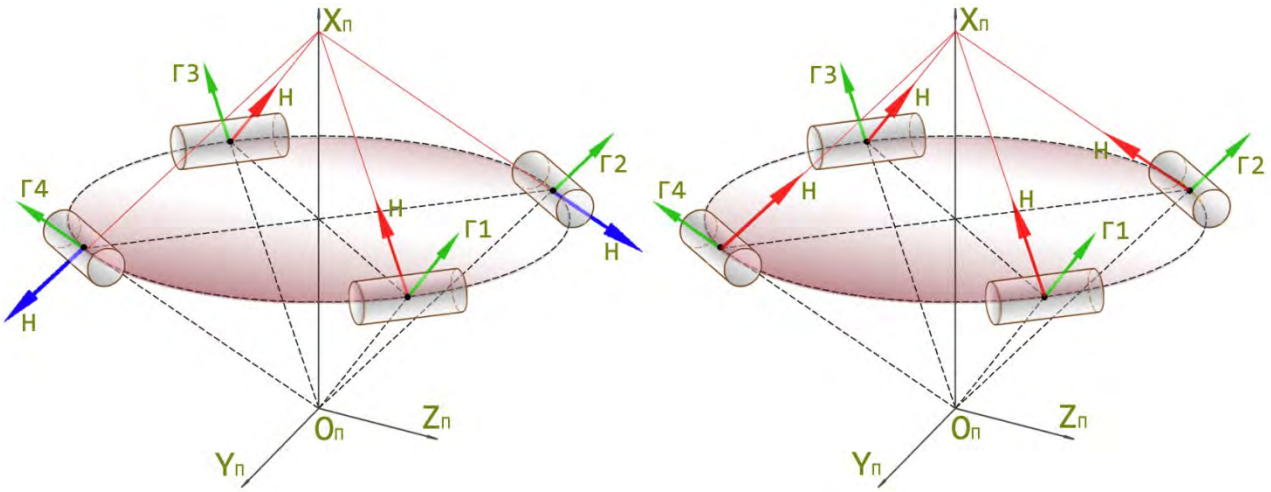


Рис. 2. Кинематика приборов

Масса прибора КИНД34-020 составляет 12,6 кг, при высоте 215 мм. Схема компоновки КИНД34-020 (рис.3) является многоуровневой. БЧЭ крепится на термостатируемое основание, сверху он накрывается платами электроники: блоками реле (БР), согласующими устройствами (СУ), блоком электроники (БЭ), по бокам от БЧЭ устанавливаются платы вторичного источника питания (ВИП). Вся конструкции закрывается кожухом прибора.

БЧЭ включает в себя основание БЧЭ, на которое установлен экран, накрывающий ЧЭ. Этот экран служит для попарной тепловой развязки гироблоков. По периметру основания располагаются усилители обратной связи (УОС), стабилизаторы тока (СТ), усилители – дискриминаторы (УД) и усилители термостатирования (УТС) ЧЭ.

Так как способ установки КИНД34-064 остается таким же, как и у прототипа, то посадочный диаметр прибора, равный 400 мм не изменяется. Снижения габаритно массовых характеристик проводилось за счёт изменения состава прибора, компоновки и геометрии электронных устройств и общей высоты конструкции.

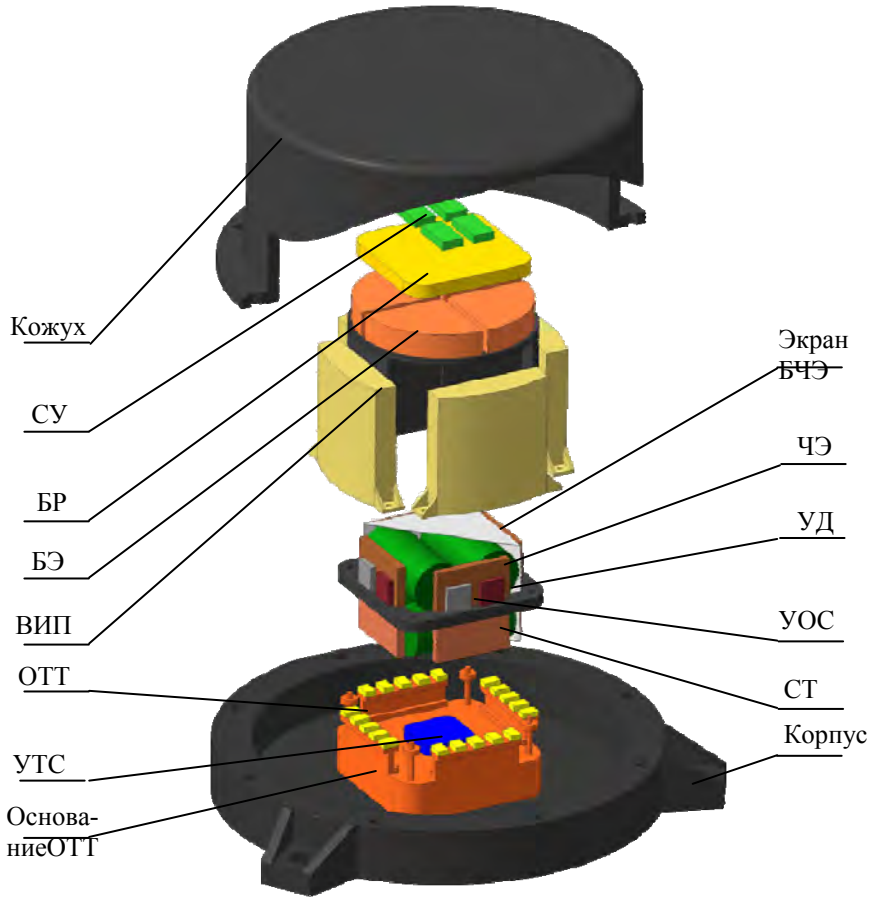


Рис. 3 - Конструктивная схема КИНД34-020

В приборе КИНД34-064 два гироблока крепятся к основанию БЧЭ сверху, а два – снизу. При разработке нового ГИВУС было решено переместить все ЧЭ в единую плоскость установки и отказаться от принципа общего БЧЭ в пользу 4 независимых модулей гироблока (МГБ). Часть электроники (предварительный усилитель – ПУ и плата СТ), входящей в состав канала обратной связи и располагающейся на термостабилизированной плате вместе с элементами системы магнитного центрирования устанавливаются непосредственно под ЧЭ, для чего его опоры были незначительно. Таким образом, становится возможным использование индивидуальной двухконтурной системы термостатирования каждого МГБ. Первый контур отвечает за поддержание рабочей температуры непосредственно в ЧЭ, второй регулирует температуру термостабилизированной платы и всего МГБ. Подобная система повышает точность и стабильность выходной информации, снимаемой с гироблока. Для большей эффективности термостатирования вся конструкция накрывается двумя кожухами – внутренним и внешним, выполненными из алюминия толщиной 0,5-1мм. Во время работы ЧЭ неизбежны изменения его линейных размеров (из-за теп-

лового расширения материалов), для их компенсации опора 1 выполнена «жаберной», то есть допускающей незначительные перемещения, а 2 жестко связана с цапфой гироблока и обеспечивает точную привязку оси чувствительности к конструкции.

Кроме 4 МГБ в состав нового прибора входят платы блока усиления системы термостатирования (БУСТ), блока преобразования информации (БПИ), УОС, ВИП, в количестве 4 штук по числу измерительных каналов (рис. 4). ЭУ в новом приборе заключены в металлические рамки и крепятся непосредственно на основание прибора, таким образом обеспечивается естественный сток тепла с них, и создаются благоприятные условия функционирования. Вся конструкция накрывается кожухом, между основанием и кожухом устанавливаются герметичные элементы. Прибор наполняется засушенным азотом, система герметизации позволяет поддерживать рабочее давление в течение 15 лет. Расчетная масса КИНД34-064 составляет 9,5 кг при высоте 140 мм.

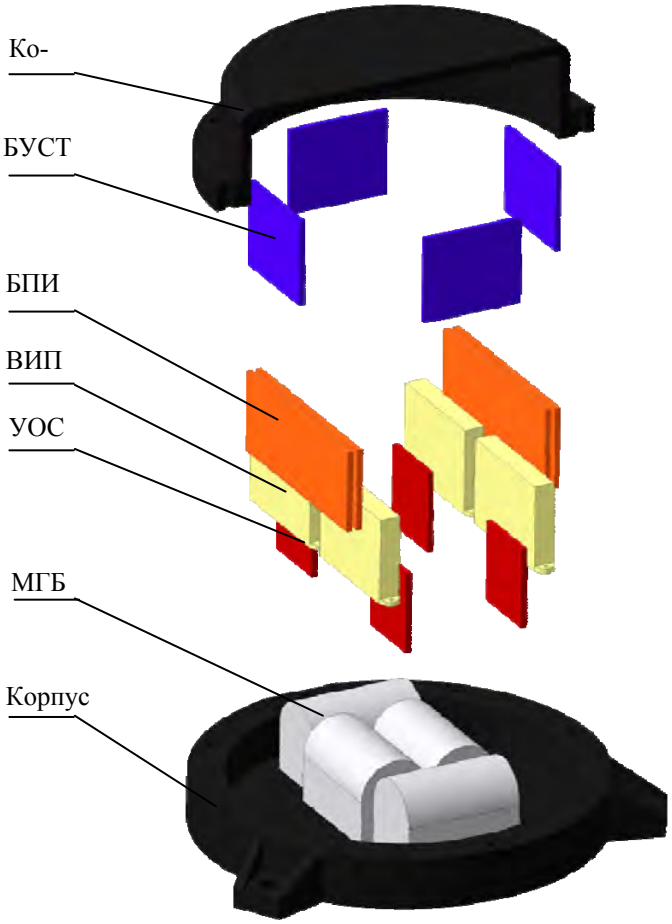


Рис. 4 - Конструктивная схема КИНД34-064

Конструктивные параметры приборов представлены в таблице 1.

Таблица 1

	Масса, кг	Высота, мм	Посадочный диаметр, мм
Прибор КИНДЗ4-020	$12{,}6^{+0{,}6}_{-0{,}5}$	$215^{+0{,}5}$	∩400
Прибор КИНДЗ4-064	$9{,}5^{+0{,}5}_{-0{,}3}$	$140^{+0{,}5}$	

На этапе разработки нового прибора, ответственные элементы его конструкции проходили вибродинамические испытания. Собранный габаритно-весовой эквивалент МГБ прошёл соответствующие проверки, по итогам которых были внесены соответствующие изменения для повышения устойчивости механическим воздействиям.

Заключение

В ходе модернизации конструкции удалось добиться снижения высоты и массы прибора на 30%. Удалось достичь высокой технологичности конструкции, упростить сборку и проверки на различных этапах. Использование блочно-модульной схемы и соединение основных устройств через разъемные кабели позволяет проводить полноценные автономные испытания отдельных элементов и каналов и при необходимости их быструю замену в приборе на этапах изготовления и заводских испытаний еще до окончательной сборки.

Использование 4 независимых модулей гироблоков так же позволило улучшить тепловую развязку ИК и модернизировать системы термостатирования, упростив алгоритм работы, обеспечив их общую независимость и расширив диапазон рабочих температур, что благоприятно сказалось на стабильности выходной информации.

Упрощение системы термостатирования при этом сказалось на времени наступления тепловой готовности прибора. Но так как новый прибор предназначен для непрерывной эксплуатации на орбите во включенном состоянии на протяжении 10-15 лет, то изменение времени готовности на уровне десятков минут не является существенным негативным фактором. Так же из-за новой системы термостатирования энергопотребление прибора возросло на 5-10% в отдельных режимах работы. Но беря во внимание тот факт, что надежность и точность измерения угловой скорости нового прибора возросла в разы по сравнению с предшественником, что сделало КИНДЗ4-064 самым точным в мире прибором в своем классе, подобный рост потребления можно так же считать незначительным минусом.

ГИРОСКОПЫ НА БОЗЕ-ЭЙНШТЕЙНА КОНДЕНСАТАХ: ПЕРВОЕ УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

А. И. Биденко, Н. В. Трибулев, В. С. Черниченко
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В 1995 году Карл Виман, Эрик Корнелл и Вольфганг Кеттерле добились пятого состояния вещества – Бозе-Эйнштейна конденсата.

Бозе-Эйнштейна конденсат (БЭК) – агрегатное состояние материи, в основе которой лежат бозоны, охлажденные до температур, близких к абсолютному нулю [1]. Теоретически был предсказан А.Эйнштейном и Ш.Бозе в 1925 г.

Как показали исследования [2, 3], БЭК может быть применен в качестве чувствительного элемента, причем построенные на БЭК гироскопы в настоящее время в лабораторных вариантах показывают точность на уровне 10^{-5} *град/час* и минимальную обнаружимую угловую скорость вращения $4.8 \cdot 10^{-6}$ *град/час* [4]. Площадь рабочей зоны в некоторых оптико-физических схемах может достигать всего лишь нескольких мм^2 [2].

В течение последних 15 лет исследования БЭК ведутся многими научными центрами. Известно более 200 групп, занимающихся технологиями БЭК, из них: в США – 50, в Англии – 20, в Азии – 15, в Германии – 15. Однако интерес к этой области гироскопии, несмотря на ее актуальность, в России мал.

Представленное учебное пособие является пионерским трудом, вобравшим в себя основы эффекта Саньяка (ЭС), его обобщение на случай движения частиц, обладающих массой; необходимые для понимания гироскопов на БЭК физические основы; базовые технологии; патенты; применения и прочее.

Эффект Саньяка и его проявления. Три этапа гироскопии на ЭС

Гироскопия на эффекте Саньяка (ГЭС) широко применяется в настоящее время.

Известны ГЭС трех поколений:

- I поколение ГЭС – лазерные гироскопы (ЛГ);
- II поколение ГЭС – волоконно-оптические гироскопы (ВОГ);
- III поколение ГЭС (ГЭС-III) – гироскопы на волнах де Бройля, БЭК и сверхтекучести гелия.

Прогнозируемая точность ГЭС-III может превысить точность ЛГ и ВОГ на четыре порядка (10^4) [5] и составить ~ 10^{-8} град/час [6], что превосходит точность всех существующих в современной практике гироскопов (кроме уникальных криогенных электростатических гироскопов (ЭСГ) Стэндфордского университета, использованных в проекте Gravity Probe B).

Физические основы гироскопов на БЭК

Эффект Бозе-Эйнштейна конденсации был предсказан А.Эйнштейном и Ш.Бозе в 1925 г . Он является проявлением квантовых свойств частиц. Бозоны (частицы с целым спином) подчиняются статистике Бозе-Эйнштейна (1) и при сильном охлаждении стремятся перейти на нижний энергетический уровень (рис. 1)

$$\langle n \rangle_{Б-Э} = \frac{1}{\exp\left(\frac{E-\mu}{kT}\right)-1}. \qquad (1)$$

Здесь: n – количество частиц, E – энергия состояния, μ – химический потенциал, T – температура, k – постоянная Больцмана, $\langle ... \rangle$ – усреднение по ансамблю.

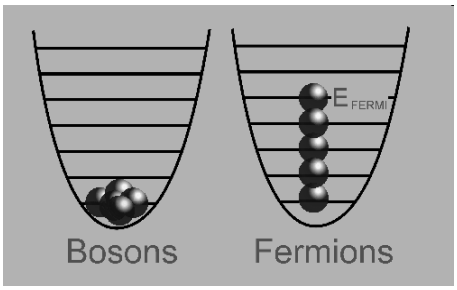


Рис. 1 – Распределение бозонов и фермионов по энергетическим уровням

Образуется когерентное состояние материи – иными словами атомы становятся неразличимы и ведут себя синхронно, словно макроатом. Поведение БЭК можно описать с помощью квантовой теории, краткие основы которой изложены в этой главе.

Базовые технологии

В главе содержатся основные базовые технологии гироскопов на БЭК. Лазерное охлаждение, удержание атомов в ловушках (оптических, магнитных, магнитооптических), сизифово охлаждение и охлаждение испарением, процесс создания БЭК, транспорт, расщепление и интерференции БЭК.

Классификационная таблица

В главе представлена классификационная таблица оптико-физических схем (ОФС) гироскопов на БЭК, охватывающая все известные авторам варианты (см. Таблица 1).

Таблица 1

Классификационная таблица оптико-физических схем гироскопов на БЭК

Источник атомов	Активный элемент	Li	Sr
		Mg	Cs
		K	Ba
		Ca	Fr
		Ra	Fe
		Cr	Ag
		Cd	Hg
		Al	Ga
		In	He
		Ne	Ar
		Cr	Xe
		Dy	Er
		Tm	Yb
		Na	Rb
	Способ представления	Подложка	
		Испарение	
		Другое	
Зона охлаждения	Тип лазеров	В зависимости от элемента	
	Охлаждение градиентом поляризации		
	Зеемановское замедление		
	Криогенное охлаждение		
	Тип ловушки	Оптическая	
		Магнитная	
		Магнито-оптическая	
		Ловушка «Темное пятно»	
		Потенциал dc-магнитного поля	
		Потенциал ac-магнитного поля	
		Микроволновые поля	
	Конфигурация магнитов	Квадрупольная конфигурация	
		Конфигурация Иоффе-Притчарда	
	Тип испарительного охлаждения	Высокочастотные радиоимпульсы	
		Снижение потенциала	
		Другое	
Рабочая область	Интерференция	Один БЭК	
		Два БЭК	
		Большее количество	
	Суперпозиция вихрей в БЭК		

Приемник	Темное основание
	Фазо-контрастное изображение
	Поляризационное контрастное изображение
	Плотность атомов

Технические решения и технический облик

В главе рассмотрены существующие технические решения гироскопов на БЭК и их подсистем. Проведен тщательный патентный поиск, результаты которого представлены в кратком обзоре зарубежных патентов.

Применения

В этой главе описаны возможные применения гироскопов на БЭК, а так же БЭК. Использование в системах навигации и управления объектами. Построение бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), бесплатформенных инерциальных систем ориентации (БИСО) на базе гироскопов на БЭК. Атомные лазеры, атомные чипы, атомные часы, атомные усилители волн материи.

Литература:

1. Ketterle W., Nobel lecture: When atoms behave as waves: Bose-Einstein condensation and the atom laser// REVIEWS OF MODERN PHYSICS. – 2002. – Vol. 74. – Pp. 1131-1151.
2. Thanvanthri, S., Kapale, K.T., Dowling, J.P. Ultra-Stable Matter-Wave Gyroscopy with Counter-Rotating Vortex Superpositions in Bose-Einstein Condensates // arXiv:0907.1138v1 [quant-ph]. – 2009.
3. Tolstikhin, O.I., Morishita, T., Watanabe, S. Gyroscopic effects in interference of matter waves // Phys. Rev. A. – 2005. – Vol. 72. – No. 5. – Pp. 051603.
4. Segal S., Progress towards an ultracold atomic Sagnac gyroscope// Doctor of Philosophy thesis. B.S., Pennsylvania State University. – 2003. – Pp. 1-139.
5. Scully, M.O., Dowling, J.P. Quantum-noise limits to matter-wave interferometry // Phys. Rev. A. – 1993. – Vol. 48. – No. 4. – Pp. 3186-3190. Dowling, J.P. Correlated input-port, matter-wave interferometer: Quan tum-noise limits to the atom-laser gyroscope // Phys.

ПРОЕКТ HYPER ЕВРОПЕЙСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА – ПРИМЕНЕНИЕ СВЕРХВЫСОКИХ ПРЕЦИЗИОННЫХ ГИРОСКОПОВ НА ВОЛНАХ ДЕ БРОЙЛЯ

Н. В. Трибулев, А. И. Биденко, Н. И. Кробка, В. С. Черниченко
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет,
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В 1960 г. Шиффом было теоретически предсказано [1, 2], что гироскоп на орбите вокруг Земли будет испытывать два эффекта общей теории относительности: эффект геодезической прецессии (ЭГП) [3] и эффект Лензе-Тирринга (ЭЛТ) [4].

Эффект геодезической прецессии состоит в изменении направления оси вращения движущегося в искривлённом пространстве-времени вращающегося тела [3], эффект Лензе-Тирринга – в увлечении системы отсчета массивным вращающимся телом [4, 5]

$$\vec{\Omega} = \frac{3}{2}\frac{GM}{c^2R^3}(\vec{R}\times\vec{v}) + \frac{GI}{c^2R^3}[3\frac{\vec{R}}{(\vec{R}\cdot\vec{R})}(\vec{R}\cdot\vec{\omega}) - \vec{\omega}]. \qquad (1)$$

В формуле (1) первое слагаемое соответствует ЭГП, второе – ЭЛТ (G - гравитационная постоянная, c - скорость света, M, I и $\vec{\omega}$ - масса, момент инерции и угловая скорость вращения Земли, $\vec{R}$ и $\vec{v}$ - радиус-вектор и скорость гироскопа) [2].

Проект *Gravity Probe B* (GP-B) [6, 7] Стэнфордского университета — первый проект по проверке этих двух эффектов. Для конкретной орбиты космического зонда НАСА GP-B с высотой 642 км ЭГП и ЭЛТ составляют соответственно $2\cdot10^{-7}$ град/час и $1{,}2\cdot10^{-9}$ град/час.

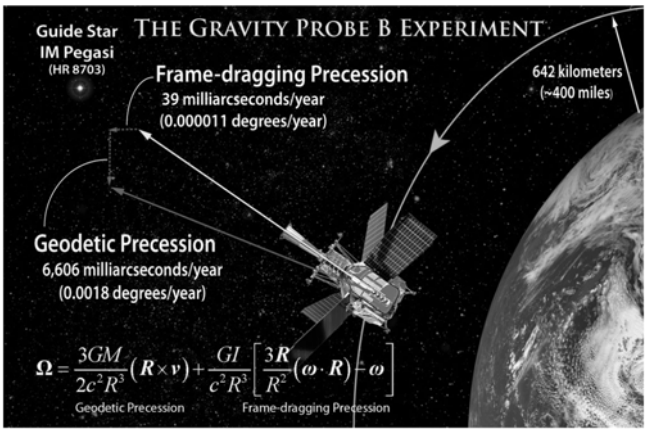


Рис. 1. Эффекты, проверявшиеся в проекте *Gravity Probe B* [8]: эффект геодезической прецессии [3] и эффект Лензе-Тирринга [4, 5]

Проект ведет свою историю с 1964 г. В апреле 2004 г. состоялся запуск спутника, а в октябре 2005 г. он завершил свою миссию. Постобработка велась до 2011 г. [9] (см. Рис. 2).

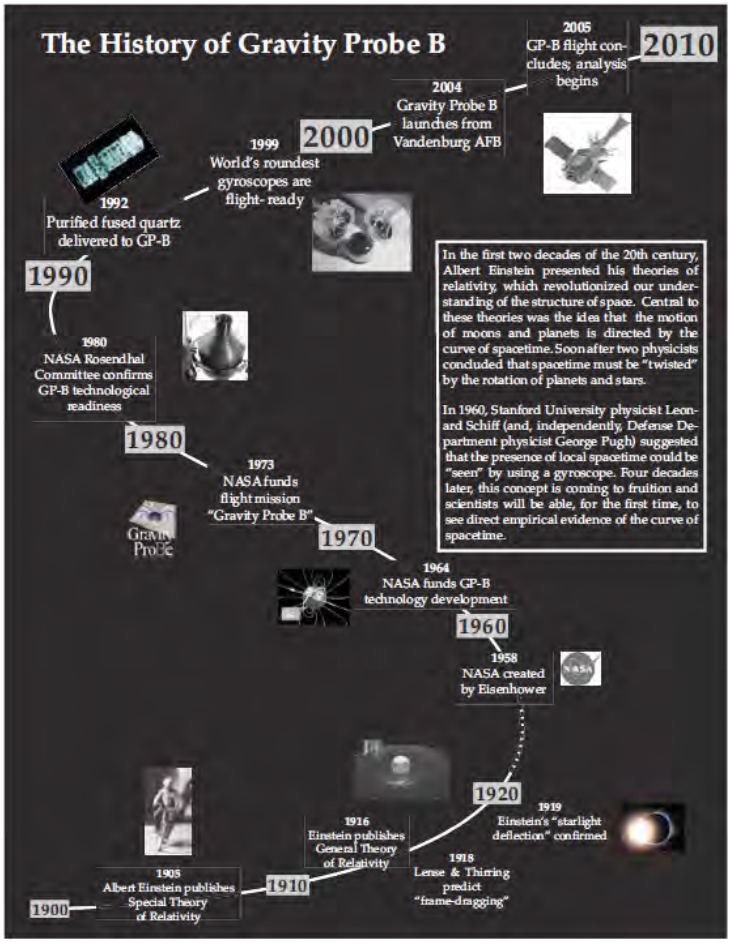


Рис. 2 - Хронология проекта *Gravity Probe B* [9]

В 2004 году ЭЛТ был подтвержден с оценкой погрешности ± 10 % по результатам другого известного проекта – LAGEOS [10].

Проект *HYPER* Европейского космического агентства

Менее известно, что с 1999 г. Европейское космическое агентство развивает проект HYPER (HYPER-PRECISION ATOM INTERFEROMETRY IN SPACE) [11, 12] для проверки ЭЛТ, а также для уточнения некоторых фундаментальных констант и использования системы управления на гироскопах на холодных атомах.

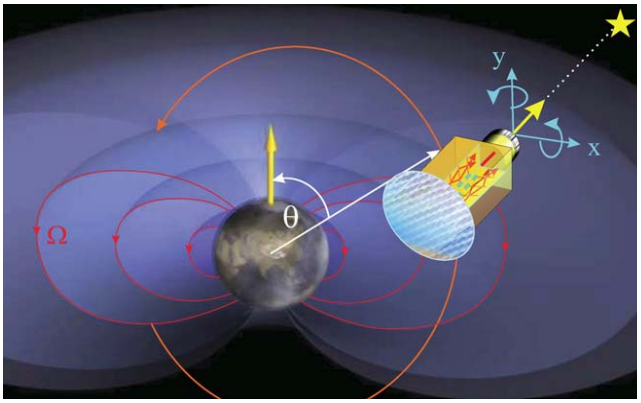


Рис. 3. Миссия HYPER по проверке ЭЛТ [12]

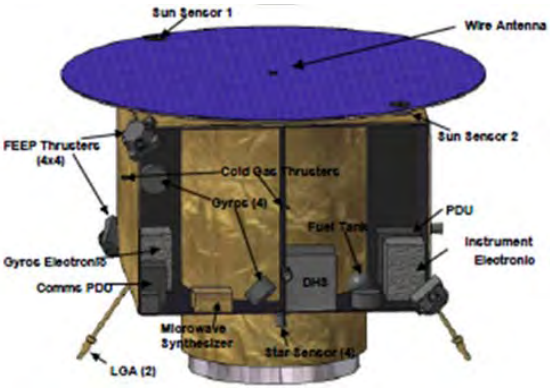


Рис. 4. Эскиз спутника миссии HYPER [11]

На спутнике проекта HYPER планируется установить датчики на атомных интерферометрах (АИ): атомный гироскоп (АГ) и частотно чувствительный интерферометр Рамзея-Борде. Два АИ для АГ необходимы, чтобы разделить по каналам сдвиг фазы волн де Бройля от вращения и ускорений. АИ Рамзея-Борде будет использоваться для измерения частот. Все 4 АИ на борту спутника могут создать две атомных измерительных единицы для измерения вращения и ускорений в двух перпендикулярных плоскостях. Предусмотрены два режима: грубый (чувствительность 10^{-9} рад/с, время интегрирования 1 сек) и точный (чувствительность 10^{-12} рад/с, время интегрирования 1 сек) [11].

Планируется измерить широтный (latitude-dependent) ЭЛТ с точностью 10 % [13].

Спутник проекта HYPER планируется запустить в 2015 году (запуск спутника перенесен с 2010 г. на 2015 г.). Время его работы составит 2 года.

Прогнозируемая точность гироскопов на холодных атомах может превысить точность лазерных гироскопов (ЛГ) и волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) в 10^4 раз [14] и составить (с учетом современной точности ЛГ и ВОГ ~ 10^{-4} град/час) ~ 10^{-8} град/час [15].

При использовании атомных интерферометров с двумя входами в запутанных состояниях возможно дополнительное повышение точности гироскопа по сравнению с традиционной схемой в 10^6 раз [16], что соответствует беспрецедентной точности гироскопа ~ 10^{-14} град/час [15].

Литература:

1. Schiff L.I. Possible New Experimental Test of General Relativity Theory // Phys. Rev. Lett. – 1960. – Vol. 4. – Iss. 5. – P. 215–217.
2. Schiff L.I. Motion of a Gyroscope According to Einstein's Theory of Gravitation // Proceedings of the National Academy of Sciences. – 1960. – Vol. 46. – P. 871-882.
3. http://en.wikipedia.org/wiki/Geodetic_effect.

4. Lense J., Thirring H. Über den Einfluss der Eigenrotation der Zentralkörper auf die Bewegung der Planeten und Monde nach der Einsteinschen Gravitationstheorie // Phys. Z. – 1918. – V. 19. – P. 156-163.
5. http://en.wikipedia.org/wiki/Frame-dragging.
6. http://www.gravityprobeb.com.
7. http://einstein.stanford.edu.
8. Gravity Probe B – Post Flight Analysis / Final Report, 2007. – 616 p.
9. Everitt C.W.F. *et al*. Gravity Probe B: Final Results of a Space Experiment to Test General Relativity // Phys. Rev. Lett. – 2011. – Vol. 106. – Iss. 22. – Pp. 221101 [5 pages].
10. Ciufolini I., Pavlis E.C. A confirmation of the general relativistic prediction of the Lense–Thirring effect // Nature. – 2004. – Vol. 431. – No. 7011. – P. 958-960.
11. CDF STUDY REPORT “HYPER: HYPER-PRECISION ATOM INTERFEROMETRY IN SPACE” HYPER. Assessment Study. Report: CDF-09, September 2000. – 96 p.
12. Jentsch C. et al. HYPER: A Satellite Mission in Fundamental Physics Based on High Precision Atom Interferometry // General Relativity and Gravitation. – 2004. – Vol. 36. – No. 10. – Pp. 2197-2221.
13. Fitcher W. et al. SPACECRAFT DESIGN FOR COLD ATOM INTERFEROMETRY IN SPACE. http://www.zarm.uni-bremen.de/iaf2003/abstracts/data/pdf/IAC-03-Q.4.07.PDF.
14. Scully, M.O., Dowling, J.P. Quantum-noise limits to matter-wave interferometry // Phys. Rev. A. – 1993. – Vol. 48. – Iss. 4. – Pp. 3186-3190.
15. Кробка, Н.И. Новый этап гироскопии на эффекте Саньяка: Состояние работ и тенденции развития // VIII МНТК «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники» (21-22 апреля 2011г. НТУУ «КПИ», Киев, Украина). Сб. докл. Ч. 1. – Киев: НТУУ «КПИ», 2011. – С. 98-102.
16. Dowling, J.P. Correlated input-port, matter-wave interferometer: Quantum-noise limits to the atom-laser gyroscope // Phys. Rev. A. – 1998. – Vol. 57. – Iss. 6. – Pp. 4736–4746.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ СВЕРХПРОВОДНИКИ

Сысоев М.А., Чернецкий Д.А.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроительный факультет

Основой применения ВТСП в магнитных подвесах является их уникальная особенность взаимодействия с полем постоянных магнитов, проявляющаяся в эффекте магнитной потенциальной ямы. Охлажденный в магнитном поле сверхпроводник (режим охлаждения FC) образует с постоянным магнитом устойчивую систему, связанную воедино магнитным полем и любое взаимное смещение сверхпроводника и магнита, приводя-

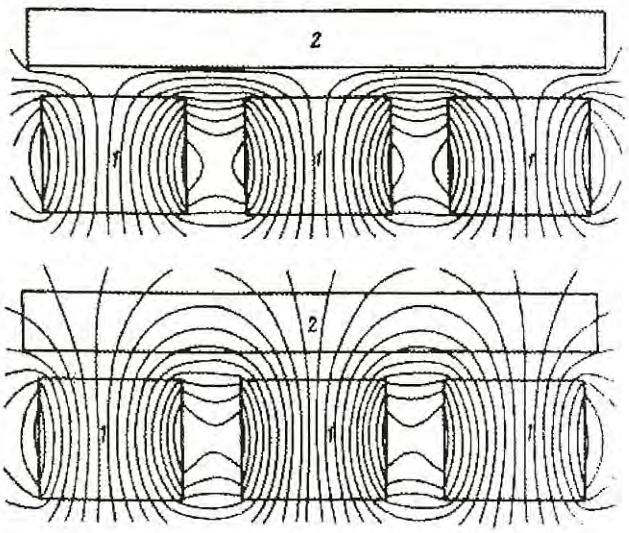
щее к изменению величины вектора магнитного потока через объем сверхпроводник, вызывает силу сопротивления смещению, которая стремится возвратить систему в исходное состояние.

Основными компонентами сверхпроводящих опор являются постоянные магниты и объемные ВТСП-элементы. Высокая нагрузочная способность и жесткость опоры при взаимном смещении ротора и статора может быть достигнута созданием сильного градиентного магнитного поля, генерируемого постоянными магнитами и сверхпроводниками с плотностью критического тока J_c > 10 000 А/см^2 при температуре 77К, способных замораживать магнитное поле свыше 1 Тл. Для наиболее полной реализации свойств сверхпроводников рационально применять "плоские" схемы компоновки сверхпроводников и магнитов, так как из-за анизотропии магнитных свойств сверхпроводники имеют высокие магнитные свойства только в одной кристаллографической плоскости. Чтобы обеспечить высокое значение захваченного магнитного поля и магнитного градиента во всем объеме сверхпроводника плоские ВТСП элементы размещаются в зазоре между двумя парами кольцевых постоянных магнитов таким образом, чтобы кристаллографическая плоскость ВТСП была перпендикулярна вектору индукции постоянных магнитов. Для создания сильных магнитных полей используются постоянные магниты с максимальной магнитной энергией, в качестве которых предпочтительно применять магниты системы Nd-Fe-B. В качестве ВТСП элементов используются сверхпроводники на основе иттрий-бариевых керамик (YBCO), обладающих наиболее высокими критическими параметрами при температуре 77К.

Варианты активации объёмных ВТСП элементов в роторах СП опор.

Электромагнитные и динамические характеристики магнитного подвеса с объемными ВТСП элементами существенно зависят от режима его активации. Возможны два способа перехода объемных ВТСП элементов в сверхпроводящее состояние: при нулевом магнитном поле (zero field cooling process — zfc-process) и при наличии магнитного поля (field cooling process — fc-process).

В режиме zfc-process (рис.1а) внешние магнитные поля, создаваемые постоянным магнитом 1, полностью вытесняются из ВТСП элемента 2, что обеспечивает высокие значения сил левитации. В режиме fc-process (рисунок 1б) магнитные силовые линии оказываются «вмороженными» в ВТСП элемент, при этом силовое взаимодействие магнита и ВТСП элемента в положении равновесия отсутствует. В этом случае силы левитации в магнитном ВТСП подвесе определяются возмущениями магнитного поля на поверхности ВТСП элемента при его смещении от положения равновесия.



а) zfc-process б) fc-process

Рис. 1 – Варианты активации ВТСП элементов

Наибольший интерес для практического применения представляют магнитные ВТСП опоры, активированные в режиме fc-process, так как имеют лучшие демпферные характеристики и полную стабилизацию ротора, несмотря на относительно более низкие значения сил левитации.

Описание конструкции радиально-упорной магнитной опоры на высокотемпературных сверхпроводниках (ВТСП)

Общий вид и основные узлы магнитной опоры представлены на фотографиях (рис. 2 и рис. 3).

Рис. 2. Габариты опоры

Габариты опоры (Рис. 2):

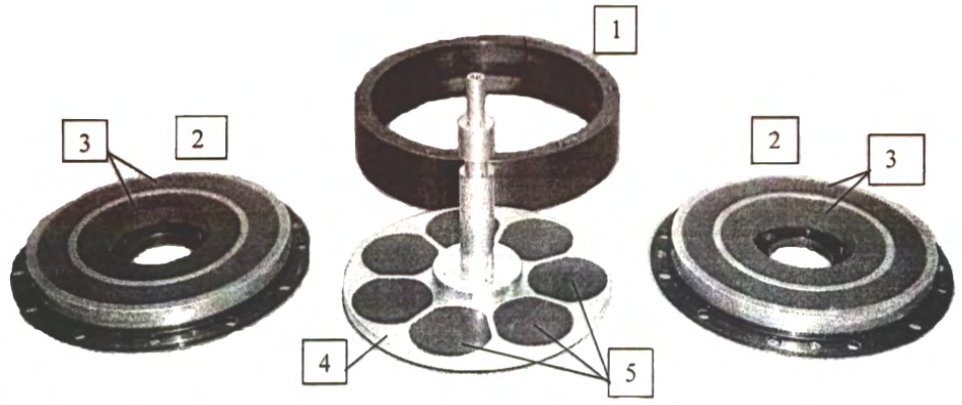
- внешний диаметр: 113 мм;
- высота по корпусу: 30 мм;
- высота с учетом выходного вала: 95 мм;
- диаметр вала max: 12 мм;
- диаметр вала min: 6 мм;

Масса опоры: 1,8 кг.

Основные узлы опоры (рис. 3):

1 - корпус из магнитомягкой стали;
2 – две магнитные системы, каждая из которых состоит из двух кольцевых постоянных магнитов 3, установленных на диске (крышке) из магнитомягкой стали;
3 – кольцевые магниты статора;
4 – ротор со сверхпроводящими дисками 5;
5 – дисковые элементы из ВТСП (7 штук).

а)



б)

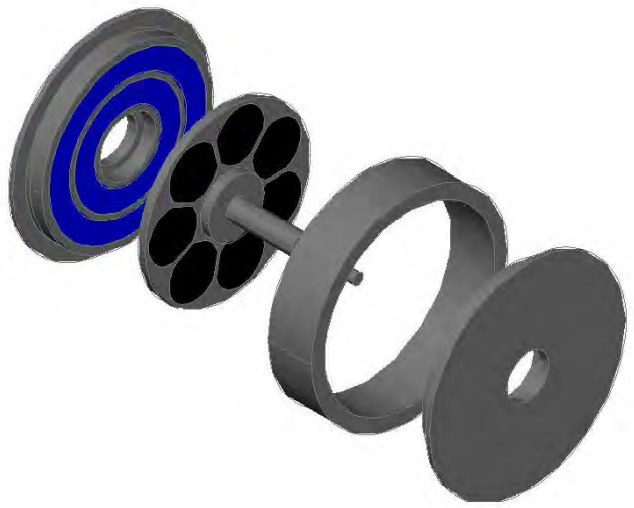


Рис. 3. Основные узлы опоры

Сверхпроводящие диски 5 выполнены на основе иттрий-бариевой керамики (Y $Ba_2Cu_3O_7$) и имеют размеры:

- диаметр: 28 мм,
- высота: 4 мм.

Кольцевые постоянные магниты 3 выполнены на основе NdFeB и имеют размеры:

- внешний магнит:
- наружный диаметр 90 мм,
- внутренний диаметр 67 мм;
- внутренний магнит:
- наружный диаметр 61 мм,
- внутренний диаметр 38 мм;
- высота магнитов: 7мм.

ВТСП элементы опоры

В качестве исходного материала для приготовления ВТСП-элементов использовали порошок состава $Y_1Ba_2Cu_3O_{7-X}$ + 25% мол. Y_2O_3 + 1% вес. CeO_2. Для синтеза порошка использовали окислы: Y_2O_3 - 99,9%, CuO - 99%, $BaCO_3$ - 99,5% и CeO_2 - 99,98%. Синтез проводили по керамической технологии. Из порошка прессовали цилиндрические заготовки Ø35 мм и высотой 24 мм. Полученные прессовки спекали и затем подвергали направленной кристаллизации с использованием затравок из $Sm_1Ba_2Cu_3O_6$ в объемные квазимонокристаллы Ø30 мм и высотой до 16 мм. Из цилиндров были вырезаны 7 дисков Ø28мм и высотой h=4мм для макета магнитной опоры.

Магнитная система опоры

Рабочий магнитный зазор опоры формируется двумя парами кольцевых постоянных магнитов из сплава Nd-Fe-B с индукцией на поверхности 0,4 Т. Магниты (D = 92 мм, d=68 мм и D = 64 мм, d=44 мм, h=4 мм), разделены между собой концентрическими кольцевыми зазорами и объединены попарно по потоку магнитной индукции двумя кольцевыми магнитопроводами. Верхние и нижние магниты направлены друг к другу противоположными полюсами.

Описание конструкции стенда для определения радиальных и аксиальных нагрузочных характеристик радиально-упорной магнитной опоры на ВТСП.

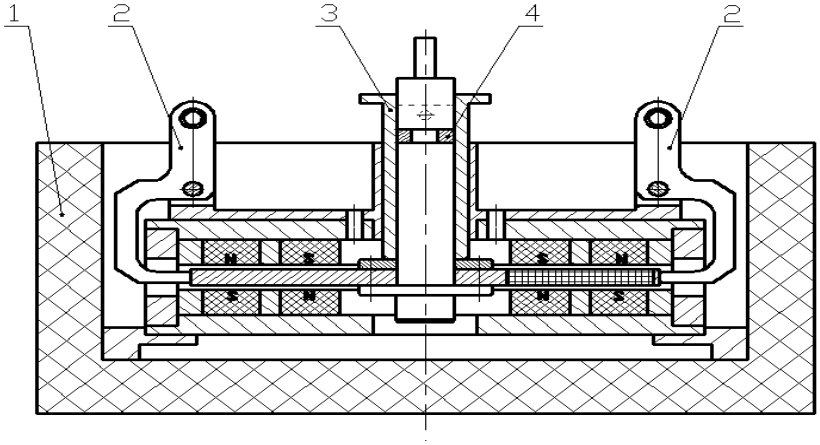


Рис. 4 - Опора с дополнительными деталями для исследования.

Ротор, изготовленный из алюминиевого сплава состоит из вала и закрепленного на нем диска диаметром 90 мм и толщиной 4 мм. В нем смонтированы 7 дисковых ВТСП элементов диаметром 28мм и толщиной 4 мм общей массой 90г и концентрически расположены вокруг его оси. Статор включает две пары постоянных магнитов установленных на пластинах, закрепленных в корпусе опоры. Пластины выполнены из электротехнической стали и выполняют роль магнитопроводов. Величина воздушного зазора между верхней и нижней парой магнитов h = 6 мм. При размещении в нем ротора магнитный зазор между поверхностями ВТСП и ПМ составляет 1мм. Первоначальная выставка ротора в радиальном направлении осуществляется до охлаждения сверхпроводника с помощью установочной втулки **3**. В осевом направлении ротор фиксируется с помощью скобы **4**. После охлаждения сверхпроводников до рабочей температуры (77К) скоба и втулка удаляются и ротор начинает левитировать. При проведении силовых испытаний опоры радиальная нагрузка передается с помощью рычагов **2**, вертикальная прикладывается непосредственно к валу ротора. Опора помещается в теплоизолированную кювету **1** и жестко фиксируется в ней. Конструкция устанавливается на основание от измерительного микроскопа для проведения экспериментов.

Порядок выполнения эксперимента

Перед проведением работы необходимо убедиться, что ротор свободно перемещается в радиальном и осевом направлениях. Затем устанавливают втулку 3, центрирующую ротор опоры в радиальном направлении, шпильку 4, центрирующую ротор в осевом направлении.

В кювету заливают жидкий азот из дюара, пока корпус подвеса полностью не покроется азотом. В таком состоянии опору выдерживают не менее 20 минут, периодически подливая азот.

После выдержки шпильку и втулку снимают. Теперь ротор взвешен и не касается корпуса и магнитов подвеса. Он устойчив в заданном положении и может свободно вращаться.

Измерение жесткости опоры

Положение стенда при измерении радиальной жёсткости опоры приведено на принципиальной схеме 1.

С помощью подвижной стойки 1 подбирается положение индикатора смещения 2 по отношению к опоре. Усилие на ротор передаётся через нить, закреплённую на торце опоры и перекинутую через блок 3.
Подвешивая на нить грузы m = 1…8 кг, определяют зависимость величины радиального смещения от приложенной силы. Снимая грузы в обратном порядке, определяют изменение зазора.

Зависимости $F_p = f(\Delta)$ и $F_p/\Delta = f(\Delta)$ при измерении радиальной жёсткости опоры приведены на графике 3

Положение стенда при измерении осевой жесткости отличается положением индикатора смещения по отношению к опоре (принципиальная схема 2). Игла индикатора должна упираться в плоскость диска, закреплённого на валу опоры. Нить крепится за кольцо на диске и перекидывается через блоки 3-4.

Зависимости $F'_p = f(\Delta)$ и $F_{oc}/\Delta = f(\Delta)$ при измерении осевой жёсткости опоры приведены на графике 4.

Конструкция радиально-упорного подшипника

Схема макета подшипника представлена на рисунке 5. Роторная система содержит вал 1 и закрепленные на нем два комплекта кольцевых постоянных магнитов 2 закрепленных на магнитопроводах 3, которые образуют магнитную систему подвеса. В два статора 4, изготовленных из алюминиевого сплава и расположенных в рабочем зазоре между магнитами, вмонтированы дисковые монодоменные ВТСП элементы 5. Роторная система заключена в цилиндрический металлический корпус 6, выполненный из нержавеющей стали с теплоизолирующей рубашкой 7, в которую заливается жидкий азот для охлаждения подвеса до температуры 77 К.

Магнитный зазор в опорных узлах составляет 7 мм и формируется двумя парами кольцевых постоянных Nd-Fe-B магнитов с индукцией на поверхности 0,4 Тл. Ширина колец выбрана из условия равенства магнитного потока через торцевую поверхность внешнего и внутреннего кольца, чтобы обеспечить максимальную индукцию магнитного поля в рабочем зазоре.

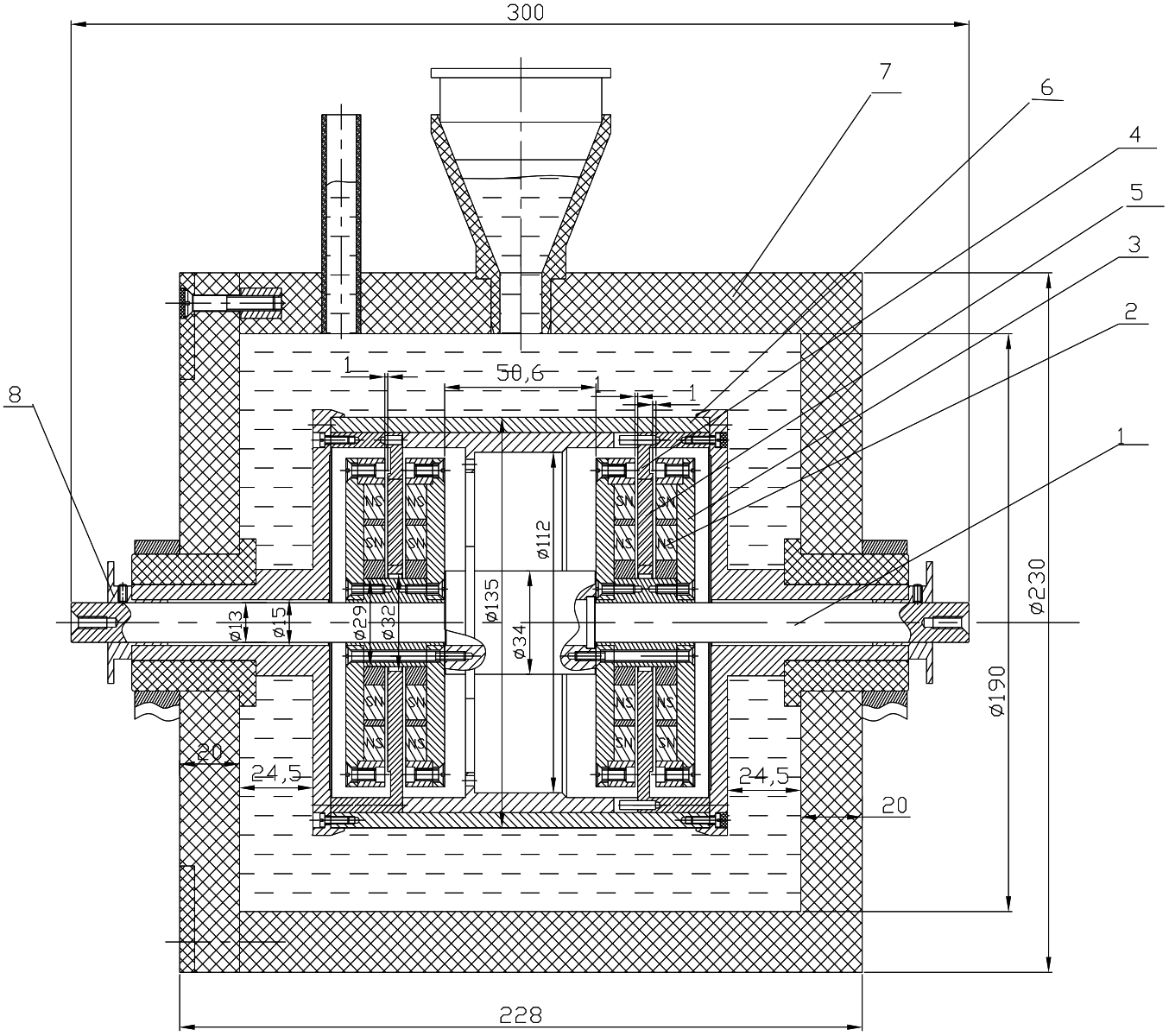


Рис. 5. Схема ВТСП подшипника

Магниты (D = 92 мм, d=68 мм и D = 64 мм, d=44 мм, h=8 мм) разделены между собой концентрическими кольцевыми зазорами и объединены попарно по потоку магнитной индукции двумя кольцевыми магнитопроводами, которые выполнены из электротехнической стали толщиной 8 мм. Верхние и нижние магниты направлены друг к другу противоположными полюсами. Зазор между постоянными магнитами и ВТСП элементами составляет 1мм. Размеры дисковых ВТСП элементов выбраны в соответствии с данными измерений их силового взаимодействия с градиентным полем постоянных магнитов и из условий примерного равенства жесткости в радиальном и осевом направлениях.

Диаметр дисков ВТСП - 28 мм, толщина - 5 мм, количество 14 штук. Общая площадь ВТСП дисков 80 см^2, вес 170г. Отдельный ВТСП элемент способен захватить магнитный момент величиной 1 Тл.

Перед охлаждением системы ротор выставляется в центральное положение двумя съемными центрирующими втулками 8. После охлаждения втулки удаляются и последующее центрирование ротора осуществляется магнитным потоком, захваченным сверхпроводниками, охлажденными в градиентном магнитном поле зазора (режим fc). Создается единая, связанная магнитным полем самостабилизирующаяся система, которая и обеспечивает жесткую стабилизацию ротора в рабочем зазоре по трем линейным и двум угловым ординатам и не препятствует его осевому вращению.

Размеры макета подвеса с теплоизоляцией:

-∅230 мм;

-длина 230 мм;

-масса вала ротора макета подвеса без магнитной системы – 0,62 кг.

-масса вала с магнитной системой – 3,62 кг.

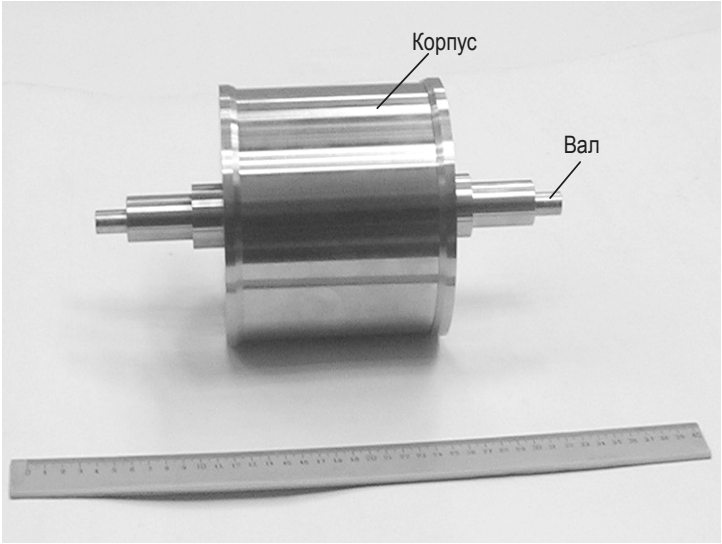
Фотография макета подвеса в сборе и его компоненты представлены на рисунке 6 (а – корпус в сборе, б – компоненты макета).

Нагрузочная способность подвеса в радиальном направлении при смещении 0,8 мм равна 200 Н, жесткость - 250 Н/мм, в осевом направлении при смещении 0,7 мм нагрузочная способность - 155 Н, жесткость - 220 Н/мм. Удельная жесткость в осевом направлении 2,75 Н/мм/см^2, в радиальном 3,1 Н/мм/см^2.

Таблица 1

Масса ВТСП, кг	0,18
Рабочий зазор	1
Осевая нагрузка, N	155 (0,7 мм)
Радиальная нагрузка, N	220 (0,8 мм)
Жесткость осевая, N/мм	220
Жесткость радиальная, N/мм	275
Угловая скорость, об/мин	10000
Рабочая температура, К	77
Удельная жесткость радиальная, Н/мм/см^2	3.1
Удельная жесткость осевая, Н/мм/см^2	2.75

а



б

Рис. 6 - Фотография макета
ВТСП подвеса

Как видно, новые типы пассивных опор на основе объемной ВТСП керамики обеспечивают устойчивое центрирование ротора при достаточно высоких нагрузках - до 10000Н. Для роторных механизмов предпочтительна активация ВТСП элементов в режиме fc, как обеспечивающем наиболее полную стабилизацию ротора.

В тоже время по жесткости ВТСП подшипники уступают электромагнитным, что связано прежде всего с предельными значениями напряженности магнитного поля, создаваемого постоянными магнитами. Существуют следующие пути повышения жесткостных параметров:

- увеличение числа магнитных ячеек ВТСП-ПМ и их оптимизация.
- улучшение критических характеристик ВТСП.
- повышение магнитных свойств постоянных магнитов.
- снижение рабочей температуры (порядка 10 градусов.)

Разработка ВТСП подшипников находится на первоначальной стадии и еще для широкого их применения требуются развитие теории и методик расчета с учетом замороженного потокосцепления, детальные исследования моментных и динамических характеристик, в частности определения областей устойчивого равновесия ротора.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОБЫТИЙ НА ПРИМЕРЕ БОЛЬШИХ СРЫВОВ В ТОКАМАКЕ

Е.К. Фокина
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Факультет Информатика и системы управления

В настоящее время наибольшие успехи были достигнуты в области магнитного удержания плазмы в установках типа токамак. Токама́к (тороидальная камера с магнитными катушками) – тороидальная установка для магнитного удержания плазмы с целью достижения условий, необходимых для протекания управляемого термоядерного синтеза. Плазма в токамаке удерживается не стенками камеры, которые способны выдержать её температуру лишь до определенного предела, а специально создаваемым магнитным полем. По сравнению с другими установками, использующими магнитное поле для удержания плазмы, особенностью токамака является использование электрического тока, протекающего через плазму для создания полоидального поля, необходимого для сжатия, разогрева, и удержания равновесия плазмы. Этим он, в частности, отличается от стелларатора, являющегося одной из альтернативных схем удержания, в котором и тороидальное, и полоидальное поля создаются с помощью магнитных катушек.

У токамаков есть проблема со стабильностью плазмы. У стеллараторов проблем с этим нет. Но, словно взамен, у стеллаторов есть другой недостаток — здесь велики потери энергии плазмы. Из-за этого таким машинам трудно достичь необходимых температур и времени удержания, достаточных для запуска термоядерной реакции. В токамаке винтовое магнитное поле создается током, который течет прямо по плазме и подвержен колебаниям и движениям вместе с ней. Иногда в результате этих колебаний структура удерживающего магнитного поля меняется так неудачно, что плазма буквально вылетает на стенку камеры. Это и есть большой срыв. В таком крупном реакторе, как ИТЭР, где запас энергии плазмы эквивалентен 250 килограммам тротила, это может привести даже к разрушению стенки реактора. Вот почему в проект заложено требование: большой срыв может случаться не чаще раза в год.

Управление динамическими объектами с использованием прогнозирующих моделей

Одним из современных формализованных подходов к анализу и синтезу систем управления, базирующихся на математических методах оптимизации, является теория управления динамическими объектами с использованием прогнозирующих моделей – Model Predictive Control (MPC).

В настоящее время сфера практического приложения MPC-методов существенно расширилась, охватывая разнообразные технологические процессы в химической и строительной индустрии, легкой и пищевой промышленности, в аэрокосмических исследованиях, в современных системах энергетики и т.д.

Основным достоинством MPC-подхода, определяющим его успешное использование в практике построения и эксплуатации систем управления, служит относительная простота базовой схемы формирования обратной связи, сочетающаяся с высокими адаптивными свойствами. Последнее обстоятельство позволяет управлять многомерными и многосвязными объектами со сложной структурой, включающей нелинейности, оптимизировать процессы в режиме реального времени в рамках ограничений на управляющие и управляемые переменные, учитывать неопределенности в задании объектов и возмущений. Кроме того, возможен учет транспортного запаздывания, учет изменений критериев качества в ходе процесса и отказов датчиков системы измерения.

Достижение высоких характеристик плазмы и параметров плазменных установок невозможно без создания эффективных систем стабилизации и управления быстропротекающими динамическими процессами. Для их создания необходимо проводить целенаправленные исследования поведения плазмы в установках токамак с точки зрения проблем управления: построение математических моделей управления и оптимизации, компьютерное моделирование. Цель данной работы состоит в разработке математических моделей, алгоритмов, методов оптимизации, и программных средств для решения проблемы удержания плазмы.

Разработка и математическое моделирование системы прогнозирования больших срывов в токамаках

Явление большого срыва - это одно из актуальных направлений исследований в вопросах управления плазмой. Наиболее надежным предвестником большого срыва в токамаке является быстрый тепловой срыв (БТС) в центральной части плазмы, который представляет угрозу для обращенных к плазме поверхностей. Кроме того, в процессе явления срыва большая часть плазменной энергии может перейти в энергию пучка

быстрых электронов за счет генерации сильного электрического поля в результате охлаждения плазмы. Таким образом, смягчение процесса большого срыва становится серьезной проблемой при создании токамака-реактора масштаба ИТЭР.

Дискриминантный анализ используется в качестве главного метода для прогнозирования срывов в плазме. В качестве переменных для дискриминантного анализа используются 5 параметров плазмы: BetaN, Pfrac, li, ne_nGW, Ulp. Это бета полоидальное, производная по времени от полной тепловой энергии, ток плазмы, плотность плазмы отнесенная к пределу Гринвальда и напряжение на обмотках близко расположенных к внутренней стенке камеры. На токамаке ASDEX Upgrade был проведен анализ всех разрядов в плазме за последние 5 лет. Все разряды были классифицированы и разделены на 2 группы. Первая группа в которой не было срывов в плазме и вторая группа со срывами в плазме. Используя статистический метод, была получена функция для случая срывов в плазме типа edge cooling disruptions. Данная функция отражает зависимость возникновения срыва в плазме от 5 выбранных параметров плазмы. Дискриминантный анализ позволяет определить значимость каждого параметра в возникновении этого события. Анализ показал, что в большинстве случаев срыв возникает как результат некоторой цепочки нестабильностей.

Дискриминантный анализ представлен параметрическим методом. Есть 2 группы наблюдений, со срывами и без. Матрица данных nxp состоит из n- количество наблюдений в группе k (k=1,2) и p- параметры плазмы. В наблюдениях точкой данных будет считаться вектор-столбец X=X1,X2....Xp. Предварительная вероятность срыва в первой группе q1=0,08 и во второй группе q2=0,92. В соответствии с теоремой Байеса можно определить вероятность срыва среди X наблюдений в группе k. Так же учитываются следующие условия: ток плазмы должен быть больше 0,7 МА и элонгация плазмы больше 1,5.

Дискриминантный анализ в данном случае состоит из двух частей. Первая часть это определение влияния каждого параметра на определение вероятности пробоев и формирование в модели. Вторая часть это получение специальной дискриминантной функции, где для каждой из групп мы уже имеем вероятность q1 и q2, полученные ранее опытным путем.

В качестве входные сигналов используются шины данных, каждая из которых состоит из трех сигналов: самого значения и двух сигналов характеризующих его качество.

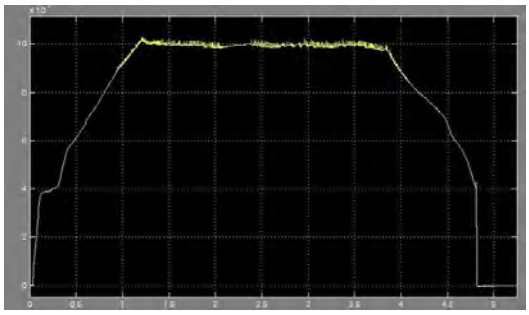
Данная модель была дополнена следующим. В соответствии с условием тока плазмы 0,7 МА и вероятностью возникновения срыва 80% и более система подает сигнал о предстоящем срыве. Каждый используемый сигнал имеет так же метку, характеризующую его качество, т.е. насколько можно доверять данному значению сигнала. Если эта метка имеет

значение 0 или 1, значит можно использовать текущую информацию. Если сигналы пришли с метками 3 или 4, значит что-то было получено ранее неверно, необходима корректировка или стоит вообще прекратить разряд. Стоит так же отметить, что на вход данной модели сигналы приходят уже с метками об их качестве. Поэтому перед началом выполнения дискриминантного анализа был вставлен блок анализа качества приходящих сигналов и возможного их улучшения.

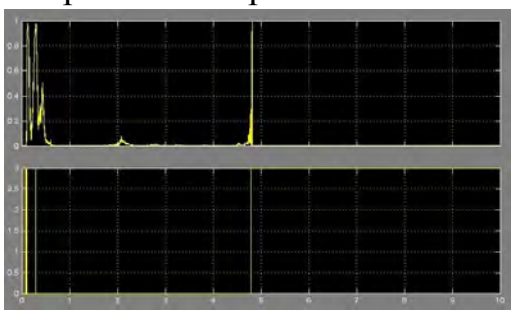
Работоспособность модели была проверена с учетом входных данных разрядов без срывов и со срывами. Ниже представлено 2 случая, первый – наличие срыва в разряде, второй – разряд без срыва. На первом графике в обоих случаях отображена зависимость тока от времени, на втором графике зависимость вероятности срыва в разряде от времени, на третьем графике отображено возникновение предупреждающего сигнала в течении разряда.

Пример № 1. Разряд без срыва.

Ток плазмы



Вероятность срыва в плазме



Предупреждающий сигнал

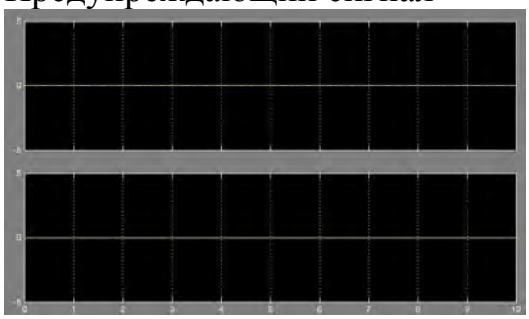


Рис 1. Разряд без срыва

Пример № 2. Разряд со срывом.

Ток плазмы Вероятность срыва

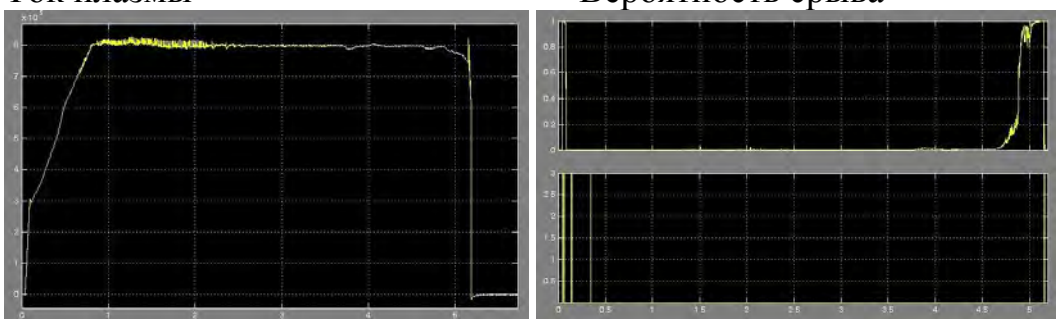


Рис. 2. Разряд со срывом

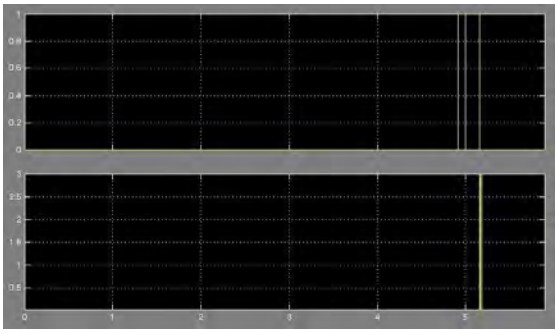


Рис.3. Предупреждающий сигнал

Из данных графиков видно, что предупреждающий сигнал пришел в момент времени t=4,92 сек, а срыв произошел в t=5,12. Таким образом, запас по времени составляет 200 мл секунд, что является достаточным для принятия каких-либо мер. Модель с входными параметрами от других разрядов со срывами показала аналогичные результаты.

Выводы

Токамаки открывают возможность использования практически неисчерпаемого и безопасного источника энергии от синтеза ядер легких элементов при высоком давлении и температуре в плазме – ионизованном газе. Но разработка и создание такого источника энергии связана с рядом сложных проблем.

Срывы в токамаках - одно из самых неприятных и опасных явлений в магнитных конфигурациях данного типа. Природа их неизвестна, а как с ними бороться - не ясно, хотя прогнозировать их появление, как показывает практика, можно.

Литература

1. Wesson J. The Science of JET. EFDA JET 2006.
2. Y. Zhang, G. Pautasso, O. Kardaun, G. Tardini, X.Y. Zhang and the ASDEX Upgrade Team Prediction of disruptions on ASDEX Upgrade using discriminant analysis, Nuclear Fusion 51(2011) 063039

РЕТРОСПЕКТИВНЫЙ АНАЛИЗ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ НА ДЕПОЛЯРИЗОВАННОМ ИЗЛУЧЕНИИ

Е.В. Шаховцев , А.И. Баландин, К.О. Барышников, М.И. Коптенков
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Широко известно, что одной из важных проблем при разработке волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) является поддержание поляризации излучения. Это влечет за собой разработку и применение дорогостоящего волокна, включение в схему дополнительных элементов (поляризатор). В то же время в американской фирме Honeywell International был создан гироскоп на деполяризованном излучении, по чувствительности превосходящий «поляризованные» аналоги, а по стоимости – существенно дешевле них.

Проведя ретроспективный анализ существующих гироскопов на деполяризованном излучении можно выявить их особенности и сделать вывод о целесообразности их разработки и применения.

Рассмотрим для начала физические основы поляризации.

Поляризация волн – явление нарушения симметрии распределения возмущений в поперечной волне относительно направления её распространения. Для электромагнитных волн это явление направленного колебания векторов напряженности электрического поля E или напряженности магнитного поля H.

Причиной возникновения поляризации волн может быть:
несимметричная генерация волн в источнике возмущения;

- анизотропность среды распространения волн;
- преломление и отражение на границе двух сред.

Основными являются два вида поляризации:

- линейная – колебания возмущения происходит в какой-то одной плоскости. В таком случае говорят о «плоско-поляризованной волне»;
- круговая – конец вектора амплитуды описывает окружность в плоскости колебаний. В зависимости от направления вращения вектора может быть правой или левой.

Если рассеянный свет поляризовать, то, используя поляризационный фильтр с иной поляризацией, можно ограничивать прохождение света. Интенсивность света прошедшего через поляризаторы подчиняется закону Малюса. Закон Малюса – физический закон, выражающий зависимость интенсивности линейно-поляризованного света после его прохождения через поляризатор от угла ϕ между плоскостями поляризации падающего света и поляризатора.

Деполяризатор на таком принципе впервые был создан Бернардом Ли.

Деполяризатор Ли представляет собой две кварцевые плоскопараллельные пластины (в общем случае два участка среды с большим двулучепреломлением), оптические оси в которых нормальны входному излучению и развернуты друг относительно друга в азимутальной плоскости на 45˚. Соотношение между толщинами пластин обычно равняется 2:1.

Первая попытка создать ВОГ на деполяризованном излучении предпринята G.Pavlath и H. Shaw в Стенфорде, 1981-85г. В предложенной ими схеме нет деполяризатора как такового, авторы предлагают использовать в качестве источника света два линейно поляризованных лазера с вертикальным и горизонтальным направлением поляризации. Объединяя свет двух источников при помощи линзы, можно получить деполяризованный свет. Степень поляризации подобного источника света может достигать величины менее 0,1 %. К слову, наиболее совершенный на тот момент деполяризованный HeNe лазер имел степень линейной поляризации около 5%. Все оптические элементы в данной схеме являются изотропными. В результате ее точность не велика, а стоимость возрастает в результате использования двух источников света.

Второй прототип ВОГ на деполяризованном излучении создали R.Moeller и W. Burns, в 1983-87г. В данном случае предлагалось использовать СуперЛюминисцентный Диод со степенью линейной поляризации в 16%, которая теоретически может быть снижена до 2%, с помощью использования соответствующих селективных отражателей или поглотителей. Другим важным новшеством является использование в этой схеме разветвителя 3х3 и двух детекторов, что позволяет не использовать фазовый модулятор и сократить погрешности. Оптические элементы также изотропны. Разумеется данную схему также нельзя считать совершенной ввиду низкой точности прибора и большой остаточной поляризации света в контуре.

Первый ВОГ с полноценным деполяризатором был создан в Японии в 1991 году. В схеме, предложенной Y.Nishiura и T.Iwashita использовано изотропное волокно катушки, анизотропные разветвители, поляризатор в виде кольца из анизотропного волокна и фазовый модулятор. Деполяризаторы (типа Ли) получены в результате соединения двух кусков анизотропного волокна (но были рассмотрены также и другие варианты: две части кристалла с высоким двулучепреломлением или поляризованный источник света, повернутый относительно волокна на 45˚). В результате применения изотропного волокна в оптическом контуре достигнуто снижение цены, а достижение низкой степени поляризации повышает точностные характеристики. Особо стоит отметить, что в данной работе японские ученые выдвинули идею «двойной деполяризации» деполяризованный свет источника поляризуется, а затем снова деполяризуется. По их мнению, это позволяет достичь особенно низкой остаточной поляризации. В дальнейшем Y.Nishiura усовершенствовал свою схему, устранив интерференцию между деполяризаторами (1994).

Опыт японцев был использован в новой работе R.Moeller и W.Burns. С помощью деполяризатора Ли им удалось стабилизировать свой СЛД и переработать схему, сохранив изотропность основных элементов. Существенным отличием от японской схемы является отсутствие поляризатора. По утверждению авторов, это устраняет зависимость прибора от магнитных полей и повышает мощность выходного сигнала на 6 дб. Отказ от «двойной деполяризации» не играет существенной роли, а вернее сказать, что в виде предложенном японцами она не актуальна – Моэллер использует один деполяризатор для источника света и другой для устранения наведенной поляризации в оптическом контуре, которая существенно больше чем остаточная поляризация. Также авторы представили свою классическую схему разветвителя 3х3 с новым СЛД и деполяризатором в оптическом контуре.

Следующий шаг в развитии деполяризированных ВОГ сделали R.Muller и E. Hartl из Мюнхена. Усовершенствовав схему R.Moeller они добавили к разветвителю 3х3 второй деполяризатор в оптическом контуре, длина которого в 4 раза больше чем первого (это необходимо для закономерности Ли). Теперь величина ошибки, которая возникает от остаточной поляризации (в том числе полученной от наведенной поляризации зависит только от количества самих поляризаторов.

Достаточное оригинальное решение проблемы остаточной поляризации было предложено в 1995 группой из Института прикладной физики РАН. В их схеме с одним деполяризатором между двумя разветвителями предлагается анизотропный волоконный контур выполнить из изотропного волокна, при этом необходимая анизотропия контура создается за счет наведенного двойного лучепреломления при намотке изотропного волокна.

Самым совершенным на сегодняшней день является использование принципа R.Muller с двумя деполяризаторами и применение развивающихся Интегральных оптических схем. В некоторых случаях используют деполяризованный свет на входе в ИОС, в других случаях – поляризованный, но в оптическом контуре он деполяризован в любом случае. В первую очередь применение таких систем позволило объединить в одном элементе модулятор и разветвитель, затем позволило упростить монтаж и сократить количество компонентов используя ИОС как часть деполяризатора. Такое возможно поскольку ИОС представляет собой кристалл ниобата лития, по сути своей являющийся поляризованной средой с высоким двулучепреломлением. Для получения деполяризатора достаточно стыковать к ИОС отрезки анизотропного волокна под углом 45⊕. В перспективе возможно включение всех деполяризаторов в состав ИОС. Если учесть что еще до появления ИОС(в 1997 г.) японцами были предприняты попытки создать ВОГ с комбинированным источником-приемником, включающим в себя также и деполяризатор (1996г), то можно получить предельно упрощенную схему, состоящую из источника, ИОС и оптического контура.

Выводы

Использование схем ВОГ на деполяризованном излучении позволяет значительно упростить монтаж и снизить стоимость компонентов без потерь в точности.

Существуют несколько групп, которые на протяжении многих лет ведут исследования в области ВОГ на деполяризованном свете, используя опыт конкурентов для совершенствования своей схемы. Это такие группы как: George Pavlath (Stanford, Litton Systems); Robert Moeller(The USA Navy); Yozo Nishiura (Sumitomo Electric Industries); Reinhard Muller (Deutsh Aerospace) и в последнее время Honeywell International и Nortrop Grumman Corporation

Наиболее совершенной оптико-физической схемой на деполяризованном излучении на сегодняшний день является схема с использованием ИОС и двух деполяризаторов в оптическом контуре.

МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ КОМПЕНСАЦИОННЫЙ КВАРЦЕВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР

М.И. Коптенков, К.О. Барышников, А.И. Баландин
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Компенсационные маятниковые кварцевые акселерометры, разрабатываемые в НИИ Прикладной механики им. академика В.И. Кузнецова, относится к прибором навигационного класса. Модернизированный акселерометр будет применён в качестве чувствительного элемента при построении бесплатформенных инерциальных навигационных систем и измерительных инерциальных блоков, а также заменит свой прототип в зарекомендовавших себя платформенных инерциальных системах.

Основным конструктивным элементом акселерометра является кварцевая пластина. Она состоит из подвижной части (маятника), неподвижного кольца и упругих перемычек, соединяющих подвижную и неподвижную части пластины. На пластине с двух сторон термовакуумным методом нанесен тонкий слой золота, формирующего подвижные обкладки ДУ, и электрические цепи. Маятник и две закрепленные на нем бескаркасными катушки ДМ образуют подвижную инерционную массу. Неподвижное кольцо кварцевой пластины установлено между двумя корпусами магнитной системы. Каждый корпус имеет выступы высотой 30 мкм, так называемые «платики», формирующие рабочий зазор датчика угла. Магнитная система состоит из магнитопровода и полюсного наконечника. Корпус магнитной системы имеет высокоточную поверхность, которая формирует неподвижную обкладку ДУ. Неподвижные обкладки магнитных корпусов электрически соединены между собой и вместе с подвижными обкладками маятника образуют дифференциальный емкостной ДУ. Бескаркасные ка-

тушки и магниты магнитных систем образуют ДМ. Катушки ДМ находятся в постоянном магнитном поле. По закону Ампера, если проводник с током помещен в магнитное поле, то на него будет действовать сила Ампера. Эта сила создаёт момент равный моменту сил инерции, но противоположный ему по знаку, таким образом осуществляется его компенсация.

Кварцевая пластина изготовлена из кварцевого стекла марки КУ-1 ГОСТ 15130-95. Неподвижные элементы кварцевой пластины и маятник сформированы из цельной заготовки толщиной 0,5 мм. Толщина упругих перемычек составляет 20 мкм. Контур маятника получают удалением материала при помощи лазера. Травление перемычек осуществляется в концентрированной плавиковой кислоте. Плавиковая кислота токсична. Травление в кислоте в отличие от «сухих» методов не обеспечивает высокую чистоту подложек. В настоящее время существуют альтернативные методы травления: ионное и плазмохимическое травления. Под термином «плазменное травление» понимают процесс контролируемого удаления материала с поверхности подложек под воздействием ионов низкотемпературной плазмы в среде инертных газов или в среде, содержащей активные газы.

Установка «Caroline PE15» предназначена для плазмохимического и ионно-химического травления в вакууме на заготовках диаметром до 200 мм с поштучной загрузкой/выгрузкой через шлюз. Данная установка способна осуществлять глубокое травление кварца в среде фторсодержащего газа со скоростями до 1 мкм/мин. В установке используется источник плазмы высокой плотности на основе высокочастотного (ВЧ) разряда, формирующие так называемую "трансформаторно-связанную плазму" (ТСП). ТСП-разряд позволяет травить различные материалы с высоким разрешением (менее 0,2 мкм).

Установка состоит из стойки питания и управления, вакуумной системы и рабочего стола. Стойка питания содержит компьютер с автоматической управляющей программой, блок управления вакуумной системой, ВЧ генератор для питания антенны, генератор для смещения, вакуумметр, источники питания электромагнита и источник питания устройства лазерного контроля. Вакуумная система состоит из двух насосов: высоковакуумного турбомолекулярного насоса и форвакуумного спирального безмасляного насоса. Газовая система состоит из восьмиканальной системы управления газонапуском с регуляторами расхода рабочего газа и с запорными клапанами. Рабочий стол установки состоит из рабочей и шлюзовой камер. В шлюзовой камере находится манипулятор – носитель подложки. Для отделения рабочей камеры и камеры шлюза предусмотрен шлюзовой затвор. Вакуумная рабочая камера содержит: водоохлаждаемый столик с гелиевым теплоотводом от подложки, на котором размещаются обрабатываемые заготовки, излучатель ВЧ, создающий плазму высокой плотности, устройство лазерного контроля глубины травления, электромагнитную

систему, состоящую из двух электромагнитных катушек большого диаметра, для увеличения плотности плазмы.

Применение технологии плазмохимического травления и использование 200 миллиметровых заготовок с высокой плоскостностью и параллельностью сторон, позволяет получать геометрические формы маятников с высокой точностью без дополнительной полировки и доводки пластин, а также получать до 16 маятников с одной заготовки, что способствует уменьшению себестоимости изготовления пластины и соответственно прибора.

Модернизированный УДА, в отличие от существующего, будет выполнен на современной высококачественной элементной базе отечественного производства. УДА предназначен для усиления и фазочувствительного выпрямления сигналов, поступающих с дифференциального ёмкостного ДУ. Применение современной элементной базы позволяет получить УДА с меньшим количеством усилительных каскадов: шесть безкорпусных интегральных микросхем 740УД4-1 «Н» заменяются двумя сдвоенными операционными усилителями 544УД15У3.

Микросхема 544УД14У3 выгодно отличается от остальных рассматриваемых современных микросхем высокой максимальной скоростью нарастания выходного напряжения.

Также благодаря малым размерам современных микросхем появилась возможность изготовить УДА на корпусных элементах, сохранив габариты. Значительно упрощается технология изготовления УДА, так как вместо дорогостоящей и сложной в изготовлении микросборки, он собирается простым монтажом элементов на печатную плату.

Выводы

1) Модернизация УДА с применением современных высококачественных микросхем 544УД14У3 позволяет, сохранив габариты и все технические характеристики усилителя, значительно упростить технологию изготовления. Себестоимость изготовления УДА уменьшается, так как не требуется изготавливать дорогостоящую микросборку.

2) Замена технологии жидкостного травления на плазменное даёт небольшое преимущество по точности обработки заготовок. А так же позволяет изготавливать структуры, которые невозможно получить методом жидкостного химического травления. Кроме того, «сухие» методы обеспечивают высокую чистоту подложек и не токсичны. Применение данной технологии позволяет получать до 16 кварцевых пластин из одной заготовки диаметром 200 мм.

Модернизированный акселерометр создаётся с применением современных технологий позволяет повысить экологическую безопасность производства и упростить процесс изготовления. Применение современной элементной базы позволяет значительно упростить схему и конструкцию усилителя-дискриминатора входящего в состав акселерометра.

МОДЕРНИЗАЦИЯ КОМПЕНСАЦИОННОГО КВАРЦЕВОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА С ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ ДАТЧИКА УГЛА

В.О. Аверина, М.И. Коптенков, К.О. Барышников, А.И. Баландин
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Акселерометры – датчики линейных ускорений, предназначенные для измерения проекции кажущегося ускорения на ось чувствительности. На самолетах, ракетах, спутниках и космических кораблях акселерометры применяются в автопилотах для улучшения характеристик устойчивости и управляемости объекта, а в системах инерциальной навигации и ориентации - в качестве основных датчиков измерения ускорения. Акселерометры используются в качестве индикаторов плоскости горизонта в системах горизонтирования гиростабилизированных платформ и иных устройств.

Кинематическая схема маятникового компенсационного акселерометра приведена на рис. 1.

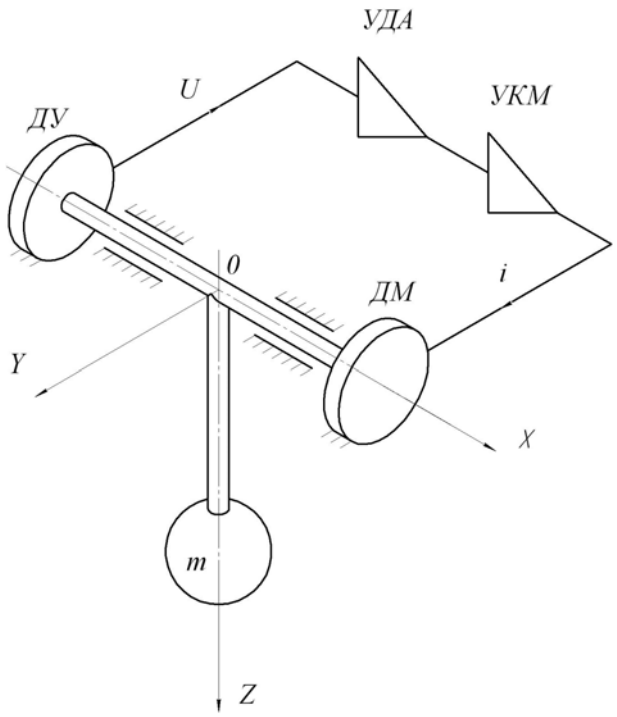


Рис. 1. Кинематическая схема

Чувствительным элементом маятникового компенсационного акселерометра является маятник, удерживаемый в среднем положении при помощи т. н. электрической пружины. Роль электрической пружины выполняет следящая система, состоящая из датчика угла (ДУ), усилителя-дискриминатора (УДА), усилителя компенсации момента (УКМ) (УКМ в прибор не входит) и датчика момента (ДМ). Ток в обмотке ДМ, необходи-

мый для удержания маятника в среднем положении, пропорционален проекции кажущегося ускорения на ось чувствительности акселерометра.

Основным элементом акселерометра является кварцевая пластина. Она состоит из подвижной части (маятника), неподвижного кольца и упругих перемычек, соединяющих подвижную и неподвижную части пластины. Неподвижные элементы кварцевой пластины сформированы из цельной заготовки толщиной 0,5мм. Толщина упругих перемычек составляет 20 мкм. На пластину напылены золотые обкладки емкостного ДУ. По существующей технологии обкладки напыляются с помощью установки термовакуумного напыления, но в настоящий момент существуют более прогрессивные способы выполнению данного технологического процессов. Одним из таких способов является технология магнетронного напыления. Данный способ позволяет повысить геометрическую точность тонкого покрытия, а также увеличить адгезию напыленных слоев.

Установка «Caroline D12B2» предназначена для двустороннего магнетронного напыления на керамические, кремниевые и любые плоские (толщина не более 30 мм.) подложки размером до Ø150 мм. (максимальная плоскость обрабатываемых деталей 150×350 мм.) Установка комплектуется магнетронами для распыления таких материалов как: резистивные сплавы Cu, Cr, Ni, Al и т.п.

Установка обеспечивает:

- очистку поверхности изделий перед напылением с целью улучшения адгезии напыляемых слоев с помощью ионного источника постоянного тока (при необходимости два ионных источника изнутри и снаружи барабана);
- нагрев изделий до заданной температуры, контроль и поддержание температуры в процессе напыления слоев;
- стабилизацию заданного расхода технологических газов по трем каналам и контроль расхода газа по каждому каналу;
- вертикальное расположение мишеней на магнетронах и изделий на вращающемся барабане;
- автоматическое выполнение цикла откачки рабочей камеры от атмосферы до стартового вакуума;
- автоматическое окончание цикла очистки изделий по заданному времени;
- контроль и автоматическое окончание напыления резистивных и металлических пленок по заданному времени или по заданному сопротивлению свидетеля;
- размещение изделий на легко снимаемых с барабана носителях с целью сокращения времени загрузки и выгрузки.

Возможно применение планетарного механизма вращения цилиндрических подложек (ось вращения вертикальная) с диаметром изделий до 100 мм

Предложенный комплекс технических решений позволит сократить технологический цикл изготовления акселерометра. Применение магнетронного напыления позволит повысить качество кварцевых пластин, а также сведёт к минимум вероятный брак. При дальнейшей проработке данного вопроса возможно повышение точности прибора.

Литература:

1. Кондратов Н.М. Резистивные материалы. – Обзоры по электронной технике. Сер. Материалы, 1979, вып.4, С.36.
2. Берлин Е.В., Сейдман Л.А. Установка для магнетронного нанесения многослойных покрытий. – ЭЛЕКТРОНИКА: НТБ, 2003, №7, С.58–60.
3. Сейдман Л.А. Способы управления процессом реактивного магнетронного распыления с помощью вольтамперных характеристик разряда. – Труды постоянно действующего семинара "Электровакуумная техника и технология"/под ред. А.В.Горина.– Москва, 1999.– 168 с.
4. Берлин Е.В., Воробьев А.Н., Сейдман Л.А. Получение чередующихся слоев диэлектриков на основе кремния. – ЭЛЕКТРОНИКА

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ГИРОИНКЛИНОМЕТР НА ОСНОВЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

К.О. Барышников, А.И. Баландин, М.И. Коптенков
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Исследуется проблема создания малогабаритного гироинклинометра с использованием волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). В НИИ прикладной механики им. акад. В.И. Кузнецова была проведена научно-исследовательская работа, в результате которой была подтверждена работоспособной предложенной концепции.

В ходе работы были обнаружены значительные погрешности определения азимутального угла, вызванные следующими причинами:

1) После включения электропитания ВОГ имеет повышенный уход нуля.

2) ВОГ проявляет высокую чувствительность к нестабильности напряжения питания.

3) ВОГ проявляет значительную чувствительность к магнитному полю Земли. Для уменьшения этой погрешности необходимо каждый ВОГ поместить в магнитомягкий экран, например, из пермаллоя.

Исследования показывают, что возможно создание работоспособного малогабаритного инклинометра на ВОГ при соответствующей отработке конструкции блока чувствительных элементов. Поднять точность измере-

ний географического азимутального угла до заданной величины (примерно до 2°) можно путем увеличения числа ориентаций, в которых производится измерение азимута с 2 до 4 (через каждые 90°).

Инклинометр на ВОГ имеет преимущество перед инклинометром, построенном на динамически настраиваемых гироскопах, как более прочный, более устойчивый к вибрациям и ударам, имеющий меньшее энергопотребление и более дешевый. Все габаритно-массовые характеристики предлагаемого гироинклинометра остаются без изменений.

Гироканал измерения азимута будет состоять из 2 ВОГ, работающих в режиме гирокомпасирования и одного ВОГ, хранящего азимут. Инклинометр с таким гироканалом получает новое качество: непрерывность съема показаний с периодической корректировкой азимута на редких остановках.

В настоящее время в качестве ВОГ планируется использовать гироскопы ВГ091А и ВГ091Б производства фирмы «Физоптика». Предельная рабочая температура данных приборов составляет 75ºС. Максимальная рабочая температура скважинного прибора инклинометра определяет максимально допустимую глубину, на которую может опуститься прибор при исследованиях скважин. параллельно ведутся разработки высокотемпературного ВОГ разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова.

Разрабатываемый ВОГ будет обладать теми же габаритно-массовыми характеристиками и энергопотреблением, но максимальная рабочая температура будет повышена до 120 ºС. Для обеспечения лёгкой замены гироскопов производства фирмы «Физоптика» на приборы собственного производства, все используемые при создании скважинного прибора инклинометра ЭРИ, материалы и сборочные единицы имеют максимальную рабочую температуру 120 ºС и выше.

Для повышения потребительских качеств создается универсальный (гибридный) гиромагнитометрический инклинометр, объединяющий лучшие качества гироскопического и магнитометрического инклинометров. Такое объединение двух приборов в одном корпусе дает возможность исследовать пространственное расположение магнитных масс под землей. К магнитным массам относятся железные, никелевые, кобальтовые и хромовые руды, стальные трубопроводы, заброшенные обсаженные буровые скважины, электрические и телефонные кабели, шахты со стальной опалубкой, тоннели и станции метро, железобетонные строительные конструкции и т.п. Может быть найдена новая область применения гироинклинометров.

В экспериментальном образце инклинометра предполагается разработать и применить новый трехосный блок акселерометров, содержащий 24 микромеханических акселерометра типа ADXL203 производства компании «Analog device» , позволяющий повысить точность определения зенитного угла в несколько раз.

В экспериментальном образце также предполагается использовать трехосный блок магнитометров, который можно построить на двухосных магниторезистивных микросхемах HMC1002 производства «Honeywell». Использование дополнительного канала измерения магнитного азимута незначительно повысит цену скважинного прибора, но даст более достоверные результаты измерений азимута за счет применения двух методов измерения, основанных на разных физических принципах.

Гибридный измерительный комплекс может применяться для решения трудно разрешаемых задач геофизики:

1. Расшифровка природы магнитных аномалий.
2. Поиск тел с повышенной магнитной восприимчивостью в околоскважинном пространстве, определение пространственного положения магнитных масс.
3. Выделение зон инверсий магнитного поля по разрезу скважин.
4. Контроль азимута и зенитного угла исследуемых скважин.
5. Отбраковка «ложных» аномалий при использовании в процессе бурения утяжелителя буровых растворов на базе магнитных материалов.
6. Наведение ствола поисковой скважины на ствол аварийной скважины при ликвидации аварии в нефтегазовых скважинах.

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЙ ГИРОСКОП С РАСШИРЕННЫМ ДИАПАЗОНОМ РАБОЧИХ ТЕМПЕРАТУР

А.И. Баландин, К.О. Барышников, М.И. Коптенков, Е.В. Шаховцев
НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Исследуется возможность создания малогабаритного волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) с расширенным диапазоном рабочих температур для скважинных инклинометров. Максимальная рабочая температура ВОГ определяет предельную глубину скважины, на которой может применяться измерительный инклинометр без дополнительной тепловой защиты.

Разрабатываемый ВОГ построен по «минимальной конфигурации» и включает в себя два разветвителя, поляризатор, фазовый модулятор и катушку с оптоволоконным контуром. Для создания чувствительной катушки используется анизотропное одномодовое оптическое волокно со специальным высокотемпературным покрытием (разработки Научного центра волоконной оптики РАН и Пермской научно-производственной приборостроительной компании).

В качестве поляризатора используется волоконный поляризатор с двулучепреломляющим кристаллом. Фазовый модулятор выполнен из пье-

зокерамического кольца с намотанной на него петлёй оптоволокна и располагается вблизи одного из концов катушки интерферометра ВОГ. Расщепитель излучения представляет собой волоконный сварной биконический разветвитель.

Основные технические характеристики:

1) Диапазон рабочих температур: от минус 10° до плюс 125 °С.

2) Габариты: диаметр 24 мм и высота 48 мм.

3) Класс точность прибора: 1 град/час.

Выбранная элементная база способна обеспечить функционирование «минимальной конфигурации» ВОГ в условиях воздействия заданных температур. Для обеспечения алгоритмической компенсации воздействия температуры и отработки технологии управления фазовым модулятором создается макет высокотемпературного ВОГ.

Разрабатываемый волоконно-оптический гироскоп с указанными техническими характеристиками не имеет аналогов в мире. В настоящее время создаётся макет данного ВОГ.

Макет ВОГ будет разделён на две части:

- модуль оптоэлектронный
- модуль чувствительного элемента.

Структурная схема представлена на рис. 1.

Данный макет позволит провести испытания с целью подтверждения правильности реализованных в макетируемом приборе принципиальных схемных решений, определения технических характеристик макета, соответствия примененных оптических элементов и ЭРИ требованиям, установленным ТУ на них и отработки методов управления пьезокерамическим фазовым модулятором, а также с целью оценки запаса работоспособности прибора при различных видах воздействующих на него факторов. Так же будет проверена чувствительность элементов макета к следующим физическим эффектам, влияющим на точность ВОГ

1. Чувствительность к градиенту температур (эффект Шъюппа).
2. Электромагнитная чувствительность (эффект Фарадея).
3. Электрооптический эффект (эффект Керра).
4. Обратное рассеяние лучей, бегущих по и против часовой стрелки, когерентных и некогерентных на несовершенствах волокна (обратное рэлеевское рассеяние).
5. Поляризационные эффекты.

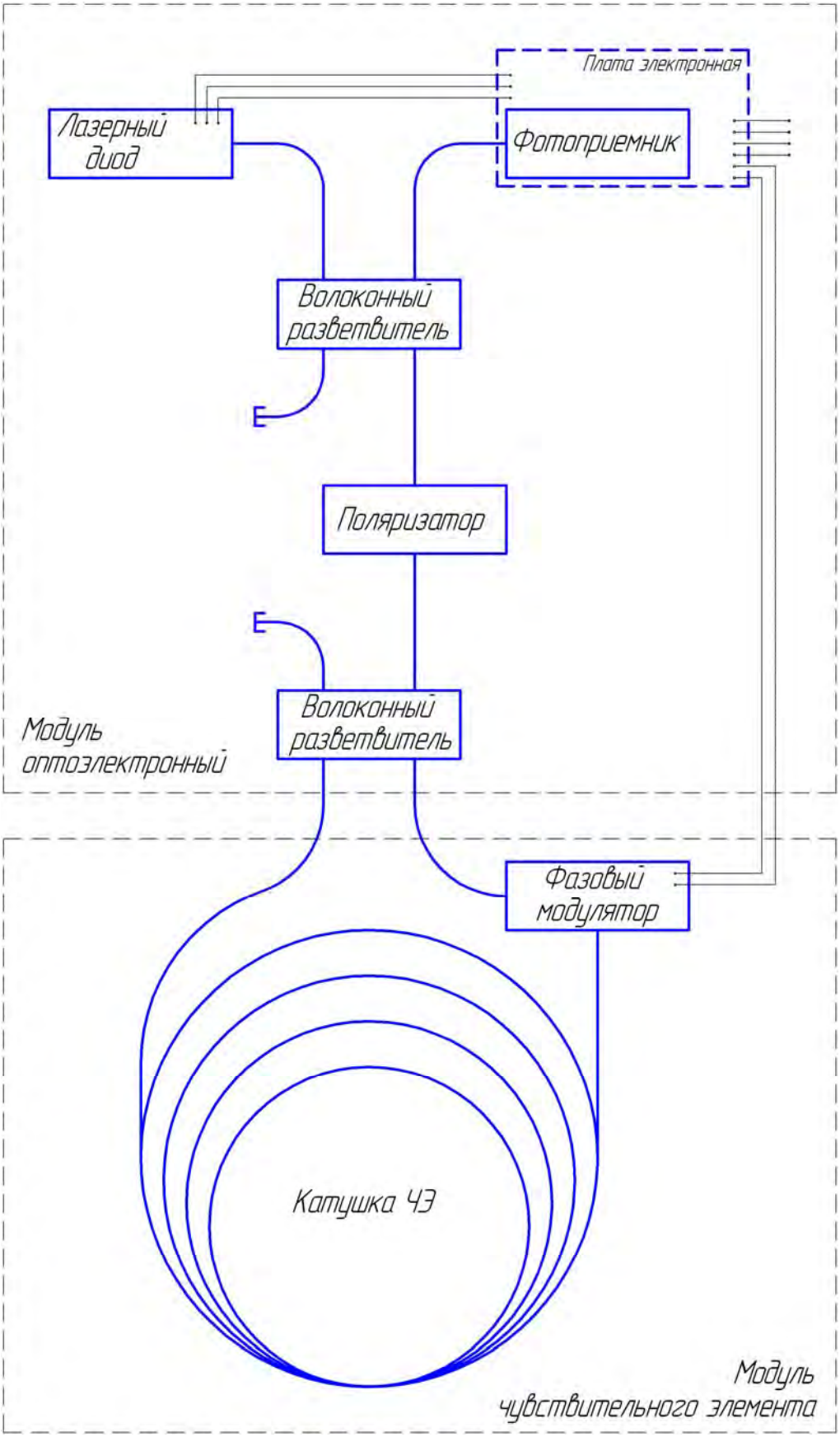


Рис.1 - Структурная схема макета ВОГ

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЗЕРКАЛЬНОГО ОБЪЕКТИВА КУКА С ЛИНЗОВЫМ КОМПЕНСАТОРОМ В СХОДЯЩИХСЯ ПУЧКАХ ЛУЧЕЙ

С.О. Кравченко
МГТУ им. Н.Э. Баумана,
факультет «Оптико-электронное приборостроение»

В космическом оптическом приборостроении все чаще применяют зеркальные и зеркально линзовые объективы, построенные в основном на базе схемы Ричи-Критьена, завоевавшей популярность благодаря своим масса-габаритным характеристикам. Но данная система не лишена следующих недостатков: центрального экранирования, которое вызывает падение ЧКХ на средних пространственных частотах, на которых работают современные ПЗС матрицы, а так же малое угловое поле. Для устранения первого недостатка в системах Ричи-Критьена приходится увеличивать относительное отверстие в системе для получения необходимой освещенности в изображении предмета. Угловое поле в таких системах ограничено центральным отверстием главного зеркала и не превышает значения tg2 $\leq \mu x D_{гз}/f'$, но это физические ограничения, для систем дифракционно-ограниченных с линзовым компенсатором в сходящихся пучках лучей угловое поле не превышает, как правило 2 <5°.

Этих недостатков лишена схема зеркального триплета Кука. Зеркальные объективы без центрального экранирования с эксцентрично расположенным полем изображения в последнее время все более широко применяются для построения высококачественных оптических систем. Это обусловлено рядом важных преимуществ, таких как: широкий спектральный диапазон, отсутствие центрального экранирования, большие угловые поля, высокое качество изображения, разнообразие оптических схем различной светосилы и возможность получения задних отрезков порядка (0,5…0,7) от фокусного расстояния объектива.

В докладе представлена методика выбора начального кольцевого поля у всей линейки зеркальных объективов по схеме Кука, проведен габаритный расчет зеркальной части объектива. Расчет линзового компенсатора проводился с учетом рассчитанной зеркальной части. На основании практики расчета данного вида объективов выявлена оптимальная форма компонентов линзового компенсатора в сходящихся пучках лучей. Представлены примеры объектива зеркального триплета Кука с линзовым компенсатором и пример реализации объектива с двумя спектральными каналами с разделяющим элементом в виде отражающего покрытия для ближней ИК области на первой поверхности линзового компенсатора.

Научное издание

Десятая научно-практическая конференция
молодых специалистов и студентов
памяти главного конструктора
академика В.И. Кузнецова

Сборник докладов

26-27 апреля 2012 года

Ответственные за выпуск: В.Н. Герди
В.К. Балтян

Редакторы: Т.Н. Лаптева
Л.А. Дудко

Набор, верстка, выпуск: В.О. Кирюханцева
А.С.Петраков

Межотраслевой учебно-научный центр «Технологическое образование»
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Подписано в печать
Формат 60x84/16. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 18,83.
Уч.-изд. л. 13,7. Тираж 80 экз.

МГТУ им. Н.Э. Баумана
105005, Москва, 2-я Бауманская, 5, стр.1