# ХХХІV КОНФЕРЕНЦИЯ ПАМЯТИ ВЫДАЮЩЕГОСЯ КОНСТРУКТОРА ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ Н.Н.ОСТРЯКОВА

# К 120-летию ученого



1–3 октября 2024 г. Санкт-Петербург

# СБОРНИК ДОКЛАДОВ

Санкт-Петербург 2024

**ХХХІV конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова** – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2024. 285 с. ISBN 978-5-91995-104-9

В настоящем издании опубликованы расширенные рефераты докладов, представленных на XXXIV конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н.Острякова.

Рефераты публикуются в авторской редакции.

## ПРЕДСЕДАТЕЛЬ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА КОНФЕРЕНЦИИ

### АКАДЕМИК РАН В.Г.ПЕШЕХОНОВ

## ОРГАНИЗАТОРЫ:

- ГНЦ РФ АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»
- ОБЪЕДИНЕННЫЙ НАУЧНЫЙ СОВЕТ ПО ПРИКЛАДНЫМ НАУКАМ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМУ РАЗВИТИЮ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СПБО РАН
- ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РФ АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»
- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ «ЛЭТИ» ИМЕНИ В.И.УЛЬЯНОВА (ЛЕНИНА)
- УНИВЕРСИТЕТ ИТМО
- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ПЕТРА ВЕЛИКОГО
- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ (ГУАП)
- ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ МАШИНОВЕДЕНИЯ РАН

## ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКОЙ ТЕРРИТОРИАЛЬНОЙ ГРУППЫ РОССИЙСКОГО НАЦИОНАЛЬНОГО КОМИТЕТА ПО АВТОМАТИЧЕСКОМУ УПРАВЛЕНИЮ
- ОТДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГЕТИКИ, МАШИНОСТРОЕНИЯ, МЕХАНИКИ И ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ РАН
- МЕЖДУНАРОДНОЙ ОБЩЕСТВЕННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ «АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ»
- ЖУРНАЛА «ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ»

# ХХХІV КОНФЕРЕНЦИЯ ПАМЯТИ ВЫДАЮЩЕГОСЯ КОНСТРУКТОРА ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ Н.Н.ОСТРЯКОВА

# ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

1. В.С. Вязьмин, А.А. Голован, А.В. Козлов, М.Д. Репин, С.А. Федоров Результаты испытаний макетного образца бескарданного аэрогравиметра в геофизических съемках
<b>2.</b> Д.В. Волынский, А.А. Унтилов, А.А. Павлов, Е.В. Драницына, А.П. Степанов Бесплатформенные инерциальные навигационные системы с автокомпенсационным вращением
<b>3.</b> А.В. Козлов, Ф.С. Капралов, С.А. Федоров, Г.О. Баранцев Полный цикл калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем в сборе
Секция 1.
ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ИХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
<b>4.</b> П. П. Удалов, И.А. Попов, А.В. Лукин, Л.В. Штукин Аналитические модели движения твердого тела в микромеханическом бесконтактном подвесе
<b>5. Н.В. Пискун, А.В. Лукин, И.А. Попов</b> Применение методики синтеза компактных моделей на примере микромеханического модально- локализованного акселерометра
<b>6.</b> Д.В. Антуфьев, А.В. Лукин, И.А. Попов Эффект параметрического усиления колебаний кольцевого резонатора микромеханического гироскопа 27
7. А.А. Трушков, Д.В. Фуртас, А.А. Дзуев, И.Х. Шаймарданов, Е.В. Бабаев Калибровка производной температуры микромеханического блока чувствительных элементов
<ul> <li>8. А.П. Чапурский, В.С. Безмен, М.И. Евстифеев, Е.Д. Усков</li> <li>Пути снижения температурной зависимости чувствительного элемента волоконно-оптического гироскопа</li></ul>
<b>9. Р.Л. Новиков, Д.А. Егоров, А.П. Чапурский</b> Температурные исследования бескаркасной катушки волоконно-оптического гироскопа
<ol> <li>В.С. Ошлаков, А.С. Алейник</li> <li>Применение полупроводникового лазерного источника оптического излучения с распределенной обратной связью в составе волоконно- оптического гироскопа навигационного класса точности</li></ol>
<b>11. Г.В. Давыдов, В.Ю. Мишин, А.Е. Серебряков, А.В. Молчанов, М.В. Чиркин</b> Алгоритмы компенсации динамического захвата в лазерном гироскопе
<ol> <li>А.С. Завитаев, О.С. Юльметова, А.Г. Щербак, М.И. Евстифеев</li> <li>Исследование и разработка технологии формообразования сферических ячеек для магнитометров и гироскопов</li></ol>
<b>13. М.В. Павлова, О.С. Юльметова, А.Г. Щербак</b> Технологические аспекты лазерного конфигурирования функциональных элементов гироскопических приборов
<b>14.</b> С.Н. Федорович, А.Ю. Филиппов, А.Г. Щербак Разработка технологии лазерной маркировки растрового рисунка на поверхности бериллиевого ротора бескарданного электростатического гироскопа

15. А.Д. Клиновицкий, В.С. Марин, С.Ю. Керпелева, М.С. Ананьевский Определение погрешности гироскопа при помощи нейросетевых технологий в зависимости от окружающей среды
16. Д.М. Калихман, Е.А. Депутатова, В.М. Никифоров, А.А. Акмаев, Д.С. Гнусарев Комбинированный модальный динамический регулятор H2/H∞ для управления прецизионным поворотным стендом с поплавковым датчиком угловой скорости в качестве инерциального чувствительного элемента
Секция 2.
ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ И ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ
<b>17.</b> Д.А. Сафин, А.А. Голован, Н.Б. Вавилова, В.Г. Назаров Результаты тестирования на геополигоне навигационного обеспечения подвижных навигационно-геодезических комплексов
<ol> <li>Г.О. Баранцев, А.А. Голован, А.В. Козлов, С.Н. Моргунова, А. С. Пивоваров, И.В. Соловьев, М.А. Шатский</li> <li>Полетная астрокалибровка информационно-избыточного гироскопического измерителя вектора угловой скорости космического аппарата</li></ol>
<b>19.</b> Д.В. Фуртас, Е.В. Бабаев, А.В. Некрасов, А.А. Дзуев, И. Х. Шаймарданов, Е.Н. Тенюшев Методика стендовой калибровки микромеханических БЧЭ и БИНС на их основе
<b>20. Ю.В. Болотин, В.А. Савин</b> О достижимой точности некоторых алгоритмов калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем
21. Д.А. Кацай, Н.В. Дударев, В.А. Сурин, Н.И. Циоплиакис, А.А. Кузнецов, А.А. Коленчук, С.С. Лысов Комплексированная инерциальная радарно-спутниковая навигационная система с техническим зрением
<ul> <li>22. А.В. Фомичев</li> <li>О влиянии рассинхронизации измерений в трактах инерциальных датчиков на погрешности бесплатформенной инерциальной навигационной системы</li></ul>
<b>23.</b> Д.А. Гонтарь, Е.В. Драницына Анализ чувствительности навигационной калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем к неточности знания параметров оцениваемых величин
<b>24. А.В. Большакова, А.М. Боронахин, Д.Ю. Ларионов, Л.Н. Подгорная, Р.В. Шалымов</b> Сопоставительный анализ показаний железнодорожных инерциальных модулей при различных условиях движения
<b>25.</b> В.М. Боголюбов, О.В. Цыганов, Л.У. Бахтиева Гирокомпас на модуляционном микромеханическом гироскопе с параметрической накачкой
<b>26.</b> Д.Г. Грязин, Т.В. Падерина Решение задачи определения центра качания судна
<b>27. И.А. Хазов</b> Конструктивно-техническое решение проблемы адаптивности схемы гироскопического инклинометра к траектории скважины

# Секция 3.

# ОБРАБОТКА НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

# 28. М.Ю. Тхоренко

Фильтр Калмана на гладких многообразиях: новый взгляд на старую задачу	10	3
--	----	---

<b>29.</b> А.В. Небылов, В.А. Небылов Сравнительный анализ вариантов постановки задачи синтеза робастных навигационных систем	. 106
<b>30.</b> М.Б. Розенгауз Применение нечеткой логики для прогнозирования состояния навигационных систем	. 110
<b>31. М. Мохрат, Ж. Махмуд, С.А. Колюбин</b> Обзор современных методов нейронно-основанных систем одновременной локализации и построения карт	. 113
<b>32.</b> О.С. Амосов, С.Г. Амосова, К.А. Кулагин Моделирование виртуального полигона для отработки совместной навигации группы разнородных беспилотных аппаратов	. 117
<b>33.</b> Д.А. Кошаев, В.В. Богомолов Решение задачи длиннобазовой навигации автономного необитаемого подводного аппарата при отсутств априорных данных о его местоположении и недостаточном для одномоментного позиционирования числе доступных маяков	вии . 121
<b>34. Т.Н. Сирая</b> Расширения стационарных моделей сигналов в задачах контроля навигационных датчиков	. 128
<b>35.</b> А.А. Голован, И.В. Соловьев, М.А. Шатский, И.М. Марков Декомпозированный алгоритм оценки параметров движения космического аппарата по информации аппаратуры спутниковой навигации.	. 132
<b>36.</b> С.С. Лысов, Н.В. Дударев Принципы работы псевдоспутниковой навигационной системы на этапах взлета и посадки летательного аппарата	. 135
<b>37. С.С. Лысов, Н.В. Дударев</b> Улучшение точности позиционирования ГНСС-приемника при увеличении количества видимых спутников.	. 139
<b>38.</b> А.П. Колеватов, Д.В. Губский, А.М. Сергеев Детектирование погрешностей спутниковых измерений при изменении высоты объекта по данным комплексной обработки навигационной информации	. 143
<b>39.</b> Ф.С. Капралов, А.В. Козлов Современная точность определения ориентации с помощью многоантенной спутниковой навигационной системы.	. 147

## Секция 4.

# ЭЛЕКТРОНИКА, ИНФОРМАТИКА И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

<b>40. Н.А. Лукин, Н.В. Дудин</b> Бортовые цифровые вычислительные системы с распределенной обработкой данных на основе функционально-ориентированных процессоров	149
<b>41.</b> Е.Г. Литуненко, Н.В. Колесов, Ю.М. Скородумов Алгоритм энергоэффективного планирования в распределенной вычислительной системе	154
<b>42.</b> В.С. Тюльников, Н.В. Колесов, М.В. Толмачева, Е.Г. Литуненко Планирование вычислений в подводных аппаратах при неопределенных временах решения задач	158
<b>43.</b> А.И. Матасов, Е.В. Шестакова Определение сбоев в избыточном блоке чувствительных элементов	161

<b>44. Ю.В. Гречушкин, О.К. Епифанов</b> Динамический контроль погрешности преобразования абсолютных цифровых преобразователей угла без применения эталонных угломерных устройств	163
<b>45. И.А. Салова, Ю.В. Гречушкин, О.К. Епифанов</b> Особенности компьютерного моделирования теплового состояния печатных узлов электронных устройств	167
Секция 5.	
ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И НАВИГАЦИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ	
<b>46.</b> А.В. Соколов, А.А. Краснов, Ю.Г. Турбин, Д.К. Дронов Опыт выполнения гравиметрических измерений на ледостойкой платформе «Северный полюс»	171
<b>47.</b> С.Б. Акпанбетов, В.Ф. Фатеев, Д.С. Бобров, Р.А. Давлатов Результаты испытаний опытных образцов отечественного высокоточного относительного гравиметра «Пешеход»	174
<b>48.</b> В.И. Казарина Разработка специального программного обеспечения для относительного гравиметра «Пешеход»	177
<b>49. И.А. Акимов, Е.С. Бобкова, В.С. Вязьмин</b> Оценивание уклонений отвесной линии по измерениям бескарданного аэрогравиметра на повторных галсах	180
<b>50.</b> А.С. Архипова, В.С. Вязьмин Алгоритмы бескарданной аэрогравиметрии на основе ускорений, получаемых по спутниковым данным	184
<b>51.</b> А.В. Соколов, А.А. Краснов, А.Б. Коновалов, А.Г. Казанин, Ф.Е. Жилин Аэрогравиметрическая съемка с генеральным огибанием рельефа с использованием гравиметра «Чекан-AM»	188
52. В.Ф. Фатеев, Р.А. Давлатов, О.В. Денисенко, С.С. Донченко Новые методы и средства наземной и космической гравиметрии	191
<b>53.</b> Р.А. Давлатов, В.Ф. Фатеев Средства измерений космической гравиметрии	194
54. Т.В. Сазонова, М.С. Шелагурова Комплексная система автономной навигации по физическим полям Земли	196
55. А.М. Исаев, О.А. Степанов Рекуррентный итерационный сглаживающий пачечный линеаризованный фильтр в задаче коррекции показаний навигационной системы по информации о геофизических полях	200
56. А.В. Шолохов, С.Б. Беркович, Н.И. Котов Определение местоположения и ориентации наземного объекта путем сопоставления данных цифровой карты дорог и системы счисления без ее начальной настройки	208
<b>57. В.А. Васильев</b> Решение задачи групповой навигации с использованием цифровой карты рельефа дна и бортовых эхолотов	212
58. М.О. Бабенко Результаты разработки и лабораторных испытаний прототипа измерителя второй производной гравитационного потенциала на кругильных весах	218
<b>59.</b> Г.В. Осипенко, М.С. Алейников, Ю.В. Пашкова Атомный интерферометр на холодных атомах рубидия для измерения абсолютного значения ускорения свободного падения	221

Секция 6.

# НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ МОРСКИХ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

60. Г.В. Конюхов, А.И. Машошин Алгоритм определения координат и параметров движения цели при мультистатической гидролокации	223
61. А.И. Машошин, В.С. Мельканович Методы повышения эффективности обнаружения подводных лодок авиационными радиогидроакустическими буями в условиях противодействия с использованием приборов помех	227
62. Г.С. Малышкин Обнаружение и оценка параметров слабых сигналов в условиях частично рассеянного локального маскирующего воздействия	230
63. В.С. Мельканович Субоптимальное ограничение уровня отклика помех по выходу системы гидроакустического обзора	234
64. И.В. Попова, А.В. Афонин, С.Ф. Шулекин Метод и устройство для измерения расстояния до препятствия	238
65. Н.П. Кузин, В.А. Тупиков, К.В. Константинов Мореходная астронавигация вчера, сегодня, завтра	241
66. А.М. Грузликов, Е.Г. Литуненко, В.С. Тюльников Модель информационного обмена абонентов сети звукоподводной связи	244
67. В.В. Каретников, А.П. Беспалов Управление движением пассажирских судов в центральном бьефе города Москвы на основе статического и динамического расписания	248
68. А.В. Шафранюк, С.А. Горбунов Задача автоматической прокладки маршрута АНПА	252
69. Л.А. Мартынова Определение траектории движения автономного необитаемого подводного аппарата в условиях сложног рельефа дна с ограничениями по глубине при минимальном расходе энергоресурса	o 255
70. А.Е. Пелевин, А.М. Столярова, А.В. Лопарев, Е.В. Лукоянов Построение модели движения судна и ее использование при формировании алгоритмов управления	259
71. А.А. Павлов Подход к управлению движением автономного необитаемого подводного аппарата на основе ПИД регуляторов и генетического алгоритма	263
72. В.С. Быкова Применение метода потенциальных полей для решения задачи обхода препятствий	267
73. В.С. Быкова Метод лексикографического упорядочивания для принятия решений в системе управления автономного необитаемого подводного аппарата	270
74. Л.А. Мартынова, И.В. Пашкевич Управляемое изменение крена автономного необитаемого подводного аппарата в сложных условиях его эксплуатации	273
75. Л.А. Мартынова, И.С. Колесов Применение автономного необитаемого подводного аппарата для поиска антропогенных объектов на морском дне	277
76. А.А. Павлов Подход к моделированию работы донного профилографа с использованием вычислительных ресурсов графического процессорного устройства.	281

# ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

В. С. ВЯЗЬМИН, А. А. ГОЛОВАН, А. В. КОЗЛОВ, М. Д. РЕПИН, С. А. ФЕДОРОВ (Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, Москва)

# РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МАКЕТНОГО ОБРАЗЦА БЕСКАРДАННОГО АЭРОГРАВИМЕТРА В ГЕОФИЗИЧЕСКИХ СЪЕМКАХ

Представлены результаты летных испытаний макетного образца бескарданного аэрогравиметра в геофизических съемках на разных носителях (самолетах, вертолете). Кратко изложены методики стендовой калибровки БИНС аэрогравиметра и постобработки измерений, разработанные авторами. Результаты съемок характеризуются высокой точностью определения гравитационных аномалий, достаточной для геолого-геофизических приложений. Оценка точности проведена сравнением с результатами измерений бескарданного и платформенного аэрогравиметров.

**Введение.** В аэрогравиметрии в последние годы выделился новый этап развития, связанный с появлением бескарданных (бесплатформенных) аэрогравиметров, составивших альтернативу традиционным платформенным комплексам, а также с совершенствованием методов калибровки и обработки измерений аэрогравиметров [1-3]. Преимуществами бескарданных систем являются малые габариты и вес (20-30 кг), ремонтопригодность, более низкая стоимость. Обзор разработок в этой области дан в [4]. В настоящее время в мире хорошо зарекомендовали себя бескарданные аэрогравиметры iMAR (ФРГ), примеры съемок с которыми представлены, например, в [3, 5].

Настоящий доклад посвящен подготовке к съемкам и анализу результатов летных испытаний макетного образца (прототипа) бескарданного аэрогравиметра (отечественный производитель). В состав аэрогравиметра входят бескарданная инерциальная навигационная система (БИНС) навигационного класса и система термостатирования. Дополняют аэрогравиметр приемники сигналов глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) – бортовой и базовые станции. В докладе кратко изложены методика стендовой калибровки БИНС аэрогравиметра и методика постобработки первичных данных, целью которой является определение аномалии силы тяжести на траектории полета [6, 7]. Представлены результаты испытаний макетного образца аэрогравиметра в съемках на самолете и вертолете, сопровождаемые оценками точности из сравнения с результатами измерений двух других аэрогравиметров (GT-2A, iMAR). Достигнутая по результатам испытаний точность измерений макетного образца соответствует требуемой в геолого-геофизических приложениях.

Методики подготовки аэрогравиметра к съемкам и постобработки данных. Подготовка макетного образца бескарданного аэрогравиметра к летным испытаниям включала серию лабораторных испытаний и калибровочные эксперименты на вращающемся стенде. Ниже перечислены основные этапы методики стендовой калибровки БИНС аэрогравиметра и постобработки первичных данных.

*Методика стендовой калибровки БИНС аэрогравиметра.* Целью калибровки является определение систематических составляющих инструментальных погрешностей (калибровочных параметров) инерциальных датчиков БИНС аэрогравиметра по серии экспериментов на вращающемся стенде. В работе использованы методика и алгоритмы калибровки, направленные на определение следующих (основных) параметров [7, 8]:

• сдвиги нулей, погрешности масштабных коэффициентов, неортогональности осей чувствительности инерциальных датчиков;

- геометрические разнесения чувствительных масс акселерометров;
- погрешности взаимной синхронизации измерений акселерометров и гироскопов;
- параметры взаимной рассинхронизации в гироскопических трактах;
- температурные зависимости калибровочных параметров.

Результаты одного из калибровочных экспериментов БИНС макетного образца аэрогравиметра представлены на рис. 1. Эксперимент включал серию вращений (при постоянной температуре) вокруг каждой оси приборного трехгранника БИНС с разными угловыми скоростями.

Точность результатов калибровки определялась по величинам ошибок автономного инерциального счисления БИНС, составившим 1 км за час для ошибки координат и 2 м/с за час для ошибки скорости.

*Методика постобработки полетных данных* бескарданного аэрогравиметра включает следующие основные этапы [6]:

- Решение задачи спутниковой навигации (определение координат и скорости в фазо-дифференциальном режиме).
- $v_{i}$

Рис. 1. Результаты калибровочного эксперимента: ошибки координат (слева) и скорости (справа) инерциального счисления БИНС до калибровки (тонкая линия) и после (жирная линия). Серым цветом выделен диапазон ошибок координат +/-500 м за час.

- Решение задач начальной и выделен диапазон ошибок кос конечной выставки БИНС аэрогравиметра по измерениям на стоянках до и после полета.
- Решение задачи интеграции БИНС-ГНСС (определение углов ориентации БИНС аэрогравиметра и оценок инструментальных погрешностей инерциальных датчиков).
- Решение задачи оценивания аномалии силы тяжести на траектории полета.

Алгоритмы методики проверены авторами на измерениях разных бескарданных аэрогравиметров и реализованы в виде программного обеспечения постобработки первичных данных бескарданных аэрогравиметров (пакеты *INS-GNSS* и *IMU-GRAV*, 2023-2024 гг.) [5, 6].

**Результаты летных испытаний.** В 2021–2024 гг. была проведена серия испытаний макетного образца бескарданного аэрогравиметра в съемках на разных носителях (самолетах и вертолетах). Ниже представлены результаты обработки двух съемок (выполнены компанией



Рис. 2. Оценки аномалии на повторных галсах: данные макетного образца бескарданного аэрогравиметра (вверху) и GT-2A (внизу), мГал. Съемка на Ан-30.

«Аэрогеофизика», Москва). Первая съемка включала три полета на постоянной высоте на самолете Ан-30. Общая длина галсов – 4250 пог. км. На борту был также установлен платформенный аэрогравиметр GT-2A. На рис. 2 представлены результаты оценивания аномалии на повторных галсах (пространственное разрешение – 3 км). Более высокая точность достигнута по измерениям макетного образца бескарданного аэрогравиметра, СКО – 0.6 мГал (для GT-2A – 1.1 мГал). Точность результатов всей съемки (рис. 3), оцененная по пересечениям галсов, составила 1.1 мГал для GT-2A (СКО/√2). Вторая съемка включала четыре полета на вертолете Ми-8, выполненных с плавным огибанием рельефа. Помимо макетного образца бескарданного аэрогравиметра, на борту были также установлены GT-2A и бескарданный аэрогравиметр iCORUS (производство iMAR). Общая длина галсов – 1600 пог. км.

На рис. 4 представлены оценки аномалии силы тяжести на траектории по данным макетного образца бескарданного аэрогравиметра и iCORUS (пространственное разрешение оценок – 1.5 км). Подчеркнем, что обработка первичных измерений обоих бескарданных аэрогравиметров выполнена одними и теми же алгоритмами методики постобработки, изложенной выше.

Результаты сравнения данных трех аэрогравиметров приведены в Таблице 1. Из них следует высокая сходимость данных макетного образца бескарданного аэрогравиметра с данными



Рис. 3. Оценки аномалий на галсах по данным макетного образца бескарданного аэрогравиметра, мГал. Съемка на Ан-30.

iCORUS (СКО 0.5 мГал) и более низкая сходимость с GT-2A (СКО 0.6-0.8 мГал). Похожие значения СКО получены и при сравнении данных iCORUS с GT-2A, что позволяет сделать вывод о более низкой точности измерений аэрогравиметра GT-2A в рассматриваемой съемке.



Рис. 4. Оценки аномалий от времени полета: данные макетного образца бескарданного аэрогравиметра (красный цвет), данные iCORUS (синий цвет), мГал. Съемка на вертолете.

Таблица 1

Статистика по сравнению оценок аномалий по данным макетного образца бескарданного аэрогравиметра и аэрогравиметров iCORUS и GT-2A. Испытания на вертолете

Дата полета	СКО разности с данны-	СКО разности с данны-
	ми iCORUS, мГал	ми GT-2А, мГал
10 апреля 2024	0,47	0,64
13 апреля 2024	0,52	0,80
23 апреля 2024	0,50	0,76
30 апреля 2024	0,42	н/д

Заключение. Испытания макетного образца бескарданного аэрогравиметра в геофизических съемках на самолете и вертолете показали высокую точность измерений, сравнимую с точностью бескарданного аэрогравиметра iCORUS (СКО разности оценок аномалий – 0.5 мГал) и превышающую точность измерений платформенного аэрогравиметра GT-2A. Обработка первичных данных макетного образца бескарданного аэрогравиметра и iCORUS выполнялась одними и теми же алгоритмами разработанной методики постобработки. Одним из ключевых факторов, определяющих высокую точность измерений в бескарданной аэрогравиметрии, является стендовая калибровка БИНС аэрогравиметра. В работе использована методика калибровки, учитывающая сложную математическую модель инструментальных погрешностей инерциальных датчиков (включающую температурные зависимости, взаимную рассинхронизацию показаний и пр.).

## ЛИТЕРАТУРА

- 1. Бровкин Г.И., Контарович О.Р., Голован А.А., Вязьмин В.С. Результаты первой в России аэрогравиметрической съемки с бесплатформенным гравиметром // Труды IV Международной геолого-геофизической конференции и выставки «ГеоЕвразия-2021. Геологоразведка в современных реалиях». 2021. Т. 2. С. 107-111.
- 2. Ayres-Sampaio D., Deurloo R., Bos M., Magalhaes A., Bastos L. A comparison between three IMUs for strapdown airborne gravimetry. Surv. Geophys. 2015. V. 36. P. 571–586.
- 3. Becker D. Advanced calibration methods for strapdown airborne gravimetry. Ph.D. Thesis. Technische Universität Darmstadt. Darmstadt, Germany. 2016.
- 4. Пешехонов В.Г., Степанов О.А., Розенцвейн В.Г., Краснов А.А., Соколов А.В. Современное состояние разработок в области бесплатформенных инерциальных аэрогравиметров // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30, № 4. С. 3–35.
- 5. Вязьмин В.С., Голован А.А., Бровкин Г.И. Особенности обработки измерений бескарданного аэрогравиметра для геофизических приложений // Геофиз. иссл. 2024. Т. 25, № 1. С. 40–56.
- 6. Голован А.А., Вязьмин В.С. Методика проведения аэрогравиметрических съемок и обработки первичных данных бескарданного аэрогравиметра // Гироскопия и навигация. 2023. Т. 31, № 1. С. 58–75.
- 7. Kozlov A.V., Kapralov F.S. Millimeter-level calibration of IMU size effect and its compensation in navigation grade system. *DGON Inertial Sensors and Systems Proceedings*. 2019. P. 1–12.
- Kozlov A.V., Kapralov F.S., Fomichev A.V. Calibration of a timing skew between gyroscope measurements in a strapdown inertial navigation system // 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems Proceedings, St. Petersburg. 2019. P. 241–245.

#### V. S. Vyazmin, A. A. Golovan, A. V. Kozlov, M. D. Repin, S. A. Fedorov (Lomonosov Moscow State University, Moscow) Results from a Prototype of Strapdown Airborne Gravimeter in Aerogeophysical Survey Flights

*Abstract.* The paper presents the results of test flights with a prototype of strapdown airborne gravimeter in geophysical surveys based on fixed-wing aircrafts and helicopters. The methodology of raw gravimeter's data postprocessing is briefly described. The algorithms of the methodology were developed by the authors and tested using measurements from several strapdown airborne gravimeters. We then outline the aspects of gravimeter calibration at the pre-survey stage, which is a key factor for the high-accuracy performance of a strapdown gravimeter. The methodology of laboratory calibration of the gravimeter's inertial measurement unit is described. Finally, we present the flight test results (gravity estimates at the survey flight lines). We conclude with the high accuracy of the results, which was assessed by comparison with the results from two other airborne gravimeters (one is a stabilized-platform and the other is a strapdown gravimeter).

Д.В. ВОЛЫНСКИЙ, А.А. УНТИЛОВ, А.А. ПАВЛОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

Е.В. ДРАНИЦЫНА, А.П. СТЕПАНОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

## БЕСПЛАТФОРМЕННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ С АВТОКОМПЕНСАЦИОННЫМ ВРАЩЕНИЕМ

Обсуждается опыт проектирования бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с автокомпенсационным вращением имеющийся в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». Излагаются основные аспекты применения вращения инерциального измерительного модуля для повышения точности БИНС. Наряду с преимуществами этой технологии перечисляются и ее недостатки, которые могут существенно ограничить потенциально достижимую точность. Приводятся результаты моделирования и испытаний БИНС. Обсуждаются перспективы дальнейшего развития.

Введение. Погрешности вырабатываемых БИНС параметров в основном вызваны инструментальными погрешностями инерциальных датчиков (ИД) – акселерометров и гироскопов и имеют накапливающийся во времени характер. Одним из известных способов повышения точности и информационной автономности БИНС, наряду с улучшением точностных характеристик гироскопов и акселерометров, является использование принудительного вращения инерциального измерительного модуля (ИИМ) [1-3]. Повышение точности в этом случае связано с преобразованием характера изменения погрешностей: систематические погрешности ИД из монотонных трансформируются в периодические знакопеременные функции с ограниченной амплитудой и не приводят к накоплению погрешностей системы. Под вращением при этом понимается не только непрерывное вращение, но и более сложные законы изменения углового положения, включающие дискретные развороты.

Разработки БИНС с автокомпенсационным вращением (АКВ) ведутся как в России, так и за рубежом. В западных странах разработкой подобных систем занимались с начала 1980-х годов, где был создан ряд новых систем на ЛГ и ВОГ для надводных и подводных объектов [4-6]. АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» имеет значительный опыт создания БИНС на базе ВОГ с АКВ. К настоящему времени в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» разработан целый ряд БИНС на ВОГ с одноосным и двухосным АКВ. Настоящая работа посвящена описанию опыта АО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор» в применении технологии АКВ для повышения точности БИНС на ВОГ тактического и навигационного класса точности.

Автокомпенсационное вращение как способ повышения точности БИНС. Вращение ИИМ позволяет значительно повысить точность БИНС без повышения точности ИД. В первую очередь за счет вращения удается преобразовать систематические погрешности ИД из монотонных в периодические знакопеременные функции с ограниченной амплитудой и при соответствующем выборе закона движения карданова подвеса автоматически скомпенсировать их вклад в накопленную погрешность навигационных параметров системы. Как показывает проведенный в [7] анализ, нет универсального критерия выбора эффективного закона вращения – параметры движения необходимо подбирать индивидуально для каждой конкретной системы исходя из номенклатуры составляющих модели погрешностей ИД, уровня их значений и предполагаемой динамики движения объекта. При этом точность системы определяется нестабильностью используемых ИД, спектр изменчивости которых должен отличаться от частот выбранного закона АКВ.

Благодаря принудительному вращению создается динамика движения ИИМ, позволяющая при наличии дополнительных источников информации уточнять (калибровать) коэффициенты модели погрешностей ИД, которые в условиях эксплуатации претерпевают изменения с течением времени, непосредственно на объекте без привлечения специального стендового оборудования. Задача калибровки составляющих модели погрешностей ИД в этом случае решается в рамках байесовского подхода как задача рекуррентной фильтрации погрешностей БИНС с использованием алгоритма фильтра Калмана. При этом не предъявляются жесткие требования к точности изготовления системы АКВ, не требуется запись выходных данных ИД, что позволяет калибровать ИД с помощью собственного вычислителя БИНС в режиме реального времени в условиях объекта. Главным при этом является разработка закона движения карданова подвеса, способного обеспечить наблюдаемость всех оцениваемых параметров при минимизации продолжительности использования эталонной информации. Такая калибровка дает возможность увеличить длительность хранения выходных параметров БИНС и снизить колебательные составляющие их погрешностей на частоте АКВ, которые вызваны остаточными погрешностями ИД, и тем самым повысить гладкость вырабатываемых параметров.

Основным недостатком технологии АКВ, который может существенно ограничивать потенциально достижимую точность, является наличие румбовых или корпусных дрейфов – составляющих моделей погрешностей ИД в постоянных географических или связанных с объектом осях. Эти составляющие не компенсируются при наличии АКВ, приводят к накоплению погрешности выработки координат и должны быть исключены на этапе проектирования БИНС. К причинам их возникновения относятся действие постоянного магнитного поля, перераспределение теплового поля внутри ИИМ, наличие составляющих модели погрешностей ИД, зависящих от перегрузки.

Опыт создания БИНС с АКВ в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» длительное время занимается разработкой БИНС на базе ВОГ как с АКВ, так и без него. Отправной точкой стало создание в начале 2000х системы «Мининавигация-К» на ВОГ с нестабильностью смещения нуля гироскопов на уровне 1-3 °/ч производства АО «Физоптика» [8]. Система разрабатывалась для пилотируемого автономного глубоководного аппарата, малый внутренний объем которого устанавливал жесткие ограничения на массогабаритные характеристики и энергопотребление [9]. Разработка детальной модели погрешностей довольно грубых ВОГ, калибровка ее коэффициентов и одноосное АКВ позволили создать малогабаритный гирогоризонткомпас с точностью определения курса 0,4° seсф (здесь φ – географическая широта). Система успешно прошла испытания на глубоководном аппарате, подтвердила требуемую точность курсоуказания и в различных вариантах серийно выпускалась длительное время.

В настоящее время в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» выпускается два исполнения ВОГ навигационного класса точности, разработанных совместно с Университетом ИТМО [10]. На собственных ВОГ разработан ряд БИНС как без вращения, так и с АКВ инерциального модуля. Одноосное вращение ВОГ навигационного класса точности позволяет не только увеличить точность курсоуказания БИНС, но и увеличить время хранения вырабатываемых координат. Так в 2023 году изделие «Зенит-МП» – малогабаритная БИНС на ВОГ собственной разработки АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» с одноосным АКВ, успешно выдержало все испытания и подтвердила точность выработки курса и хранения координат на уровне 0,05° secф и 5 км за 12 ч работы соответственно. По результатам испытаний получен сертификат РМРС (рис.1).

РОССИЙСКИЙ МОРСКОЙ РЕГИСТР СУДОХОДСТВА Стр. 1/3	Технивастие защие	Crp. 2/3 Page. 2/3
KUSSIAN MAKITIME KEGISTEK UF SHIPPING 68.3	Technical data	
0.00	here and a second se	er forer I une
THE PUTC	Reexs approduces a sepadary	ne fenne 60 mm.
	Уставовавшаяся посрешность показаний на курсу: - на широте до 60 град	ne boner 6'.
	<ul> <li>na unpenas on 60 de 85 spal.</li> </ul>	ля более 3'х сочанс нифоння.
	Пагрешкость вырабонися госрафическах клординат неста.	
	Distribution information and a second statement in the second busicities.	referrer 1.2 mar.
	Скароть опработся сходяцей систомс - аналеоные реконеры	
m	цифрогии рекитори	
	Hanpanenee nominand	
	The costs assessed in the cost of the cost of the second s	ne forme FM Bas (neurospin)
СВИДЕТЕЛЬСТВО О ТИПОВОМ ОДОБРЕНИИ		
TYPE ADDROVAL CEPTIFICATE	Канные гароскатаческий, так "ЗЕПИТ-МП", может состоять из блеков, перечисленно	ст в Прилонении к наставирогу Свидетельству в типовом адобрень
TITE AFFROVAL CERTIFICATE	Settline time	low then I min.
	Meridian atfline time.	day then 62 min.
АО Комцерн ЦНИИ Электроприбор" (ИНН 7813438763)	Settled point heading error: - latitude up to 60 deg	low than 6'.
Concern CSRI Elektropribor, JSC	- latitude from 60 to 85 deg	
	Problem accuracy.	
	Non Press Accorney	law there 1 7 hearts
Paccus 197046 Course Remembers on Manage Recodering 20	Follow-up rate: - analogue repeaters	
age a second a second, canadia themepuppe, ya. managa indearchan, su	- digital repeaters	net lass 30 degine.
30, Malaya Posadskaya str., Saint-Petersburg, 197046, Russia	Pewer supply soltege	
	Pewer censumption: - for 220 V AC, 50 Hz	20 Y*A (max.).
	· /# # * * 0.	and a second sec
	Groscompass, type "ZENIT-MP" can couside of the units listed in the Annex to this Type Appr	oval Certificate.
Cyrocompas, ppe "ZENII-ME" (Kod OKII/OKII]2: 64 8700/26.51.20.120 / All-Russian Products Classification Code/Code2: 64 8700/26.51.20.120)	ДНИЯ. 462334.0427У Техническия условия одобрены письмами PC № 120-381-03-170899 em 09.08.2023. ДНИЯ. 462534.0427У Technical specification was approved by RS letters 120-381-03-170899 em 09.08.2023.	н. 120-002-11.22ф/-261287 ет 28.11.2022, Nes. 120-002-11.22ф/-261287 of 28.11.2022,
Koz Instatucza Typoł d5620000MK Code of somendanas		
Ha ocnosanne ocniaeria. The many set is a possible state of the set of the se	Образец изделия испытан под техническим наблюдением Product's specimen has been tested under the technical supervision o	Российского морского регистра судоходства f Russian Maritime Register of Shipping.
equirements of Russian sharitime Register of Snipping.	AKT Nº 23.44.02.07879.120 0T	20.10.2023
асти V Правих по оборудованию морских судов (PC, изд. 2022), Раздела 16 Части IV Правил технического наблюдения за	Report No. of	
остройкой судов и изготовлением материалов и изделий для судов (РС, изд. 2022), Резолюций ИМО А.694(17), А.424(XI), .821(19), MSC.191(79), Технического реглямента о безопасности объектов норского транспорта.	Область пряменения и ограничения Application and irritations	
art V of the Rules for the Equipment of Sea-Going Ships (RS, ed. 2022). Section 16 of the Part IV of the Rules for Technical Supervision	11-3	
Buring Construction of Ships and Manufacture of Materials and Products for Ships (RS, ed. 2022, IMO Resolutions A.694(17),	изовлие может быть использовано на морских судах в качес	тве основного навигационного оборудования.
LA24(XI), A.821(19), MSC.191(79), the Technical Regulations on the Safety of the Sea Transport Items.	The product may be used on board sea-going ships as the main na	vigational equipment.
Настоящее Свядетельство о типовом одобрении действительно до 20.10.2028 This Type Approval Certificate is valid until		
Harrowsee Conservation of the a sumption of a feature states of the a constant in the summer and a feature as		
Transitional Control of the operation of		
Dents work of one of the state	Вид документа, выдаваемого на изделие Type of document issued for product	
Date of issue 20.10.2023	<ul> <li>- С - Свидетехьство (ф. 6.5.30) / Certificate (f. 6.5.30) / ысы/ог</li> <li>- С3 - Свидетехьство (ф. 6.5.31) при наличия Свядетальства о соответеста</li> </ul>	на састемы контраля качества клотовлянся 🛛
Resident Martine Register of Share (M. Kuter) (4) (M. Kuter)	(CRN 11/ Cortificate (f. 5.3.1), (Manufacturer's Joulity Control System Cortifica - MC - Документ, adioprocessia assemances nega seasons of contensions scorecome assemances (CRS 2) / The document drawn up by the Manufacture Cortificate (CRR 2) is available.Control System	de (CKR 1)/ sandor as a coomsensenses comoses savenpens e, if Manufacturer's Quality Control System
*Доволянтельную информацию состания состания (	0(2014	

Рис. 1. Сертификаты РМРС на изделие «Зенит-МП».

Одноосное вращение вокруг вертикальной оси позволяет компенсировать погрешности гироскопов, измерительные оси которых перпендикулярны оси вращения, и увеличить точность выработки курса [9,11]. Однако дрейф «вертикального» гироскопа не компенсируется, что ограничивает точность выработки навигационных параметров, особенно в высоких широтах. Дальнейшее повышение точности может дать введение дополнительного вращения вокруг второй оси, ортогональной первой.

Результаты моделирования различных вариантов АКВ представлены на графиках (рис.2), где приведены радиальные погрешности хранения координат БИНС без вращения, с одноосным и двухосным АКВ на разных широтах в чисто инерциальном режиме (без использования внешней корректирующей информации) при использовании смоделированных данных ВОГ класса точности 1·10<sup>-2</sup> °/ч. Все величины приведены к максимальной погрешности БИНС без АКВ. По графикам видно, что одноосное АКВ в 2-4 раза позволяет снизить среднюю скорость нарастания радиальной погрешности, а двухосное – почти в 20 раз.



Рис. 2. Относительная радиальная погрешность БИНС с одноосным, двухосным АКВ и без него.

Результаты моделирования подтверждаются и на практике. Как показано в работе [12], где рассматривается сравнение точности двух систем: серийно изготавливаемой авиационной и морской БИНС с двухосным АКВ, содержащих один и тот же ИИМ на лазерных гироскопах, двухосное АКВ позволяет повысить точность хранения координат БИНС более чем в 20 раз. Авиационная БИНС без АКВ демонстрирует погрешность хранения координат, равную 1 морской миле в час, в то время как для системы с двухосным АКВ это 1 морская миля в сутки.

Заключение. Использование АКВ позволяет значительно увеличить точность БИНС при использовании тех же самых чувствительных элементов. В докладе приведены результаты испытании систем с одноосным АКВ и результаты моделирования системы с двухосным АКВ. Автокомпенсация погрешностей инерциальных датчиков и возможность калибровки составляющих их моделей погрешностей позволяет получить высокую точность вырабатываемых БИНС параметров при относительно низкой стоимости, что делает технологию построения БИНС с АКВ такой привлекательной для разработчиков.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Зельдович С.М., Малтинский М.И., Окон И.М., Остромухов Я.Г. Автокомпенсация инструментальных погрешностей гиросистем Ленинград: Издательство «Судостроение»ю – 1976 г. – С. 255.
- 2. Geller E. S. Inertial system platform rotation //IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1968. №. 4. C. 557-568.
- Levinson, E. and Majure, R. "Accuracy Enhancement Techniques Applied to the Marine Ring Laser Inertial Navigator (MARLIN)" I.O.N. National Technical Meeting, Anaheim, CA, January 21, 1987.
- 4. Northrop Grumman Delivers 500th AN/WSN-7 Inertial Navigation System to the US Navy CHARLOTTESVILLE, Va. Oct. 14, 2021 Northrop Grumman Corporation (NYSE: NOC)
- 5. Wei G., Long X., Yu X. Research on high precision rotating inertial navigation system with ring laser gyroscope //Wei G., Long X., Yu X. 22th Saint Peters-burg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2015.
- 6. Степанов А.П., Емельянцев Г.И., Блажнов Б.А. Об эффективности модуляционных поворотов измерительного модуля БИНС на ВОГ морского применения// Гироскопия и навигация, 2015, № 4(91).-С. 42-54.

- Е.В. Драницына, А И. Соколов. Вращение инерциального измерительного модуля как способ повышения точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Аналитический обзор // Гироскопия и навигация. Том 31. №4 (123), 2023.
- 8. АО "Физоптика". [Электронный ресурс]. URL: https://www.fizoptika.ru . Дата последнего обращения: 03.10.2023.
- Пешехонов В.Г., Несенюк Л.П., Старосельцев Л.П., Блажнов Б.А., Буравлев А.С. Гирогоризонткомпас на волоконно-оптических гироскопах с вращением блока чувствительных элементов // Гироскопия и навигация.-2002. – 1(36). – с. 57-63
- 10. А.А. Унтилов, Д.А. Егоров, А.В. Рупасов, Р.Л. Новиков, С.Т. Нефоросный, М.П. Азбелева Результаты испытаний волоконно-оптического гироскопа // Гироскопия и навигация. Том 25, № 3 (98), 2017. с. 78–85
- 11. Giovanni, S. C. and Levinson, E. (1981). Performance of a Ring Laser Strapdown Marine Gyrocompass. In the Proceedings of the ION 7th Annual Meeting, Annapolis, Maryland, U.S., 1981.
- 12. Strapdown Inertial Navigation Technology 2nd Edition David H. Titterton and John L. Weston The Institution of Electrical Engineers.- 2004.

D.V. Volynskiy, A.A. Untilov, A.A. Pavlov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg), E.V. Dranitsyna, A.P. Stepanov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg). Strapdown Inertial Navigation Systems with Autocompensation Rotation

*Abstract.* The paper discusses the experience in designing strapdown inertial navigation systems with autocompensation rotation at Concern CSRI Elektropribor. The main aspects of using IMU rotation to enhance SINS accuracy are presented. Along with the technology advantages, its drawbacks are also covered, which can significantly limit the potential accuracy. The results from SINS simulation and tests are given. Future development prospects are outlined.

А. В. КОЗЛОВ, Ф. С. КАПРАЛОВ, Г. О. БАРАНЦЕВ, С. А. ФЁДОРОВ (МГУ им. М. В. Ломоносова, Москва)

# ПОЛНЫЙ ЦИКЛ КАЛИБРОВКИ БЕСКАРДАННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ В СБОРЕ

Доклад посвящён обзору широкого набора источников погрешностей инерциальных датчиков и соответствующих им калибровочных процедур, составляющим вместе полный цикл калибровки вновь разрабатываемых инерциальных навигационных систем. Рассмотрены стандартные погрешности, рассинхронизация показаний, разнесение чувствительных масс акселерометров, юстировочные параметры, упругие деформации осей чувствительности и другие. Приводятся численные оценки вызванных ими навигационных ошибок.

Введение. Как правило, публикации и доклады о калибровке бескарданных инерциальных навигационных систем (БИНС), посвящаются только отдельным методикам оценки смещений нулевых сигналов, масштабных коэффициентов и неортогональности осей чувствительности инерциальных датчиков — датчиков угловой скорости (гироскопов) и датчиков удельной силы, приложенной к чувствительной массе (ньютонометров/акселерометров). При этом остальные источники погрешностей считаются уже скомпенсированными. Действительно, перечисленные параметры необходимо оценивать для каждого экземпляра системы отдельно, и от точности их оценок существенно зависят ошибки навигационного решения [1]. Однако фактически полный набор калибровочных параметров и проверочных экспериментов, направленных на установление соответствия погрешностей инерциальных датчиков принятым для них моделям, особенно для вновь разрабатываемых систем, оказывается гораздо обширнее. Доклад посвящён обзору более полного набора источников навигационных ошибок и соответствующих им калибровочных экспериментов, основанному на последнем опыте разработки и калибровки целого ряда навигационных систем различного класса точности — от микромеханического гирокомпаса и БИНС различного применения до гравиметрических приборов отечественного и зарубежного производства. Многие из них описаны в литературе, но некоторые рассмотренные в докладе методики, а также их сочетания, позволяющие сократить общую продолжительность калибровки, разработаны авторами. Рассматривается также взаимное влияние одних погрешностей на возможность оценки параметров других, естественным образом встречающееся на практике при работе с неполностью калиброванными БИНС в процессе разработки и производства. Приводятся количественные соотношения и примеры, помогающие выделить существенные погрешности для конкретных БИНС и объектов-носителей.

**Типы погрешностей.** В рамках данного доклада разделим источники погрешностей измерений инерциальных датчиков на следующие классы, различающиеся видами и объёмом калибровочных процедур:

- параметры, одинаковые для БИНС одного типа;
- параметры модели погрешностей, индивидуальные для каждого экземпляра БИНС;
- температурные зависимости;
- параметры калибровочного эксперимента.

Далее рассмотрим эти классы по отдельности.

*Параметры, одинаковые для БИНС одного типа.* Следующие погрешности, как правило, калибруются (или контролируются) один раз для БИНС одного типа в процессе разработки:

- рассинхронизация гироскопических трактов;
- рассинхронизация между гироскопической и акселерометрической информацией;
- разнесения чувствительных масс ньютонометров.

Важность синхронизации гироскопических трактов иногда упускается при разработке и калибровке навигационных приборов. По всей видимости, это происходит потому, что проверочные и калибровочные процедуры чаще всего включают в себя повороты БИНС только вокруг приборных осей. В них рассинхронизация гироскопов не приводит к навигационным ошибкам. В то же время реальное движение, например, летательного аппарата или малого судна, как правило включает в себя более сложные вращения. Также некоторые БИНС испытывают существенные вибрации, при которых рассинхронизация гироскопических трактов может вносить заметный вклад в суммарную навигационную ошибку. Например, для гармонических колебаний вокруг биссектрисы двух приборных осей каждая микросекунда постоянной рассинхронизации между показаниями соответствующих датчиков угловой скорости при амплитуде 90° и периоде 5 с (активное маневрирование), или при амплитуде 3' и частоте 320 Гц (вибрации) приводит к среднему дрейфу ориентации по ортогональной оси около 0.15°/ч, что неприемлемо для БИНС навигационного класса точности. При рассинхронизации порядка первых миллисекунд эти дополнительные дрейфы становятся существенными даже для грубых микромеханических навигационных устройств. Как правило, синхронизация показаний датчиков угловой скорости должна быть предусмотрена на аппаратном уровне в пределах пренебрежимо малых величин. Для проверки выполнения этого требования, а в случае его нарушения для оценки величины рассинхронизации, в [2] авторами предложен специальный эксперимент. Методика оценки построена таким образом, чтобы не зависеть от остаточных погрешностей калибровки инерциальных датчиков другого происхождения.

Рассинхронизация измерений блоков гироскопов и ньютонометров не так существенна в режиме навигации, однако, как выяснилось в гравиметрических полётах с так называемым «облётом рельефа», она существенно влияет на оценку гравитационных аномалий. Параметры рассинхронизации данного типа проявляются во вращениях вокруг горизонтальной оси с переменной скоростью, и могут быть отделены от других погрешностей в динамическом калибровочном эксперименте, упомянутом ниже.

Разнесение чувствительных масс ньютонометров как источник навигационных ошибок хорошо известно под названием «сайз эффекта». Несмотря на достаточно широкое обсуждение его в литературе, на практике нередко он либо игнорируется, либо сводится к компенсации в соответствии с конструкторскими чертежами блока чувствительных элементов (БЧЭ). Однако на самом деле погрешность такой компенсации может потребовать специальной оценки. Например, в колебательных движениях зависимость навигационной ошибки от частоты является квадратичной, и в зависимости от режима движения объекта-носителя она может составлять сотни метров при недокомпенсации разнесений чувствительных масс порядка 5–10 мм. Приведение измерений ньютонометров в одну точку с высокой точностью актуально и в гравиметрии ввиду экстремальных требований к величине систематических ошибок измерения удельных сил. Поэтому для некоторых БИНС фактически требуемая точность компенсации разнесения имеет величину в пределах 1 мм (см. методику [3]), что практически недостижимо по чертежам ввиду конечных размеров самих чувствительных масс порядка 1 см.

Параметры, индивидуальные для каждого экземпляра БИНС. Погрешности, оценка параметров модели которых требуется для каждой системы отдельно, разделим на такие группы:

- погрешности сервисной электроники;
- юстировочные параметры;

- стандартная модель погрешностей инерциальных датчиков;

- расширенные модели погрешностей: упругие деформации осей чувствительности и др.

Погрешности сервисной электроники иногда можно объединить с погрешностями инерциальных датчиков, иногда они компенсируются при помощи так называемой «автокалибровки» в реальном времени, а иногда для их компенсации требуются отдельные калибровочные процедуры. Известно, например, что аналого-цифровые преобразователи ньютонометров могут заметно менять свои тепловые свойства после установки внутрь БИНС, в результате чего для калибровки зависимости смещений их нулевых сигналов и/или масштабных коэффициентов от температуры требуется предусматривать возможность подключения прецизионных резисторов вместо выходных сигналов ньютонометров. В целом тема калибровки сервисной электроники достаточно обширна сама по себе и не рассматривается подробно в докладе. Отметим лишь, что в ряде случаев она является обязательной, и для определения этого факта необходимо предусматривать отдельные исследования.

Юстировочные параметры отвечают за привязку приборной системы координат инерциальных датчиков к корпусу БЧЭ или БИНС [4]. В дальнейшем корпус прибора привязывается к системе координат, связанной с объектом-носителем, но такие процедуры сильно зависят от конкретного объекта и обычно выходят за рамки разработки навигационной системы. Тройка юстировочных углов определяет конечный поворот (возможно, малый). В свою очередь, этот поворот может быть постоянным (как правило) или переменным, если система амортизации БЧЭ при номинальных полётных перегрузках не гарантирует изменение юстировочных углов в заданных пределах. Например, если суммарные коэффициенты крутильной упругости имеют величину более 0.5′/g, при перегрузке в 6g ошибки юстировки выходят за требуемую границу в 3′. Рекомендуется избегать переменных юстировочных поворотов, так как они приводят к частичной компенсации физического движения БЧЭ, которое измеряется инерциальными датчиками, и факт компенсации необходимо учитывать в их показаниях.

Под стандартной моделью погрешностей инерциальных датчиков в данном докладе подразумеваются смещения нулевых сигналов, ошибки масштабных коэффициентов и неортогональности осей чувствительности. Они достаточно хорошо освещены в литературе (хотя, как правило, в изоляции от остальных источников погрешностей) и также не рассматриваются подробно в настоящем докладе. Наличие этих погрешностей должно учитываться или оговариваться в любой калибровочной процедуре, так как даже у откалиброванных систем могут присутствовать, например, смещения нулевых сигналов в запуске. В докладе рассматривается две методики калибровки — статическая и динамическая [5], — предназначенных для оценки как параметров стандартной модели погрешностей, так и других параметров.

Расширенные модели погрешностей инерциальных датчиков, включающие нелинейные слагаемые, имеют ряд особенностей. Во-первых, они должны быть малы настолько, чтобы можно было пренебречь мультипликативными шумовыми погрешностями, возникающими при их компенсации. Во-вторых, наблюдаемость соответствующих им параметров в задачах оценивания, т.е. отделимость от других величин, как правило, плохо изучена. К известным погрешностям такого типа относятся динамические дрейфы механических гироскопов, нелинейности характеристик инерциальных датчиков (несимметричность масштабов, кубические зависимости) и упругие деформации осей чувствительности гироскопов и ньютонометров. Некоторые из них проявляются в особых движениях, некоторые — во время вибраций, вызывая навигационные ошибки больше по величине, чем другие источники ошибок. Их калибровка может быть включена в упомянутые выше методики калибровки стандартной модели погрешностей с обеспечением условий оцениваемости дополнительных параметров (см. [6]). Отдельно рассматриваются варианты БИНС с избыточным числом измерительных каналов, например с шестью ньютонометрами или с шестью ньютонометрами и шестью гироскопами.

**Температурные зависимости.** Некоторые из рассмотренных выше параметров существенно зависят от температуры. Традиционный подход к их калибровке заключается в проведении экспериментов после установления температурного равновесия в нескольких температурных точках. Однако ожидание термостабилизации может быть затратным по времени, поэтому существует возможность включения в модель погрешностей, например, коэффициентов линейной зависимости от температуры, и оценивания их наряду с остальными параметрами, исследованная в [7]. При этом важно предусмотреть контроль наблюдаемости, поскольку в связи с конечной скоростью теплопередачи внутри БИНС изменением температуры инерциальных датчиков сложно управлять так, чтобы обеспечивать какие-либо заданные циклограммы. Кроме того, для микромеханических инерциальных датчиков известны случаи существенных зависимостей их показаний не только от температуры, но и от профиля её изменения во времени.

Параметры калибровочного эксперимента. При проведении калибровки встречаются величины, которые требуется оценить не для последующей компенсации погрешностей БИНС, а для того, чтобы получить неискажённые оценки остальных параметров. К ним относятся:

- уклонение осей поворотного стенда от линии отвеса и ошибка их привязки в азимуте;

- отнесение измерительного центра БИНС от центра вращения поворотного стенда [8];

- параметры системы амортизации БЧЭ, описанные выше при рассмотрении юстировки.

Для данных параметров не обязательно обеспечение их полной наблюдаемости, однако важен их учёт в моделях измерений и возможность отделения от величин, которые будут использоваться при работе БИНС в режиме навигации.

Заключение. Рассмотрен расширенный перечень источников погрешностей БИНС, которым можно руководствоваться при разработке и испытаниях инерциальных систем. Отмечено, что некоторые игнорируемые на практике источники на самом деле требуют отдельных исследова-

ний, подтверждающих их отсутствие или несущественный вклад в навигационные ошибки для конкретных объектов-носителей. Даны методики их калибровки и контроля.

#### ЛИТЕРАТУРА

- Kuznetsov A., Molchanov A., Fomichev A., Zheleznov V., Kozlov A. On Guaranteeing Tolerances for Strapdown INS Instrumental Errors. 30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), Saint Petersburg, Russia, 2023, pp. 1-6. DOI: 10.23919/ICINS51816.2023.10168385.
- Kozlov A., Kapralov F., Fomichev A. Calibration of a Timing Skew between Gyroscope Measurements in a Strapdown Inertial Navigation System. 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), St. Petersburg, Russia, 2019, pp. 1-5. DOI: 10.23919/ICINS.2019.8769417.
- Kozlov A., Kapralov F. Millimeter-level calibration of IMU size effect and its compensation in navigation grade systems. 2019 DGON Inertial Sensors and Systems (ISS), Braunschweig, Germany, 2019, pp. 1-12. DOI: 10.1109/ISS46986.2019.8943630.
- 4. Kozlov A.; Kapralov F. Angular Misalignment Calibration for Dual-Antenna GNSS/IMU Navigation Sensor. Sensors 2023, 23, 77. DOI: 10.3390/s23010077.
- 5. Vavilova N., Vasineva I., Golovan A., Kozlov A., Papusha I., Parusnikov N. The Calibration Problem in Inertial Navigation. Journal of Mathematical Sciences, 253. DOI: 10.1007/s10958-021-05272-y.
- Barantsev G., Kozlov A., Shaimardanov I., Nekrasov A. A Model of the Elastic Dynamic Torsion of a Ring Laser Gyroscope Mechanical Dither and a Method for its Calibration. 29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), Saint Petersburg, Russian Federation, 2022, pp. 1-4. DOI: 10.23919/ICINS51784.2022.9815435.
- Kozlov A., Tarygin I., Golovan A., Shaymardanov I., Dzuev A. Calibration of an inertial measurement unit at changing temperature with simultaneous estimation of temperature variation coefficients: A case study on BINS-RT. 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), St. Petersburg, Russia, 2017, pp. 1-3. DOI: 10.23919/ICINS.2017.7995635.
- Kozlov A., Sazonov I., Vavilova, N. IMU calibration on a low grade turntable: Embedded estimation of the instrument displacement from the axis of rotation. 2014 International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL), Laguna Beach, CA, USA, 2014, pp. 1-4. DOI: 10.1109/ISISS.2014.6782525.

A.V. Kozlov, F.S. Kapralov, G.O. Barantsev, S.A. Fedorov (Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia). Complete Calibration Cycle for Assembled Strapdown Inertial Navigation Systems

*Abstract.* The report provides an extended list of error sources of inertial sensors and their corresponding calibration procedures. Altogether, they constitute a complete calibration cycle, which every navigation system should undergo through its development and production. We discuss standard sensor error model, as well as their timing skew, size effect, angular misalignment, elastic deformations of axes of sensitivity, and other parameters. Quantitative assessment of the produced navigation errors allows one to evaluate whether particular effects should be addressed when developing a new system and its calibration methods.

## Секция 1

# ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ИХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

П. П. УДАЛОВ, И. А. ПОПОВ, А. В. ЛУКИН, Л.В. ШТУКИН (Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург)

## АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ ТВЕРДОГО ТЕЛА В МИКРОМЕХАНИЧЕСКОМ БЕСКОНТАКТНОМ ПОДВЕСЕ

Рассмотрены аналитические модели движений проводящего тела, выполненного в форме кольца/диска и находящегося в электромагнитном переменном поле. Получены условия на устойчивость величины положения равновесия. Уточнены условия устойчивости квазистационарных высот левитации. Показано, что для плоских движений одноконтурная аппроксимация распределения наведенных токов в диске приводит к выводу о неустойчивости движений, что противоречит экспериментальным наблюдениям. Для устранения недостатков одноконтурной аппроксимации обсуждаются вопросы обоснованного включения в модель неподвижного токопроводящего контура.

Введение. Электромагнитный подвес – устройство, работающее на принципе электромагнитной левитации и балансирующее силы тяжести чувствительного элемента пондеромоторными силами [1]. Это позволяет наблюдать нетривиальные положения равновесия без механического контакта подвижной и неподвижной частями устройства – электромагнитную левитацию. Схема работы устройств, основанных на данном принципе, позволяет достигать высокую надежность [2], стабильность [3] работы. Помимо нетривиальности высоты левитации особое внимание уделяется вопросам ее устойчивости. Предлагаемый доклад посвящен аналитическому исследованию динамики и устойчивости проводящего тела, выполненного в форме диска и находящегося в магнитном переменном поле двух круговых тонких катушек, в одно- и двухконтурных постановках как для плоских одномерных, так и трехмерных движений.

Одномерная модель плоских колебаний проводящего диска. Одноконтурная аппроксимация. Квазистационарное положение равновесия. Модель одномерных колебаний проводящего тела в поле двух катушек индуктивности имеет вид [4]

$$\xi_l'' + \lambda_l \xi_l' = \varepsilon \left( \alpha m^{\xi_l} j_{pm} \sin \tau - 1 \right), \qquad j_{pm}' + r j_{pm} = -m \cos \tau - m^{\xi_l} \xi_l' \sin \tau, \tag{1}$$

где  $\xi_l, j_{pm}$  – обезразмеренные величины вертикального перемещения инерционной массы (ИМ) относительно радиуса катушки индуктивности меньшего радиуса  $r_l$  (левитационной) и наведенного тока относительно амплитуды тока в левитационной катушке,  $\epsilon \alpha$  – отношение электрической энергии системы к потенциальной,  $\tau$  – безразмерное время,  $r, \lambda_l$  – безразмерные электрическое и механическое трения ИМ, m – взаимная индукция системы,

$$()' = \frac{d}{d\tau}, ()'' = \frac{d^2}{d\tau^2}, ()^{\xi_l} = \frac{d}{d\xi_l}.$$

Вследствие того, что є является малым параметров системы [4], то для оценки динамики системы (1) применяется метод многих масштабов [5]. В представлении искомых величин в форме

$$j_{pm} = j_0 + \varepsilon j_1 + \cdots, \qquad \xi_l = \xi_0 + \varepsilon \xi_1 + \cdots$$
(2)

и предположении о постоянстве величины  $\xi_0$ , оценка динамики системы (1) примет вид

$$j_{pm} = -m(\xi_0)\cos\gamma\sin(\tau+\gamma) + \varepsilon j_1 + \cdots, \qquad \xi_l \approx \xi_0 + \frac{\varepsilon}{8\cos^2\gamma} + \frac{\varepsilon}{4}\cos(2\tau+\gamma)..., \qquad (3)$$

а выражение для нахождения величины  $\xi_0$  и условие на устойчивость примут вид

$$m(\xi_0)m^{\xi_l}(\xi_0) = -\frac{2}{\alpha\cos\gamma}, \qquad \left(m^{\xi_l}(\xi_0)\right)^2 + m(\xi_0)m^{\xi_l\xi_l}(\xi_0) > 0, \tag{4}$$
$$= r_{\ell}(-)^{\xi_l\xi_l} = \frac{d^2}{m^2}.$$

где tan  $\gamma = r$ , () $\xi_l \xi_l = \frac{d^2}{d\xi_l^2}$ .

Второе выражение в (4) обозначает условие на статическую устойчивость высоты левитации  $\xi_0$  и не учитывает переходный процесс. Для исследования асимптотической устойчивости предположим, что в (2) величина  $\xi_0$  может зависеть от медленного времени  $T_1$  [5].

Одномерная модель плоских колебаний проводящего диска. Одноконтурная аппроксимация. Дрейф положения равновесия. Записав (2) как

$$j_{pm} = j_0 + \varepsilon j_1 + \cdots, \qquad \xi_l = \xi_0(T_1) + \varepsilon \xi_1 + \cdots$$
(5)

и применив по аналогии метод многих масштабов, условия на асимптотическую устойчивость примут вид

$$\lambda_{l} - \frac{\alpha \sin 4\gamma}{8} \left( m^{\xi_{l}}(\xi_{0}) \right)^{2} > 0 \quad m^{\xi_{l}}(\xi_{0}) m^{\xi_{l}\xi_{l}}(\xi_{0}) - m(\xi_{0}) m^{\xi_{l}\xi_{l}\xi_{l}}(\xi_{0}) > 0,$$

$$\left( m^{\xi_{l}}(\xi_{0}) \right)^{2} + m(\xi_{0}) m^{\xi_{l}\xi_{l}}(\xi_{0}) > 0,$$
(6)

где величина  $\xi_0$  определяется согласно первому уравнению в (4), () $\xi_l \xi_l \xi_l = \frac{d^3}{d\xi_l^3}$ .

Предположение о зависимости величины  $\xi_0$  от медленных времен привело к новым условиям на устойчивость высоты левитации  $\xi_0$ . Далее исследуется трехмерная модель плоских колебаний ИМ.

**Трехмерная модель плоских колебаний проводящего диска. Одноконтурная аппроксимация.** Модель трехмерных колебаний проводящего тела в поле двух катушек индуктивности имеет вид [6]

$$\xi_l'' + \lambda_l \xi_l' = \varepsilon \left( \alpha m^{\xi_l} j_{pm} \sin \tau - 1 \right), \qquad \xi_s'' + \lambda_s \xi_s' = \varepsilon \alpha m^{\xi_s} j_{pm} \sin \tau, \varphi'' + \lambda_{\varphi} \varphi' = \varepsilon \alpha m^{\varphi} j_{pm} \sin \tau, j_{pm}' + r j_{pm} = -m \cos \tau - \left( m^{\xi_l} \xi_l' + m^{\xi_s} \xi_s' + m^{\varphi} \varphi' \right) \sin \tau,$$
(7)

где  $\xi_s$ ,  $\varphi$  – безразмерная величина горизонтальных и угловых смещений проводящего тела,  $\lambda_s$ ,  $\lambda_{\varphi}$  – коэффициенты вязкого трения между ИМ и окружающим воздухом в горизонтальном и угловом направлениях соответственно, () $\xi_s = \frac{d}{d\xi_s}$ , () $\varphi = \frac{d}{d\varphi}$ .

По аналогии с (2) представим (7) в виде

$$\xi_{l} = \xi_{l0} + \varepsilon \xi_{l1} + \cdots, \qquad \xi_{s} = \xi_{s0} + \varepsilon \xi_{s1} + \cdots, \qquad \varphi = \varphi_{0} + \varepsilon \varphi_{1} + \cdots, \qquad (8)$$
$$j_{pm} = j_{0} + \varepsilon j_{1} + \cdots.$$

и запишем в предположении о величине левитации, соответствующей координатам ( $\xi_l, \xi_s, \varphi$ ) = ( $\xi_{l0}, 0, 0$ ) условия на устойчивость

$$\left( m^{\xi_l}(\xi_{l0}, 0, 0) \right)^2 + m(\xi_{l0}, 0, 0) m^{\xi_l \xi_l}(\xi_{l0}, 0, 0) > 0, m^{\xi_s \xi_s}(\xi_{l0}, 0, 0) m^{\varphi \varphi}(\xi_{l0}, 0, 0) - \left( m^{\xi_s \varphi}(\xi_{l0}, 0, 0) \right)^2 > 0.$$

$$(9)$$

Однако, условия (9) не выполняются одновременно [6]. Из этого следует, что проводящее тело в форме тонкого кольца принципиально не устойчиво в переменном электромагнитном поле. Экспериментально показано [2], что проводящий диск имеет устойчивые нетривиальные режимы работы – при рассмотрении одноконтурной аппроксимации (наведенный ток наблюдается на внешнем радиусе диска) не учитывается неподвижный проводящий контур радиуса меньшей катушки индуктивности [7]. Исключение силового воздействия между ними и могло привести к выводу о принципиальной неустойчивости проводящего тела.

**Трехмерная модель плоских колебаний проводящего диска.** Двуконтурная аппроксимация. Включим в рассмотрение проводящий контур с наведенным током *j*<sub>in</sub> (круговой контур с радиус левитационной катушки) и запишем

$$\begin{aligned} \xi_{l}^{\prime\prime} + \lambda_{l}\xi_{l}^{\prime} &= \varepsilon \left( \alpha \left( m_{in}^{\xi_{l}} j_{in} + m_{out}^{\xi_{l}} j_{out} \right) \sin \tau - 1 \right), \\ \xi_{s}^{\prime\prime} + \lambda_{s}\xi_{s}^{\prime} &= \varepsilon \alpha \left[ \left( m_{in}^{\xi_{s}} j_{in} + m_{out}^{\xi_{s}} j_{out} \right) \sin \tau + m_{in|out}^{\xi_{s}} j_{in} j_{out} \right] \\ \varphi^{\prime\prime} + \lambda_{\varphi}\varphi^{\prime} &= \varepsilon \alpha \delta_{m}^{J} \left( m_{in}^{\varphi} j_{in} + m_{out}^{\varphi} j_{out} \right) \sin \tau, \\ j_{in}^{\prime} + r_{in} j_{in} &= -m_{in} \cos \tau - \left( m_{in}^{\xi_{l}} \xi_{l}^{\prime} + m_{in}^{\xi_{s}} \xi_{s}^{\prime} + m_{in}^{\varphi} \varphi^{\prime} \right) \sin \tau - m_{in|out} j_{out}^{\prime} - m_{in|out}^{\xi_{s}} j_{out}, \\ j_{out}^{\prime} + r_{out} j_{out} &= -\delta_{l} \left( m_{out} \cos \tau + \left( m_{out}^{\xi_{l}} \xi_{l}^{\prime} + m_{out}^{\xi_{s}} \xi_{s}^{\prime} + m_{out}^{\varphi} \varphi^{\prime} \right) \sin \tau + m_{in|out} j_{in}^{\prime} \\ &+ m_{in|out}^{\xi_{s}} j_{in} \right), \end{aligned}$$
(10)

где  $j_{out}$  – наведенный ток проводящего контура радиуса ИМ,  $m_{in|out}$  – взаимная индуктивность между проводящими контурами. Анализ системы (10) должен позволить получить уточненные условия на устойчивые движения ИМ.

Заключение. В работе рассмотрены аналитические модели плоских одномерных и трехмерных колебаний проводящего кольца/ диска в переменном магнитном поле. Показано, что одноконтурная аппроксимация приводит к выводам о неустойчивости движений ИМ, что противоречит экспериментальным наблюдениям. Более детальное исследование двуконтурной модели проводящего тела может решить данную проблему, что будет сделано в следующих исследованиях по текущей тематике.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Скубов Д.Ю., Ходжаев К.Ш. Нелинейная электромеханика. М: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 360 с.
- 2. Shearwood C., Ho K. Y., Williams C. B., Gong H. Development of a levitated micromotor for application as a gyroscope. Sensors and Actuators A: Physical, 2000. Vol. 83. № 1-3. P.85-92.
- 3. Poletkin K., Lu Z., Wallrabe U., KorvinkJ., Badilita, V. Stable dynamics of micro-machined inductive contactless suspensions. *International journal of mechanical sciences*, 2017. Vol. 131. P. 753-766.
- 4. Скубов Д.Ю., Индейцев Д.А., Удалов П.П., Попов И.А., Лукин А.В., Полеткин К.В. Нелинейная динамика микромеханического неконтактного индукционного подвеса. Известия Российской Академии наук. Механика твердого тела, 2023. №6. С. 98-112.
- 5. Nayfeh A.H. Perturbation methods. New-York: John Wiley & Sons, 2008. P. 425.
- 6. Удалов П.П., Лукин А.В., Попов И.А., Штукин Л.В. Статическая устойчивость трехстепенной модели индукционного подвеса. XXXV Международная инновационная конференция молодых ученых и студентов (МИКМУС - 2023): Сборник трудов конференции, 2023, 567-572 с.
- Lu Z., Jia F., Korvink J., Wallrabe U., Badilita V. Design and optimization of an electromagnetic microlevitation system based on copper wirebonded coils. *Proceedings of the 2012 Power MEMS*, 2012. P. 2-5.

P.P. Udalov, A.V. Lukin, I.A. Popov, L.V. Shtukin (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, High School of Mechanics and Control Processes, St. Petersburg, Russia). Analytical models of solid body motion in micromechanical non-contact suspension

*Abstract.* Analytical models of motions of a conducting body made in the form of a ring/disk and located in an electromagnetic alternating field are considered. Conditions for the stability of the equilibrium position value are obtained. The conditions for stability of quasi-stationary levitation heights are specified. It is shown that for plane motions the single-loop approximation of the distribution of induced currents in the disc leads to the conclusion about the instability of the motions, which contradicts experimental observations. To eliminate the disadvantages of the single-loop approximation, the issues of reasonable inclusion of a fixed conducting loop in the model are discussed.

## Н. В. ПИСКУН, А. В. ЛУКИН, И. А. ПОПОВ (Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург)

# ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИКИ СИНТЕЗА КОМПАКТНЫХ МОДЕЛЕЙ НА ПРИМЕРЕ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО МОДАЛЬНО-ЛОКАЛИЗОВАННОГО АКСЛЕРОМЕТРА

В данной работе представлена реализация методики синтеза моделей пониженного порядка на примере микромеханического модальнолокализованного акселерометра с чувствительным элементом в виде балки с начальной погибью. Реализованный подход позволяет алгоритмически строить модели пониженного порядка для акселерометров на основе результатов нескольких прогонов методом конечных элементов. Полученные результаты сравниваются с полученными ранее аналитическими результатами на основе метода Галеркина для математической модели балки Бернулли-Эйлера с начальной погибью и эффектом растяжения средней плоскости.

**Введение.** Датчики на основе микроэлектромеханических систем (МЭМС) в настоящее время находят применение во всех сферах жизни человека от принтеров [1] и самолетов [2] до систем автономного энергообеспечения [3] и приборов для секвенирования ДНК [4].

Широкое применение нано- и микросистемной техники (HMCT) в современном приборостроении связано с высокой чувствительностью данных систем к нано- и микро-масштабным изменениям различных параметров [5] – ускорения, температуры, концентрации газов и других. Причиной такой чувствительности является определяющее влияние совместного действия физических полей различной природы (механического, температурного, электромагнитного) на состояние элементов НМСТ. В связи с проявлением масштабного фактора, внутренняя связанность (междисциплинарность) задачи анализа динамики, прочности и работоспособности элементов НМСТ приводит к необходимости исследования нелинейных эффектов, вызванных совместным действием указанных физических полей.

Эти исключительные особенности таких систем приводят к высокой сложности их проектирования и моделирования. Условно можно выделить три фактора [6]:

- междисциплинарность необходимо решать связанные задачи с учетом механических, электростатических, магнитных и тепловых полей,
- большое количество проектируемых параметров геометрических, свойств материала, граничных условий, нагрузок и других,
- сложность динамических режимов работы и, следовательно, минимальный набор требуемых расчетов при проектировании – статический, модальный, гармонический и динамический.



Современный процесс проектирования МЭМС устройств представляет собой многоэтапную итерационную процедуру, схема которой показана на рисунке 1 [7]. Первым этапом является проектирование принципиальной схемы (архитектуры) устройства, реализующей полезную функцию и удовлетворяющей требуемым техническим характеристикам.

Рис. 1. Процесс проектирования МЭМС устройства

Ввиду сложности рабочих режимов и необходимости проводить параметрическую оптимизацию в процессе разработки на первом этапе проектирования, как правило, применяются дискретные модели низкой размерности - принципиальная схема МЭМС составляется из упругих элементов, рамок, масс, актуаторов, математические модели которых описываются аналитическими выражениями. Такой подход позволяет обеспечить высокую вычислительную эффективность как для описания свойств собственно механической подсистемы, так и для включения её в состав системной модели устройства: электронных блоков, систем съема, возбуждения, управления колебаниями/движением. На втором этапе для выбранной расчетной схемы осуществляется проектирование геометрии/маски в соответствии с выбранным технологическим процессом и ограничениями производства. На третьем этапе проводится детальное конечноэлементное (КЭ) моделирование полученной структуры с целью подтверждения расчетных характеристик, полученных на первом этапе. Проводятся исследования основных механических характеристик структуры, таких как собственные частоты и формы колебаний, оценка якорных и термоупругих потерь. Затем уточненная модель элемента погружается в системную модель для оценки рабочих параметров устройства. Для анализа рабочих режимов редко оказываются пригодны многомерные конечно-элементные модели ввиду существенных временных затрат на получение и обработку результатов расчета, поэтому для ускорения вычислений применяют синтез аппроксимационных редуцированных моделей на базе конечно-элементной постановки. Если в результате моделирования не получены удовлетворяющие технические характеристики, то начинается новая итерация, начиная с этапа 1.

И если для КЭ анализа любой сложности существуют автоматизированные программные комплексы, то создание адекватной компактной модели пока остается трудоемким процессом и не имеет автоматизированных инструментов [6]. В этой работе представлена апробация алгоритма синтеза компактной модели, который может быть автоматизирован для любой геометрии чувствительного элемента МЭМС акселерометра. Иллюстрируется реализация простой процедуры, позволяющей построить компактную модель с несколькими степенями свободы с использованием нескольких прогонов решения методом КЭ. В отличие от традиционной модальной декомпозиции процедура не предполагает обработку полноразмерных матриц и собственных векторов, извлеченных из КЭ модели. Полученная компактная модель позволяет рассчитывать зависящие от ускорения собственные частоты, соответствующие значениям из КЭ анализа, и может быть использована для расчет динамических режимов работы устройства во временной области.

**Модель акселерометра для апробации методики.** Модель акселерометра, принцип действия которого основан на локализации колебаний, изображена на рис. 2. Начально изогнутая балка, защемленная с двух сторон, находится в поле действия одного неподвижного электрода возбуждения колебаний и двух неподвижных электродов съёма колебаний. Разность напряжений, приложенная к концам балки, позволяет менять собственные частоты чувствительного



Рис. 2. Модель акселерометра

элемента и настраиваться на рабочий режим, представляющий собой колебания по третьей собственной форме балки. Подвижная масса М упруго прикреплена к микробалке с помощью системы подвесов. Внешнее ускорение приводит массу в движение, и как следствие в микробалке возникает распорное усилие N<sub>m</sub>. Распорное усилие изменяет значения собственных частот балки и при правильном выборе параметров системы наблюдается эффект близости частот между второй (пер-

вой несимметричной) и третьей (второй симметричной) формами колебаний чувствительного элемента. Происходит обмен энергией между указанными формами, и колебания по второй собственной форме детектируются боковыми электродами.

Описание алгоритма методики синтеза компактной модели. Распределенная система чувствительного элемента заменяется эквивалентной сосредоточенной системой с четырьмя степенями свободы, см. рис. 3 [8]. Поскольку прогибы в выбранных точках связаны с фактически возбуждаемыми и измеряемыми величинами (то есть амплитудами колебаний по низшим

собственным формам изгибных колебаний), прогибы в этих точках  $w_i$ ,  $i = 1 \dots 4$ , принимаются в качестве степеней свободы компактной модели.

На первом шаге методики выполняется простой линейный анализ собственных значений при нулевом ускорении с использованием КЭ модели устройства. Из данного расчета для каждой из



Рис. 3. Схематизация чувствительного элемента

четырех наименьших собственных частот извлекаются четыре значения перемещения по выбранным степеням свободы и из них формируются собственные вектора, соответствующие каждой частоте,  $\hat{\phi}_{(r)}, r = 1 \dots 4$ . После ортогонализации по Граму-Шмидту приведенных векторов  $\hat{\phi}_{(r)}$  относительно единичной матрицы, из условия ортогональности может быть получена матрица жесткости **K**\*:

$$\boldsymbol{\phi}_{(r)}^{T} \mathbf{K}^{*} \boldsymbol{\phi}_{(r)} = \lambda_{(r)}, \qquad (1)$$

где  $\lambda_{(r)} - r$ -е собственное значение, полученное в результате КЭ анализа КЭ. Затем процедура повторяется для нескольких значений ускорения *a*, и зависимость **K**<sup>\*</sup> =  $[k_{ij}^*]$  и  $\phi_{(r)} = {\phi_i}_{(r)}$  от *a* строится аппроксимацией кривой каждого из элементов  $k_{ij}^*$  и  $\phi_{i(r)}$ .

Затем четыре раза проводится линейный статический анализ КЭ при нулевом ускорении. В каждом прогоне к *j*-ой точке балки прикладывалась сила  $F_j$ , определялись прогибы всех четырех выбранных точек  $w_i$  и рассчитывались элементы матрицы податливости размера 4 × 4 – **S** =  $[s_{ij}]$  с использованием соотношения  $s_{ij} = w_i/F_j$ . Затем матрица жесткости рассчитывалась как обратная матрица податливости **K** = **S**<sup>-1</sup>. Приведенные собственные вектора были перенормированы с использованием ортогональности относительно статической матрицы жесткости:



Рис. 4. Сравнение зависимостей частот от осевой силы, полученных прямым КЭ расчетом и с помощью синтезированной компактной модели

$$\tilde{\phi}_{(r)} = \phi_{(r)} \lambda_{(r)}^{1/2} \big[ \phi_{(r)}^T \mathbf{K} \phi_{(r)} \big]^{-1/2}.$$
(2)

Приведенная матрица масс **М** затем была получена с использованием условия ортогональности:

$$\tilde{\boldsymbol{\phi}}_{(r)}^{T} \mathbf{M} \tilde{\boldsymbol{\phi}}_{(r)} = 1.$$
(3)

Еще раз подчеркнем, что согласно данной методике для синтеза компактной модели не требуется обработка полноразмерных матриц массы и жесткости, извлеченных из КЭ модели.

Динамику модели пониженного порядка теперь можно описать системой четырех обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\ddot{w} + \mathbf{C}^* \dot{w} + \mathbf{K}^* w = \mathbf{F}^*. \tag{4}$$

Здесь w(t) – вектор прогибов в выбранных точках,  $C^* = M^{-1}C$  и  $K^* = M^{-1}K$  – матрицы демпфирования и (зависящая от ускорения) жесткости, а  $F^* = M^{-1}F$  – вектор сил возбуждения. Точками обозначены производные по времени t.

На рисунке 4 представлено сравнение зависимостей первых четырех частот изгибных колебаний от осевой силы, полученных прямым КЭ моделированием и при расчете компактной модели. По данному графику видно, что низкоразмерная компактная модель дает те же результаты, что и конечно-элементная. Заключение. В данной работе приведено описание методики синтеза низкоразмерной компактной модели резонансного микромеханического модально-локализованного акселерометра. Показано совпадение зависимостей частот колебаний чувствительного элемента акселерометра от значения внешнего ускорения, полученных прямым конечно-элементным моделированием конструкции и при помощи синтезированной компактной модели.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-71-10009

## ЛИТЕРАТУРА

- 1. Mallinson S.G., McBain G.D., Brown B.R. Conjugate Heat Transfer in Thermal Inkjet Printheads. *Fluids*. 2023. Vol. 8. № 3. P. 88.
- 2. Abbas Z., Mansoor M., Habib M. et al. Review: MEMS sensors for flow separation detection. *Microsyst Technol.* 2023. Vol. 29. P. 1253–1280.
- 3. Tan Y., Dong Y., Wang X. Review of MEMS electromagnetic vibration energy harvester. *Journal of Microelectromechanical Systems*. 2016. Vol. 26. № 1. P. 1–16.
- 4. Santra T. S. Microfluidics and Bio-mems: Devices and applications. CRC Press, 2020. 546 p.
- 5. Распопов В.Я. Микромеханические приборы: учебное пособие. М.: Машиностроение, 2007.
- 6. Kolchuzhin V. A., Mehner J. E. A parametric multilevel MEMS simulation methodology using finite element method and mesh morphing. *In 2012 13th International Thermal, Mechanical and Multi-Physics Simulation and Experiments in Microelectronics and Microsystems* (pp. 1-5). IEEE.
- 7. **Kolchuzhin M. S. V.** Methods and Tools for Parametric Modeling and Simulation of Microsystems based on Finite Element Methods and Order Reduction Technologies. 2010.
- 8. HaLevy O., Krylov S. Design Methodology and Model Order Reduction for Resonant Accelerometers. *IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL)*. 2022. P. 1-4.

N.V. Piskun, A.V. Lukin, I.A. Popov (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, High School of Mechanics and Control Processes). Application of a technique for synthesizing compact models by the example of a micromechanical mode-localized accelerometer

*Abstract.* This paper presents the implementation of a technique for synthesizing reduced-order models using the example of a micromechanical mode-localized accelerometer with a sensing element in the form of an initially curved beam. The implemented approach allows us to algorithmically construct reduced-order models for accelerometers based on the results of several runs using the finite element method. The results obtained are compared with previously obtained analytical results based on the Galerkin method for a mathematical model of a Bernoulli-Euler beam with initial curvature and the effect of stretching the middle plane.

Д.В. АНТУФЬЕВ, А. В. ЛУКИН, И. А. ПОПОВ (Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург)

# ЭФФЕКТ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО УСИЛЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ КОЛЬЦЕВОГО РЕЗОНАТОРА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Был проведен анализ динамики микромеханического вибрационного кольцевого гироскопа. Построена математическая модель движения гироскопа для вырожденных эллиптических мод колебаний. Рассмотрен эффект параметрического усиления. С помощью метода многих масштабов были получены уравнения для медленных переменных мод колебаний. Исследована зависимость величины параметрического усиления колебаний от различных параметров. Проведено сравнение с конечно-элементной моделью резонатора. Построена модель пониженного порядка на основе конечно-элементной модели.

Введение. Важной задачей при разработке МЭМС гироскопов является увеличение их точности и чувствительности. Одним из способов усовершенствования работы гироскопов является использование эффекта параметрического усиления. Параметрическим усилением называется эффект увеличения амплитуды колебаний при одновременном параметрическом и внешнем воздействии на систему. Предлагаемый доклад посвящен анализу динамики кольцевого резонатора с структурой электродов, обеспечивающей возникновение параметрического усиления.

**Постановка задачи.** Необходимо построить математическую модель динамики резонатора в обобщенной координате, соответствующей собственной форме колебаний кольца, выбрать структуру электродов, возбуждающую необходимую для возникновения эффекта параметрического усиления нагрузку, построить систему уравнений в медленных переменных, а также построить конечно-элементную модель резонатора, убедиться в её адекватности и построить на её основе модель пониженного порядка.

**Математическая модель.** Для вывода уравнения движения системы использовался метод Ритца. Кольцевой гироскоп имеет две вырожденные собственные формы  $\cos 2\theta$  и  $\sin 2\theta$  с модальными координатами A(t) и B(t) соответственно. Собственная форма  $\cos 2\theta$  принимается ведущей, и воздействие на неё от  $\sin 2\theta$  не учитывалось.

Структура электродов, возбуждающих колебания, изображена на рис. 1. Углы каждого электрода –  $\pi/4$ .



Рис. 1. Структура электродов

После определения Лагранжиана системы, применения метода Ритца и обезразмеривания модальных координат и времени системы получается уравнение

$$\ddot{q}(1+\mu q^2) + 2\Gamma \dot{q} + q \left(1 + \dot{q}^2 \mu - F_{f_1} \cos(\Omega \tau + \phi) - F_{p_1} \cos(2\Omega \tau)\right) - q^2 F_{f_2} \cos(\Omega \tau + \phi) + q^3 \left(\gamma - F_{f_3} \cos(\Omega \tau + \phi) - F_{p_3} \cos(2\Omega \tau)\right)$$
(1)  
=  $F \cos(\Omega \tau + \phi)$ 

где ( ) – производная по безразмерному времени  $\tau = \omega_0 t$ ;  $\Omega = \frac{\omega}{\omega_0}$  – безразмерная частота переменного напряжения;  $q(\tau) = \frac{A(\tau)}{\Delta}$  – безразмерная модальная координата;  $\omega_0^2 = \frac{3\pi\Delta^3 Eh^3 + 2R^4\varepsilon_0(-2V_{DC}^2+V_p^2) - \pi R^4\varepsilon_0 \cdot (2V_{DC}^2+V_p^2)}{5\pi\Delta^3 R^4h\rho}$  – собственная частота системы;  $\gamma = \frac{12\pi\Delta^5 Eh^3 + 8R^6\varepsilon_0(-2V_{DC}^2+V_p^2) - 3\pi R^6\varepsilon_0 \cdot (2V_{DC}^2+V_p^2)}{10\pi\Delta^3 R^6h\omega_0^2\rho}$ ;  $F = \frac{4\sqrt{2}V_{DC}V_f\varepsilon_0}{5\pi\Delta^3 h\omega_0^2\rho}$ ;  $F_{f1} = \frac{2V_{DC}V_f\varepsilon_0 \cdot (2+\pi)}{5\pi\Delta^3 h\omega_0^2\rho}$ ;  $F_{f2} = \frac{2\sqrt{2}V_{DC}V_f\varepsilon_0}{\pi\Delta^3 h\omega_0^2\rho}$ ;  $F_{f3} = \frac{V_{DC}V_f\varepsilon_0 \cdot (8+3\pi)}{5\pi\Delta^3 h\omega_0^2\rho}$ ;  $F_{p3} = \frac{V_p^2\varepsilon_0(-8+3\pi)}{10\pi\Delta^3 h\omega_0^2\rho}$ ;  $\mu = \frac{33\Delta^2}{5R^2}$ ;  $\Gamma$  – демпфирование системы;  $\rho$  – плотность материала; E – Модуль Юнга материала; h – ширина сечения;  $\varepsilon_0$  – электрическая постоянная;  $\Delta$  – зазор между кольцом и электродами. Значения параметров системы были взяты из [1].

**Уравнения в медленных переменных.** Для анализа системы были выведены уравнения в медленных переменных с помощью метода многих масштабов. Уравнения были получены для переменных  $B_r(\tau)$  и  $B_i(\tau)$  – вещественной и мнимой части комплексной амплитуды решения уравнения движения [3]. Уравнения в медленных переменных имеют вид

$$\dot{B}_{r} = \frac{F\sin(\phi)}{4} + \frac{3F_{f2}B_{i}^{2}\sin(\phi)}{4} + \frac{F_{f2}B_{i}B_{r}\cos(\phi)}{2} + \frac{F_{f2}B_{r}^{2}\sin(\phi)}{4} - \frac{F_{p1}B_{i}}{4} - F_{p3}B_{i}^{3} - \Gamma B_{r} - \frac{3\gamma B_{i}^{3}}{2} - \frac{3\gamma B_{i}B_{r}^{2}}{2} + \mu B_{i}^{3} + \mu B_{i}B_{r}^{2} + \sigma \varepsilon B_{i},$$
(2)

$$\dot{B}_{i} = -\frac{F\cos(\phi)}{4} - \frac{F_{f2}B_{i}^{2}\cos(\phi)}{4} - \frac{F_{f2}B_{i}B_{r}\sin(\phi)}{2} - \frac{3F_{f2}B_{r}^{2}\cos(\phi)}{4} - \frac{F_{p1}B_{r}}{4} - F_{p3}B_{r}^{3} - \Gamma B_{i} + \frac{3\gamma B_{i}^{2}B_{r}}{2} + \frac{3\gamma B_{r}^{3}}{2} - \mu B_{i}^{2}B_{r} - \mu B_{r}^{3} - \sigma \varepsilon B_{r},$$
(3)

где *о* – безразмерная расстройка частоты напряжения.

С помощью полученных уравнений в медленных переменных можно исследовать зависимость величины параметрического усиления от относительной фазы внешнего и параметрического воздействия (рис. 2(a)), резонансную характеристику, зависимость усиления от различных составляющих напряжения (рис. 2(б)).



Рис. 2. а) Зависимость параметрического усиления от фазы при  $V_{DC} = 2$  B,  $V_f = 0.01$  B,  $V_p = 0.3$  B; б) Зависимость параметрического усиления от  $V_p$ 

Конечно-элементная модель и модель пониженного порядка. Конечно-элементная модель кольцевого резонатора была построена в системе ANSYS. Модель была построена в объемной постановке. Использовались квадратичные объемные конечные элементы. Электростатическое воздействие моделировалось с помощью конечных элементов типа «электростатический преобразователь» TRANS126.

Конечно-элементная модель позволяет синтезировать качественную модель пониженного порядка, которая уточняет аналитическую модель динамики систем аналогично уравнениям в медленных переменных (2) и (3).

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Polunin, Pavel M., μ Steven W. Shaw. Self–Induced Parametric Amplification in Ring Resonating Gyroscopes // International Journal of Non–Linear Mechanics – 2017 – Vol. 94 – P. 300–308.
- Indeitsev, D. A., E. V. Zavorotneva, A. V. Lukin, I. A. Popov, и V. S. Igumnova. Nonlinear Dynamics of a Microscale Rate Integrating Gyroscope with a Disk Resonator under Parametric Excitation // Nelineinaya Dinamika 2023 Vol. 19(1) Р. 59–89.
- 3. Nayfeh A. H., Mook D. T. Nonlinear oscillations J. Wiley & sons, 1995 700 p.
- Rugar D., Grütter P. Mechanical parametric amplification and thermomechanical noise squeezing // Physical Review Letters. – 1991 – Vol. 6 (67). – P. 699–702.

# D.V. Antufiev, A.V. Lukin, I.A. Popov (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University). Parametric Amplification Phenomenon uf Micro Mechanical Gyroscope Ring Resonator Vibrations

*Abstract.* The dynamics of a micromechanical vibrating ring gyroscope was analyzed. A mathematical model of gyroscope motion for degenerate elliptical oscillation modes was constructed. The effect of parametric amplification was considered. Using the multiple scale method, equations for slow alternating variables were obtained. The dependence of the magnitude of the parametric amplification of oscillations on various parameters was studied. A comparison is made with a finite element model of the resonator. A reduced order model is constructed based on the finite element model. ТРУШКОВ А.А., ФУРТАС Д.В., НЕКРАСОВ А.В., ДЗУЕВ А.А., ШАЙМАРДАНОВ И.Х., БАБАЕВ Е.В. (АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса», г.Раменское)

## КАЛИБРОВКА ПРОИЗВОДНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО БЛОКА ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

В работе рассмотрена возможность калибровки погрешностей акселерометров и гироскопов микромеханического блока чувствительных элементов в зависимости от условий включения и производной температуры. Рассмотрены экспериментальные данные исследования погрешностей с использованием термокамеры. Приведена модель учета погрешностей в зависимости от нескольких параметров.

Введение. Особенностью микромеханических блоков чувствительных элементов являются большие измерительные погрешности как в запуске, так и от запуска к запуску. Типовые модели компенсации погрешностей микромеханических датчиков включают: смещение (дрейф) нуля, погрешность масштабного коэффициента, погрешности неортогональности и несоосности осей чувствительности [1]. Детектирование и компенсация данных погрешностей хорошо изучена, в России и мире разработаны и реализованы несколько вариантов калибровки [2]. Данные модели, как правило, учитывают зависимости при установившейся температуре в заданном диапазоне.

В то же время погрешности микромеханических датчиков зависят от производной температуры и начальных условиях включения. В публикациях присутствует описание алгоритмов компенсации ошибок и методика проведения экспериментов в зависимости от производной температуры. При этом указанные модели не учитывают начальные условия при включении.

Для построения модели, обеспечивающей компенсацию погрешностей акселерометров и гироскопов с момента включения, был проведен ряд исследований с использованием термокамеры, позволяющей задавать диапазон и скорость изменения температуры.

При проведении исследования были выявлены большие тренды в показаниях акселерометров и гироскопов в начальный период времени (до 200 секунд), которые не компенсируются моделью погрешностей, включающей зависимость от температуры. Пример измерений акселерометров и гироскопов после использования модели компенсации в зависимости от температуры приведен на рисунке 1. Отчетлива видна некомпенсированный тренд в начальный момент работы.



Рис. 1. Невязки измерений акселерометров и гироскопов

Анализ данных проводился с использованием критерия Пирсона и показал, что тренды в измерениях акселерометров и гироскопов зависят от производной, величины изменения температуры в запуске и от температуры системы в начальный момент времени.

Исследование погрешностей акселерометров и гироскопов. Для задания модели погрешностей акселерометров и гироскопов в зависимости от производной и от температуры в начальный момент времени использована полиномиальная модель второй степени [3]:

$$dA = c_0 + c_1 \dot{T} + c_2 T + c_3 (\dot{T})^2 + c_4 (T \, \dot{T}) + c_5 T^2 \tag{1}$$

где dA – модель компенсации тренда датчиков,  $\dot{T}$  – производная температуры, T –температура системы в момент времени,  $c_n$  – коэффициенты полинома.

Для идентификации коэффициентов полинома по калибровочному эксперименту в диапазоне температур использованы методы регрессионного анализа и машинного обучения. Тренд датчиков при построении модели определяется как разность текущих показаний и средних показаний после 200 секунды работы, когда влияние производной уменьшается. Расчет коэффициентов производился в экспериментальных точках отдельно для каждой из температур, промежуточные зависимости коэффициентов полиномов рассчитаны с использованием кусочнолинейная аппроксимации.

Для вычисления параметров модели выполнены запуски в термокамере при температурах от -55°С до +55 °С с шагом 5°С. Точность модели проверяется по 2 запускам с тем же профилем экспериментов.

**Результаты.** Обработка экспериментальных данных показала высокую корреляцию параметров модели полинома от производной и начальной температуры. Коэффициенты корреляции Пирсона параметров в зависимости от датчика составляют 0.7-0.9. Данная зависимость подтверждена на ряде микромеханических датчиков. Пример компенсации погрешностей на тестовых данных при температуре 40 °C для акселерометров представлен на рисунках 2, для гироскопов – на рисунке 3.



Рис. 2. Результат компенсации трендов в показаниях акселерометров



Время, мс

Рис. 3. Результат компенсации трендов в показаниях гироскопов

Для подтверждения корректности модели было проведено сравнения трендов до и после компенсации. В таблице 1 приведены коэффициенты наклона измерений акселерометров, в таблице 2 для гироскопов. В 60% экспериментов тренды уменьшились в разы, в 30% - до 1,3 раз, в остальных случаях использование модели влияния не оказало. Для ряда экспериментов, где присутствуют значительные тренды, модель может позволить уменьшить погрешности навигационных систем при счислении координат, скоростей и углов.

Таблица 1

Температура, °С	10	15	20	25	30	35	40
До компенсации	9.59E-6	6.74E-6	5.64E-6	5.38E-6	5.58E-6	5.71E-6	7.09E-6
После компенсации	-8.25E-8	3.26E-6	-7.186E-8	-1.64E-6	1.13E-7	1.83E-6	2.47E-8

#### Коэффициенты наклона показаний акселерометров для различных температур

Таблица 2

			_	_			
Температура, °С	10	15	20	25	30	35	40
До компенсации	5.75E-6	4.3E-6	4.44E-6	3.15E-6	3.16E-6	4.41E-6	5.33E-6
После компенсации	-8.24E-7	2.22E-6	7.87E-7	-3.08E-6	1.09E-7	4.19E-6	5.42E-6

#### Коэффициенты наклона показаний гироскопов для различных температур

Заключение. В ходе исследования подтверждена зависимость трендов микромеханических акселерометров и гироскопов от производной и начальной температуры, предложенная модель позволяет значительно снизить указанные погрешности. Выводы подтверждены на серии экспериментов с разными датчиками.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **И.Х. Шаймарданов, А.А. Дзуев, А.В. Некрасов**. Методика стендовой калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) различного класса точности. Авиационные системы в XXI веке: Тезисы докладов юбилейной Всероссийской научно-технической конференции. 2022. – С. 291-292.
- 2. Шаймарданов И.Х., Дзуев А.А., Егоров Ю.Г., Некрасов А.В. Итерационная процедура калибровки чувствительных элементов БИНС. Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 2.
- 3. Б.В. Шашков. Прикладной регрессионный анализ (многофакторный анализ). Оренбург, 2003.

A.A. Trushkov, D.V. Furtas, A.V. Nekrasov, A.A. Dzuev, I.H. Shaimardanov, E.V. Babaev (JSC "Inertial Technologies of Technocomplex", Rameskoye). Calibration of the Temperature Derivative of a Micromechanical Inertial Measurement Unit

*Abstract.* The paper considers the possibility of calibrating the errors of accelerometers and gyroscopes of the micromechanical block of inertial measurement unit depending on the turn-on conditions and temperature derivative. Experimental data of the study of errors using a thermal camera are considered. The model of errors accounting depending on several parameters is given.

УДК 681.51

А.П. ЧАПУРСКИЙ, В.С. БЕЗМЕН, М.И. ЕВСТИФЕЕВ, Е.Д. УСКОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

## ПУТИ СНИЖЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Рассмотрены пути снижения температурной зависимости чувствительного элемента (волоконного контура) волоконно-оптического гироскопа. Предложен ряд конструктивных решений, позволяющих снизить градиент температур в волоконном контуре. Выполнен сравнительный тепловой расчет конструкций, показана эффективность предложенных решений.

Введение. Существуют два основных пути снижения температурной чувствительности волоконно-оптического гироскопа (ВОГ): алгоритмическая термокомпенсация дрейфа нуля [1], на основе построения математических моделей, и внедрение конструктивных решений, направленных на снижение влияния температуры. Чувствительным элементом ВОГ является световод, сформированный в замкнутый волоконный контур в виде оптического волокна, намотанного на каркас. При изменении температуры окружающей среды в волоконном контуре возникают переменные температурные градиенты, что приводит к значительным погрешностям в выходном сигнале ВОГ. В работе рассматриваются конструкторско-технологические решения, позволяющие снизить уровень чувствительности волоконного контура к изменению температуры окружающей среды.

Источники температурной зависимости волоконного контура. Практически все узлы и элементы, входящие в состав ВОГ реагируют на изменение температуры окружающей среды [2], но наибольшей чувствительностью обладает непосредственно сам чувствительный элемент ВОГ – волоконный контур. Погрешности, вызванные воздействием температурных полей на волоконный контур, объясняются в первую очередь, возникновением термофотоупругих напряжений в волокне, ввиду несогласованности деформации каркаса катушки и укладываемого оптоволокна на него, что в результате приводит к изменению показателя преломления в световоде [3]. Дополнительный вклад в погрешность вносит термически индуцированная невзаимность, известная как Эффект Шупе [3,4], создаваемая за счет расширения участка волокна ассиметрично расположенного по отношению к середине волоконно-оптического контура. Установлено, что при наличии температурных градиентов, происходит изменение геометрических размеров волоконного контура, и как следствие изменение оптического пути световой волны, что соответственно приводит к ошибкам в показаниях датчика. Для снижения влияния выше-перечисленных факторов, предложен оригинальный вариант конструкции волоконного контура, в перспективе способный снизить температурный градиент по всему рабочему объему.

**Конструкция волоконного контура.** На рис. 1 представлены упрощенные трехмерные модели вариантов конструкции волоконных контуров существующего и предлагаемого приборов.



Рис.1 Волоконный контур существующего и предлагаемого ВОГ.

Принципиальное отличие вновь разрабатываемого варианта заключается в отсутствии опорного каркаса для укладки волоконного контура. Намотка бескаркасного контура выполня-

ется по квадрупольной схеме [5] с использованием теплопроводящего пропиточного компаунда. Затем волоконный контур помещается в герметичный объем корпуса, выполненного из высокотеплопроводного материала, заполненного специальным теплоносителем с определенными свойствами. Опоры крепления корпуса контура выполняются из низкотеплопроводных материалов, для исключения притока тепла из внешней среды в местах крепления прибора. На наружную поверхность корпуса контура нанесен нагревательный элемент, внутри корпуса располагается распределенная система термодатчиков для контроля и обеспечения выравнивание температурных градиентов по всему объему контура. Такая схема позволяет с одной стороны зафиксировать волоконный контур в широком диапазоне внешних механических и температурных воздействий, а с другой обеспечивает выравнивание тепловых полей и управление температурным градиентом.

**Результаты моделирования.** Для оценки эффективности предлагаемых конструкторских решений, направленных, в первую очередь, на выравнивание тепловых полей по всему объему волоконного контура, был выполнен оценочный тепловой расчет двух вариантов конструкции в одинаковых условиях с одинаковыми ограничениями.

Для варианта конструкции с нагревательным элементом дополнительно задавалась постоянная температура по наружной поверхности корпуса волоконного контура, в зоне установки нагревателя.

Результаты моделирования по распределению температурных градиентов непосредственно по волоконному контуру для двух вариантов конструкции приведены на рис.2



Рис. 2. Распределение температурных градиентов (единицы измерений °C) для волоконного контура существующего ВОГ и вновь разработанной конструкции (вспомогательные детали не показаны).

По результатам выполненного моделирования показано, что в волоконном контуре с каркасом максимальный градиент температуры по всему объему может достигать порядка 3,5°C (от 23°C до 26.5°C). При этом наибольший градиент температур по контуру сосредоточен в зоне крепления контура к основанию, в то время как в других областях контура он не превышает 1,5°C. Данные результаты объясняются наличием каркаса, ограничивающего волоконный контур, и применением в его конструкции материала с минимальным коэффициентом теплового линейного расширения с достаточно низкой теплопроводностью. Тем не менее конструкция опор крепления датчика обеспечивает теплопередачу от основания в месте установки датчика.

Результаты моделирования предлагаемой конструкции контура изображены на рис. 2. Градиент температур распределен достаточно равномерно. Разность температур по всему объему волоконного контура не превышает 0,1°С. Данный расчет подтверждает эффективность предлагаемых решений.

Следует отметить, что выполненный тепловой расчет имеет предварительный оценочный характер и в дальнейшем планируется выполнить более детальный тепловой анализ полноценной сборки ВОГ по уточненным начальным условиям и произвести натурные тепловые испытания макета волоконного контура.

Заключение. В докладе рассмотрено конструктивное решение по снижению температурной зависимости ВОГ, включающее бескаркасную намотка волоконного контура и использования теплоносителя для уменьшения градиентов температур. Выполнен сравнительный тепловой

расчет конструкций и показано, что величина градиентов температур может быть уменьшена примерно на порядок, что доказывает эффективность решений. Результаты исследований будут использованы при дальнейшем проектировании конструкции волоконно-оптического гироскопа и разработке натурных макетов для испытаний.

## ЛИТЕРАТУРА

- 1. Д.А.Никифоровский, И.Г.Дейнека, И.А. Шарков, И.К. Мешковский. Метод компенсации температурного дрейфа волоконно-оптического гироскопа с использованием корреляционных связей между показаниями гироскопа и нескольких датчиков температуры. /Гироскопия и навигация, № 2(117) 2022
- 2. Драницына Е.В., Егоров Д.А, Унтилов А.А., Г.Б.Дейнека, И.А. Шарков, И.Г.Дейнека. Снижение влияния изменения температуры на выходной сигнал волоконно-оптического гироскопа. Гироскопия и навигация. Том, № 4 (79), 2012.
- 3. Mohr, F., Schadt, F. Error signal formation in FOGs through thermal and elastooptical environmental influences on the sensing coil. // Inertial Sensors and Systems, 2011. C. 2.1-2.13.
- 4. **Shupe D.M.** Thermally induced non-reciprocity in the fiber-optic interferometer// Applied Optics. 1980. Vol. 19, no. 5. P. 654–655
- 5. Мешковский И.К., Киселев С.С., Куликов А.В., Новиков Р.Л., Унтилов А.А, Качество намотки чувствительного элемента волоконно-оптического гироскопа. Изв. Вузов. Приборостроение Т.54, №7 2011.

A.P. Chapurskiy, V.S. Bezmen, M.I. Evstifeev, E.D. Uskov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Approaches to Reduce Temperature Dependence of Sensor Element in Fiber-Optic Gyroscope

*Abstract.* Approaches to reduce temperature dependence of sensor element (fiber contour) in fiber-optic gyroscope are stated. Certain design features reducing the temperature gradient in fiber contour are introduced. Comparative thermal calculations show efficiency of proposed solutions.

Р.Л. НОВИКОВ, Д.А. ЕГОРОВ, А.П. ЧАПУРСКИЙ (АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург)

## ТЕМПЕРАТУРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ БЕСКАРКАСНОЙ КАТУШКИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

В работе дан краткий обзор основных причин температурной чувствительности волоконно-оптического гироскопа, обусловленной свойствами его катушки: термооптического и упругооптического эффектов. Показано, что источником последнего является несогласованность температурного коэффициента линейного расширения оптического волокна, его защитного покрытия, заливочного компаунда, а также каркаса. Как один из путей уменьшения влияния этого эффекта, предлагается использование бескаркасной катушки. В работе представлены результаты температурных исследований h-параметра бескаркасной катушки, а также остаточной погрешности определения угловой скорости ВОГ с бескаркасной катушкой, вызванной изменением температуры.

**Введение.** Паразитные эффекты, возникающие в катушке волоконно-оптического гироскопа (ВОГ), – это один из главных источников дрейфа его выходного сигнала. Особенно это актуально для случая нестабильности температуры, когда в катушке возникают так называемые термооптический и упругооптический эффекты.

Термооптический эффект имеет место при наличии вдоль оптического волокна градиента температуры, зависящего от времени [1]. В этом случае его показатель преломления на участках, равноотстоящих от середины длины, изменяется с разной скоростью. Следствием этого является появление у встречных световых волн разности фаз, не связанной со скоростью вращения. Способ решения этой проблемы – намотка волокна с середины его длины, а не с конца, с чередованием слоев, относящихся к правой и левой его части.

Упругооптический эффект – это следствие зависимости длины и показателя преломления от деформации. В частности, при изменении температуры они возникают по причине несогласованности температурного коэффициента линейного расширения (ТКЛР) оптического волокна, каркаса и заливочного компаунда [2]. Но не менее важным фактором является различие на два порядка ТКЛР оптического волокна и его полимерного защитно-упрочняющего покрытия. Нагрев приводит к увеличению диаметра последнего, что само по себе приводит к внутренней деформации катушки, где отдельные витки начинают давить друг на друга. При этом в осевом направлении катушка увеличится, а в радиальном ситуация будет двоякая: диаметр внешних слоев увеличится, а внутренних - наоборот, уменьшится. [3,4]. Тогда каркас, даже изготовленный из материала с минимальным ТКЛР, как, например, кварцевое стекло или ситалл, будет препятствовать последнему. И, чем меньше радиус катушки, тем в большей степени это скажется на ее температурной чувствительности. Изменения длины и показателя преломления в этом случае должны проявляться в виде дрейфа выходного сигнала ВОГ. Кроме того упругооптический эффект создает паразитное двулучепреломление, ухудшающее h-параметр самой катушки (величины, характеризующей способность оптического волокна сохранять линейное состояние поляризации проходящего по нему света), которая, в свою очередь, также ведет к снижению точности измерения угловой скорости [3]. Возможное решение этой проблемы – исключение каркаса из конструкции датчика. Катушка в этом случае наматывается в специальной разборной оснастке и вынимается из нее после полимеризации заливочного компаунда. Такая ее конструкция может заметно снизить температурный дрейф ВОГ, обусловленный деформацией оптического волокна.

Настоящая работа посвящена исследованию температурного дрейфа ВОГ, обусловленного свойствами бескаркасной катушки, а также температурной чувствительностью ее h-параметра.

**Температурные испытания бескаркасной катушки.** Испытаниям подвергалась бескаркасная катушка, имеющая следующие характеристики:

- средний диаметр: 100 мм;
- длина оптического волокна: 950 м;
- количество слоев: 32;
- материал компаунда: силикон.
*Исследование температурной зависимости h-параметра*. Измерение h-параметра проводилось известным методом скрещенных поляризаторов [5]. Катушка при этом помещалась в температурную камеру, значение температуры в которой изменялось в следующей последовательности: +23 °C, 0 °C, -25 °C, -30 °C, -35 °C, -40 °C, 0 °C, +23 °C, +35 °C, +40 °C, +45 °C, +50 °C. Выдержка на каждом значении производилась в течении 1 ч.

На рис. 1 показан график температурной чувствительности h-параметра исследуемой катушки. Для сравнения приводится график аналогичных измерений каркасной катушки, имеющей более чем в полтора раза больший диаметр (рис. 2). Как видно, h-параметр бескаркасной катушки в области повышенной температуры изменяется существенно меньше. Иными словами, при нагреве она не испытывает дополнительной деформации, что подтверждает теорию. Отметим также, что изменения h-параметра в области отрицательных температур, вероятнее всего, обусловлены влиянием полимерного покрытия волокна, что проявляется в схожем поведении обеих катушек.



Рис. 1. Температурная чувствительность h-параметра бескаркасной катушки

Рис. 2. Температурная чувствительность h-параметра каркасной катушки

Исследования температурного дрейфа выходного сигнала ВОГ, обусловленного свойствами бескаркасной катушки. Бескаркасная катушка была состыкована с макетом ВОГ, который состоял из многофункциональной интегрально-оптической схемы, разветвителя, поляризатора, фотодиода и платы обработки. В температурную камеру помещалась только катушка, остальные элементы были выведены за ее пределы. Температура изменялась в диапазоне от минус 10 °C до плюс 45 °C.

Остаточная погрешность определения угловой скорости ВОГ с бескаркасной катушкой, вызванная изменением температуры в указанном диапазоне (с учетом алгоритмической компенсации по абсолютному значению температуры и ее производной по времени), составила около 0,026 °/ч (1  $\sigma$ ).

Заключение. В ходе работы были проведены температурные испытания бескаркасной катушки ВОГ.

Исследование изменения h-параметра выявило существенное преимущество этого типа катушек перед их каркасными аналогами при значениях температуры выше комнатной.

При температурных испытаниях бескаркасной катушки в составе ВОГ остаточная погрешность определения угловой скорости, вызванная изменением температуры в диапазоне от минус 10 °C до плюс 45 °C, составила 0,026 °/ч (1  $\sigma$ ).

В дальнейшем планируется исследование способов закрепления бескаркасной катушки в корпусе ВОГ.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Shupe D.M.** Thermally induced nonreciprocity in the fiber-optic interferometer. *Applied Optic.* 1980. Vol. 9. P. 654–655.
- 2. **Mohr F., Schadt F.** Error Signal Formation in FOGs Through Thermal and Elastooptical Environment Influences on the Sensing Coil. Inertial Sensors and Systems Conference (ISS 2011), Karlsruhe, DGON-ITE, 2011, P. 2.1–2.13.

- 3. Lefèvre H.C. The Fiber-Optic Gyroscope. Third Edition. Artech House, 2022. 508 P.
- 4. **Pillon J., Louf F., Boiron H., Rattier M., Peter E., Boucard P., Lefèvre H.C.** Thermomechanical analysis of the effects of homogeneous thermal field induced in the sensing coil of a fiber-optic gyroscope. *Finite Elements in Analysis & Design, vol.* 212, 2022, P. 103826.
- 5. Аззам Р., Башара Н. Эллипсометрия и поляризованный свет. М.: Мир, 1981. 584 стр.

R.L. Novikov, D.A. Egorov, A.P. Chapurskiy (Concern "CSRI Electropribor", Saint-Petersburg). Temperature studies of frameless coil of a fiber optic gyroscope

*Abstract.* The article provides a brief overview of the main causes of the temperature sensitivity of a fiber-optic gyroscope due to the properties of its coil: thermo-optical and elastic-optical effects. It is shown that the latter is caused by an inconsistency in the temperature coefficient of linear expansion of the optical fiber, its protective coating, filling compound, and frame. As one of the ways to reduce this effect, the use of a frameless coil is proposed. The paper presents the results of temperature studies of a frameless coil h-parameter, as well as the drift of the gyroscope output signal caused by a fiber coil properties.

В. С. ОШЛАКОВ, А. С. АЛЕЙНИК (Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

#### ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛУПРОВОДНИКОВОГО ЛАЗЕРНОГО ИСТОЧНИКА ОПТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ С РАПРЕДЕЛЕННОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗЬЮ В СОСТАВЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА НАВИГАЦИОННОГО КЛАССА ТОЧНОСТИ

Одним из ключевых компонентов волоконно-оптических гироскопов является источник оптического излучения. Параметры формируемого оптического излучения определяют такие точностные характеристики волоконно-оптического гироскопа как: стабильность масштабного коэффициента, смещения нуля и случайное блуждание угла. В данной работе продемонстрированы результаты исследования характеристик волоконно-оптического гироскопа навигационного класса точности с применением полупроводникового лазерного диода с распределенной обратной связью в качестве источника оптического излучения с перестраиваемой центральной длиной волны при помощи прямой импульсной токовой модуляции. Построена вариация Аллана, величина случайного ухода по углу равняется 0,002 °√4, величина дрейфа составляет 0,008 °/4. Стабильность средневзвешенной длины волны источника излучения при комнатной температуре составляет ± 1 ppm.

Введение. На сегодняшний день в волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) [1] навигационного класса точности в качестве источника излучения получили распространение широкополосные эрбиевые суперлюминесцентные волоконные источники оптического излучения (ЭСВИОИ) [2]. Ширина и форма спектра данных источников и как следствие малая длина когерентности позволяет снизить влияние паразитных интерференционных компонент на выходной сигнал ВОГ. Ключевыми недостатками таких источников являются высокий уровень относительного шума интенсивности (Relative Intensity Noise – RIN) оказывающий прямое влияние на случайный уход по углу (Angular Random Walk – ARW) и недостаточная стабильность центральной длины волны, оказывающая влияние на долговременную стабильность масштабного коэффициента ВОГ. Благодаря различным механизмам стабилизации и компенсации [3] на сегодняшний день удается получить ВОГ с ЭСВИОИ со стабильностью центральной длины волны выше 5 ррт, величиной ARW ниже 0,005 °/√ч и дрейфом ниже 0,01 °/ч, что удовлетворяет критериям ВОГ навигационного класса точности. В отличие от ЭСВИОИ полупроводниковые лазерные диоды, более компактны, имеют низкий уровень RIN (ниже -162 дБ/Гц) [4] и обладают большей долговременной стабильностью центральной длины волны, однако высокая когерентность излучения таких источников приводит к доминированию паразитной интерференции в выходном сигнале ВОГ. Известен метод [5] по использованию фазовой модуляции оптического излучения узкополосного полупроводникового лазерного диода с распределённой обратной связью (DFB – distributed feeedback laser) широкополосным шумоподобным сигналом, позволяющий получить ВОГ навигационного класса точности с DFB лазером в качестве источника излучения. Ключевым недостатком данного метода являются высокие требования по широкополосности и глубине модуляции предъявляемые к фазовому модулятору и модулирующему сигналу, что приводит к высокой цене и низкой стабильности и надежности такого решения. Известен метод прямой импульсной токовой модуляции DFB лазеров [6], позволяющий перестраивать центральную длину волны. Предлагаемый доклад посвящен демонстрации результатов по использованию DFB лазера с прямой импульсной токовой модуляцией в качестве источника оптического излучения в ВОГ навигационного класса точности.

**Результаты измерений.** В данной работе использовался опытный образец ВОГ ЦНИИ «Электроприбор», обладающий характеристиками, схожими с описанными в работе [7]. В качестве лазера использовался полупроводниковый DFB лазер CQF935/508-19445 от компании JDS Uniphase, с центральной длиной волны 1541,75 нм, выходной оптической мощностью 20 мВт, величиной RIN -145 дБ/Гц, шириной спектра <2 МГц и встроенным элементом Пельтье для термостабилизации.

Метод перестройки центральной длины волны DFB лазера основан на температурном сдвиге центральной длины волны лазера в результате кратковременного разогрева активной области импульсным током высокой плотности на кристалле. Перестройка центральной длины волны на 0,5 нм осуществляется за счет модуляции короткими импульсами тока с длительностью 500 нс, величина которых на несколько порядков выше рабочего тока лазера и составляет 1 А. Частота модуляции лазера синхронизирована с частотой модуляции и блока обработки сигналов, которая совпадает с собственной частотой контура, исследуемого ВОГ.

Блок цифровой обработки сигналов ВОГ включает в свой состав фотоприемный тракт, состоящий из фотодиода, преобразователя ток-напряжение и аналого-цифрового преобразователя с архитектурой последовательного приближения [7]. Как известно, архитектура АЦП последовательного приближения содержит устройство выборки/хранения, позволяющего на некоторое время зафиксировать напряжение на входе АЦП для его дальнейшего преобразования. Ввиду не идеальности устройства выборки/хранения, процесс захвата напряжения занимает некоторое время, например для АЦП в составе фотоприемного тракта ВОГ время захвата составляет 100 нс. За 100 нс центральная длина волны DFB лазера при импульсной токовой модуляции смещается на 0,1 нм, что при некоторых допущениях эквивалентно использованию множества узкополосных источников излучения с разными длинами волн.

На рис. 1 представлена зависимость дисперсии Аллана  $\sigma(\tau)$  от интервала осреднения для ВОГ со стандартным источником излучения ESS-30 от компании ИРЭ-Полюс и перестраиваемым за счет прямой импульсной токовой модуляции DFB лазером. Измерения проводились на неподвижном основании при комнатной температуре.



Рис. 1. График зависимости дисперсии Аллана  $\sigma(\tau)$  от интервала осреднения;  $\tau$  – интервал осреднения

Величина ARW ВОГ при использовании DFB лазера и ESS-30 сопоставимы и составляют 0,002 и 0,001 °/ $\sqrt{4}$  соответственно, что удовлетворяет требованиям ВОГ навигационного класса точности. Стоит отметить, что ESS-30 используется в ВОГ с компенсацией избыточного шума [8]. Без компенсации избыточного шума ВОГ с ЭСВИОИ проигрывает по величине ARW DFB лазеру с прямой импульсной токовой модуляцией.

На рис. 2 представлена характеристика средневзвешенной длины волны (СДВ) DFB лазера. DFB лазер был термостабилизирован при помощи встроенного в лазер элемента Пельтье. Измерения проводились при комнатной температуре с помощью спектроанализатора Yokogawa AQ6370C и источника оптического излучения Keysight N7711A со стабильностью центральной длины  $\pm 2,5$  пм в течении 24 ч, по методу, описанному в работе [9]. СДВ DFB лазера определялась, как  $\lambda_{cB}$  в выражении (1).

$$\lambda_{\rm cB} \approx \frac{c}{\nu_{\rm cB}} = c \cdot \left(\frac{\int v \cdot S_P(v) dv}{\int S_P(v) dv}\right)^{-1}, \qquad (1)$$

где  $v_{cB}$  – средневзвешенная частота, которая задается выражением в скобках, а  $\lambda_{cB}$  – средневзвешенная длина волны,  $S_P$  – спектральная плотность оптической мощности, Вт/Гц; v – частота оптического излучения, Гц), c – скорость света в вакууме, м/с. Спектроанализатор регистрирует зависимость  $S_P$  от длины волны, т.е. регистрируют спектр источника в шкале длин волн. В таком случае для применения выражения (1) зависимость  $S_P(\lambda)$  пересчитывается в  $S_P(\nu)$ , используя связь  $\lambda = c/\nu$ .



Рис. 2. СДВ DFB лазера при комнатной температуре, зарегистрированная в течение 14 ч.

Стабильность СДВ DFB лазера с прямой испульсной токовой модуляцией при комнатной температуре соответствует величине ± 1 ppm, что удовлетворяет критериям ВОГ навигационного класса точности.

В табл. 1 представлены основные сравнительные характеристики ВОГ навигационного класса точности для ЭСВИОИ ESS-30 и DFB лазера с импульсной токовой модуляцией.

Таблица 1

	Дрейф, °/ч	ARW, °/ √ч	Стабильность СДВ источника из-						
		· ·	лучения, ррт						
ВОГ навигационного класса	< 0.01	< 0.005	< 5 ppm						
точности									
ВОГ с источником DFB лазер	0,008	0,002	± 1 ppm						
CQF935/508-19445									
ВОГ со стандартным ЭСВИОИ	0,001	0,001	< 5 ppm						
ESS-30									

Характеристики ВОГ и используемого источника излучения

Заключение. В работе представлены точностные характеристики ВОГ навигационного класса с DFB лазером в качестве источника оптического излучения, формируемого за счет прямой импульсной токовой модуляции. По полученным на неподвижном основании и при комнатной температуре данным из графика вариации Аллана видно, что предложенное решение по использованию DFB лазера с прямой импульсной токовой модуляцией в ВОГ удовлетворяет критериям ВОГ навигационного класса точности. Величина ARW равняется 0,002 °/√ч, величина дрейфа составляет 0,008 °/ч. Стабильность средневзвешенной длины волны источника излучения при комнатной температуре составляет  $\pm 1$  ppm. Величина дрейфа ВОГ все еще является довольно высокой, для снижения величины дрейфа необходимо проведение дополнительных исследований.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Lefevre, H.C., The Fiber Optic Gyroscope, Norwood, Artech House Publishers, 2014, 440 c.
- 2. Егоров Д.А., Ключникова Е.Л., Унтилов А.А., Алейник А.С., Волковский С.А., Кузнецов В.Н., Ошлаков В.С., Погудин Г.К., Лиокумович Л.Б. Источники оптического излучения для волоконно-оптических гироскопов // Гироскопия и навигация. Том 32. №2 (125), 2024 С. 8-34.
- 3. Алейник А.С., Кикилич Н.Е., Козлов В.Н., Власов А.А., Никитенко А.Н. Методы построения высокостабильных эрбиевых суперлюминесцентных волоконных источников оптического излучения // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. №4 (104). С. 593–607.
- 4. **Ren J. et al.** Ultra low RIN, low threshold AlGaInAs/InP BH-DFB laser //Journal of the European Optical Society-Rapid Publications. 2024. T. 20. №. 1. C. 23.

- 5. Lloyd S. W., Fan S., Digonnet M. J. F. Experimental observation of low noise and low drift in a laser-driven fiber optic gyroscope //Journal of Lightwave Technology. 2013. T. 31. №. 13. C. 2079-2085.
- 6. Njegovec M., Donlagic D. Rapid and broad wavelength sweeping of standard telecommunication distributed feedback laser diode //Optics Letters. 2013. T. 38. №. 11. C. 1999-2001.
- 7. Унтилов А.А., Егоров Д.А., Рупасов А.В., Новиков Р.Л., Нефоросный С.Т., Азбелева М.П., Драницына Е.В. Результаты испытаний волоконно-оптического гироскопа // Гироскопия и навигация, Т. 25, № 3 (98), 2017. С. 78-85.
- 8. Алейник А. С. и др. Компенсация избыточного шума в волоконно-оптическом гироскопе //Гироскопия и навигация. – 2016. – Т. 24. – №. 2. – С. 20-32.
- 9. **Park H. G., Digonnet M., Kino G.** Er-doped superfluorescent fiber source with a±0.5-ppm long-term mean-wavelength stability //Journal of lightwave technology. 2003. T. 21. №. 12. C. 3427.

### Oshlakov V.S., Aleinik A.S. (ITMO University, St. Petersburg, Russia). Navigation-grade fiber gyroscope interrogated with semiconductor distributed feedback laser diode

*Abstract.* One of the main components of fiber optic gyroscopes is a light source. The characteristics of fiber optic gyroscopes, including the scale factor and bias stability, are directly related to the light source parameters. This paper presents the results of measuring the characteristics of the navigation-grade fiber-optic gyroscope with a semiconductor distributed feedback laser diode as a light source with direct pulse current modulation. The Allan variance is demonstrated, angle random walk is 0,002 °/ $\sqrt{h}$ , bias is 0.008 °/h. The results of the stability of the average-weighted wavelength at room temperature is ± 1 ppm.

Г. В. ДАВЫДОВ, В. Ю. МИШИН, А.Е. СЕРЕБРЯКОВ (Рязанский государственный радиотехнический университет им. В.Ф. Уткина, Рязань)

А.В. МОЛЧАНОВ, М.В. ЧИРКИН (ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики", Москва)

#### АЛГОРИТМЫ КОМПЕНСАЦИИ ДИНАМИЧЕСКОГО ЗАХВАТА В ЛАЗЕРНОМ ГИРОСКОПЕ

Проанализирована возможность реализации лазерного гироскопа на основе кольцевого гелий-неонового лазера с использованием гармонической вибрационной частотной подставки. Рассмотрены алгоритмы формирования корректирующего сигнала, учитывающего паразитные скачки фазы Саньяка при прохождениях зоны захвата. Показаны перспективы для уменьшения на два порядка случайной погрешности измерения угловой скорости. Сформулированы требования к особенностям регистрации мощностных и квадратурных сигналов кольцевого лазера, необходимых для формирования последовательности отсчетов угловой скорости вращения без ошумления частотной подставки.

Гироскопы на основе кольцевых гелий-неоновых лазеров широко используются в бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС) в качестве прецизионных датчиков угловых перемещений. Однако связь генерируемых кольцевым лазером встречных волн вследствие обратного рассеяния оптического излучения зеркалами резонатора вынуждает использовать знакопеременную частотную подставку. До настоящего времени для компенсации влияния эффекта динамического захвата на результат измерения в диапазоне малых угловых скоростей вращения применяется ошумление амплитуды и фазы подставки с последующим усреднением полученных результатов. Уравнение для фазы Саньяка ψ в данном случае принимает вид [1]:

$$\frac{d\psi}{dt} = K(\Omega + \omega_{\rm d} \sin 2\pi f_d t - \omega_L \sin(\psi + \rho)), \qquad (1)$$

где  $\Omega$  - угловая скорость вращения корпуса гироскопа,  $\omega_d$  и  $f_d$  – амплитуда и частота знакопеременной подставки,  $\omega_L$  – статический порог захвата (порог синхронизации встречных волн, генерируемых кольцевым лазером), K – масштабный коэффициент лазерного гироскопа.

В докладе представлены результаты исследований, выполненных для гироскопа с вибрационной частотной подставкой на основе кольцевого гелий-неонового лазера с периметром оптического резонатора 28 см. Традиционный подход (рандомизация), основанный на ошумлении амплитуды и фазы подставки, позволяет обеспечить чувствительность гироскопа к угловой скорости порядка 0,001 – 0,01 °/час при времени усреднения 100 секунд. Как следствие, увеличивается случайная погрешность измерений угловой скорости, что приводит к росту неопределенности решения навигационной задачи пропорционально квадратному корню из времени автономной работы БИНС.

Отказ от ошумления подставки создает перспективу на два порядка уменьшить случайную погрешность регистрации угловой скорости. Для сохранения высокой чувствительности к малым угловым скоростям необходимо использовать альтернативный рандомизации метод компенсации паразитных скачков фазы Саньяка на величины порядка 0,01 радиана при прохождениях гироскопом со знакопеременной подставкой зоны захвата [2, 3]. Накопление погрешности при многократных прохождениях зоны захвата является причиной нечувствительности гироскопа к малым угловым скоростям. Скачкам фазы Саньяка в кольцевом гелий-неоновом лазере с периметром оптического резонатора 28 см соответствуют угловые перемещения порядка 0,003 угловой секунды, что делает крайне проблематичным их непосредственное выделение из выходного сигнала лазерного гироскопа.

Существует возможность скомпенсировать качки фазы Саньяка алгоритмически, если независимо определить величину последнего слагаемого в уравнении (1), отражающего связь встречных волн вследствие обратного рассеяния лазерного излучения шероховатостями на поверхностях зеркал резонатора. В случае для реализации данной процедуры необходимо знать кроме отсчетов фазы Саньяка, зарегистрированных в результате обработки квадратурных сигналов кольцевого лазера, лишь два параметра:  $\omega_L$  – статический порог захвата и фазу  $\rho$ . Способ, проанализированный в работах [2, 3], основан на использовании переменной составляющей суммы оптических мощностей встречных лазерных пучков, выведенных из кольцевого резонатора на разные фотоприемники. Обратное внутрирезонаторное рассеяние встречных волн при знакопеременной подставке сопровождается слабой модуляцией их мощностей, переменная составляющая суммы которых изменяется по закону, аналогичному последнему слагаемому в правой части (1). Восстановление неизвестных параметров  $\omega_L$ ,  $\rho$  в условиях  $\omega_L << \omega_d$  (в реальных лазерных гироскопах порог захвата порядка 0,01 – 0,02 °/с, а амплитуда подставки – десятки °/с) использовано синхронное детектирование. Для его реализации кроме суммы мощностных сигналов применены выходные квадратурные сигналы кольцевого лазера *sin* $\psi$  и *cos* $\psi$ , сформированные на основе восстановленных отсчетов фазы Саньяка. Полученные результаты показывают осуществимость подхода к обработке данных, исключающего динамический захват при использовании гармонической частотной подставки.

В докладе представлены результаты анализа влияния искажений регистрируемых сигналов на результаты применения описанного выше алгоритма компенсации: наличие аддитивного шума, различие амплитуд квадратурных сигналов, характеристик оптических трактов регистрации мощностных сигналов. При реализации гироскопа с гармонической частотной подставкой обнаружено сильное влияние на погрешность измерения угловой скорости амплитуд квадратурных сигналов, чем на 10 %, полностью уничтожает преимущества, достигнутые в результате отказа от ошумления подставки.

В качестве альтернативы развит поиск применительно к определению пары параметров  $\omega_L$ ,  $\rho$  с помощью синхронного детектирования отсчетов фазы Саньяка, полученных на основе методики аппроксимации пар отсчетов синусного и косинусного сигналов эллипсом [4]. Чтобы уменьшить методическую погрешность, синхронное детектирование осуществлено лишь на интервалах времени, в пределах которых угловая скорость кольцевого лазера близка к экстремальным значениям. Поскольку первичные сигналы в условиях частотной подставки занимают широкий частотный диапазон, использован двухканальный АЦП с частотой дискретизации  $f_s = 1$  МГц и разрядностью 16 Бит. Частота колебаний угловой скорости составляла f = 400 Гц, амплитуда  $\omega_d$  варьировалась в пределах 25 – 70 °/с. Для каждого интервала времени [ $t_n$ ,  $t_n$ + $\tau$ ], на котором определены параметры квадратурных сигналов ( $\tau = 0,2$  мс), производная  $K^{-1}$ dψ/dt аппроксимирована полиномом четвертой степени p(t). Синхронное детектирование осуществлено лишь в пределах тех интервалов, для которых аппроксимация p(t) содержит локальный экстремум:

$$\begin{pmatrix} \omega_c \\ \omega_s \end{pmatrix}_n = \frac{2}{\tau} \int_{t_n}^{t_n + \tau} \delta \psi(t) \cdot \begin{pmatrix} \cos \psi(t) \\ \sin \psi(t) \end{pmatrix} dt, \\ \omega_L = \sqrt{\omega_c^2 + \omega_s^2}, \\ \rho = \operatorname{atan2}\left(\frac{\omega_s}{\omega_c}\right), \\ \delta \psi(t) = \frac{1}{K} \frac{d\psi}{dt} - p(t).$$
(2)

Сравнительный анализ полученных результатов демонстрирует возможность создания лазерного гироскопа с подавленной шумовой составляющей выходного сигнала на основе новых алгоритмов цифровой обработки потоков данных без внесения изменений в конструкцию и технологию производства кольцевых лазеров.

#### ЛИТЕРАТУРА

<sup>1.</sup> Aronovitz F. Fundamentals of the ring laser gyro // Optical gyros and their application, RTO-AG-339, 1999, pp.31-34.

Чиркин М.В., Мишин В.Ю., Серебряков А.Е., Молчанов А.В., Иваненко Ю.Р., Давыдов Г.В. Подавление случайной погрешности лазерного гироскопа без ошумления частотной подставки // XXX ICINS 2023 – Сборник материалов, СПб, Май, С. 225-228.

Чиркин М.В., Иваненко Ю.Р., Серебряков А.Е., Мишин В.Ю., Молчанов А.В. Чувствительность метода цифровой обработки первичных сигналов лазерного гироскопа к возмущениям входной информации // Управление большими системами 2024 – Сборник трудов Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, вып. 109, май 2024, С. 243-267.

<sup>4.</sup> Алексеев С.Ю., Борисов М.А., Захаров М.А., Морозов Д.А., Молчанов А.В., Мишин В.Ю., Чиркин М.В. Методика измерения порога синхронизации при изготовлении и эксплуатации прецизионных кольцевых лазеров // Гироскопия и навигация, 2013, т. 4, № 4, С. 223-228.

G.V. Davydov, V.Yu. Mishin, A.E. Serebryakov, (Ryazan State Radio Engineering University named after V.F. Utkin, Ryazan), A.V. Molchanov, M.V. Chirkin (Moscow Institute of Electromechanics and Automatics, Moscow). Algorithms for compensation of dynamic lock-in in the ring laser

The possibility of implementing a laser gyroscope based on a ring helium-neon laser using a mechanical harmonic dithering is analyzed. Algorithms for calculating a correction signal that takes into account unpredictable deviations in the Sagnac phase when passing the lock-in zone are considered. Prospects for reducing the random error in measuring the angular rate by two orders of magnitude are shown. Requirements for the features of recording the power and quadrature signals of a ring laser, necessary for retrieving an angular rate of rotation without noising of the harmonic dithering, are formulated.

ЗАВИТАЕВ А.С., ЮЛЬМЕТОВА О.С., ЕВСТИФЕЕВ М.И. (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ЩЕРБАК А.Г.

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

#### ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ СФЕРИЧЕСКИХ ЯЧЕЕК ДЛЯ МАГНИТОМЕТРОВ И ГИРОСКОПОВ

Настоящая статья посвящена разработке и исследованию технологического процесса изготовления сферических газовых ячеек, используемых в квантовых приборах, таких как магнитометры, гироскопы и атомные часы. Эти устройства работают на основе оптической накачки и детектирования состояния паров щелочных металлов, в частности, цезия. Важно отметить, что для увеличения времени жизни спин-поляризации цезия, ячейки заполняются буферным инертным газом, что напрямую влияет на характеристики приборов, такие как ширина линий резонансов и достижимое отношение сигнал/шум. Исключительно важным требованием для эффективного применения газовых ячеек является химическая чистота их состава. В работе представлена технология изготовления ячеек на основе стеклодувного метода и лазерной обработки.

Введение. Развитие квантовых технологий вызывает интерес к исследованиям взаимодействия фотонов с парами щелочных металлов в стеклянных газовых ячейках. Такие ячейки, содержащие пары калия, рубидия и цезия (Cs), применяются в гироскопах [1-3], магнитометрах [4,5], атомных часах [6], квантовой памяти [7,8] и каналах квантовой связи [9]. Эти применения зависят от времени жизни спин-поляризации газовой ячейки [10].

В этой области на сегодняшний день прослеживается тенденция развития исследований по двум направлениям [10, 11]: нанесение антирелаксационных покрытий на внутренние поверхности ячеек и использование буферных газов при заполнении, чтобы увеличить время жизни спин-поляризации и улучшить характеристики квантовых приборов.

Эта статья посвящена разработке технологии изготовления сферических газовых ячеек для квантовых приборов. Целью является увеличение времени жизни спин-поляризации цезия посредством заполнения ячеек буферным газом. Предложенная технология упрощает процесс, исключает специализированное оборудование и повышает воспроизводимость результатов. Это достигается путём детектирования и исключения химических соединений, образующихся при реакциях щелочного металла с примесями в буферном газе.

**Метод и его экспериментальная реализация.** Предлагаемый метод изготовления ячеек заключается в выполнении совокупности и последовательности следующих технологических операций.



Рис. 1. Стеклянная ампула 1– стеклянная сферическая ячейка; 2 – цилиндрическая ампула (далее - ампула); 3 – перетяжка, соединяющая ячейку 1 с ампулой 2; 4 – капсула со щелочным металлом (далее - капсула); 5 – цезий в капсуле 4; 6 – зона очистки буферного газа - азота; 7 – штуцер, соединяющий ампулу 2 со средствами откачки; 8 – штуцер, соединяющий ампулу 2 с источником буферного газа; L – длина ампулы 2; L1 – длина зоны очистки буферного газа.

Способ заключается в выполнении совокупности и последовательности следующих технологических операций.

1. С помощью газовой горелки осуществляют стеклодувные операции по формообразованию, например из боросиликатного стекла, сферической ячейки 1, соединенной с цилиндрической ампулой 2 посредством перетяжки 3, и выполняют на другом, противоположном ячейке 1 конце ампулы 2, два штуцера 7 и 8 для подсоединения к вакуумным средствам откачки и к источнику буферного газа, соответственно.

2. В процессе формообразования ампулы 2 в нее помещают капсулу 4 с цезием 5. При этом цезий 5 в капсуле 4 располагают со смещением к одному из ее концов, что достаточно просто осуществить, нагревая капсулу 4 до температуры плавления цезия 5 (301,44K). Капсулу 4 размещают в средней части ампулы 2, ориентируя ее концом, свободным от цезия 5, в сторону перетяжки 3. Такое взаиморасположение ячейки 1, штуцера 8 для подсоединения ампулы 2 к источнику буферного газа и капсуле 4, а также ориентация капсулы 4 с цезием 5, создает предпосылки для формирования, как это будет показано ниже, двух зон, расположенных по разные стороны капсулы 4: зоны очистки 6 буферного газа и зоны перегонки цезия в ячейку 1, располагающейся между капсулой 4 и перетяжкой 3 (на рис. 1 зона не обозначена).

3. Далее полученную сборку – ячейка 1, ампула 2 и перетяжка 3 – через штуцер 7, выполненный на конце ампулы 2, откачивают до давления (1,33  $10^{-4}$  – 1,33  $10^{-5}$ ) Па, обезгаживают несколько часов при температуре (473-523) К, при которой давление паров цезия в капсуле 4 не приводит к ее разрушению (в частности при 551К давление паров цезия составляет 1,33  $10^2$  Па).

4. Далее фокусируют лазерный луч на конце капсулы 4 (стенки ампулы 2 и капсулы 4 прозрачны для лазерного излучения), заполненной цезием 5, и импульсным лазерным излучением, как одного импульса, так и последовательности импульсов, осуществляют нагрев, расплавление цезия 5 и разрушение капсулы 4 давлением паров цезия. При этом преимущественно разрушается свободная от металлического цезия часть капсулы 4, разрушение носит взрывной характер, и основная часть цезия 5 из капсулы 4 в виде газообразной и жидкой фазы перемещается в зону между капсулой 4 и перемычкой 3, т.е. в зону, определяемую, как зона перегонки щелочного металла. Для расчета давления паров цезия можно использовать известные зависимости давления паров цезия р от температуры Т нагрева цезия 5 в капсуле 4, которая определяется параметрами лазерного излучения [11].

Таким образом, в технологической ампуле 2, с учетом размещения капсулы 4 в средней части ампулы 2, формируют две зоны: зону между капсулой 4 и перетяжкой 3, которую можно определить как зону перегонки цезия из ампулы 2 в ячейку 1 и в которую перемещается основная часть цезия 5 при взрывном разрушении капсулы 4 за счет создания в ней избыточного давления паров цезия. Вторая зона - зона 6 между капсулой 4 и концом ампулы 2, противоположным ячейке 1 и перетяжке 3. В эту зону в ампулу 2 через штуцер 8 поступает буферный газ азот, который смешиваясь с парами цезия, обусловливает возможность взаимодействия газообразных примесей буферного газа, в частности кислорода, с парами цезия. Эту зону можно обозначить как зону очистки 6 азота от примесей. Длина L1 этой зоны составляет (0,25-0,40) от длины L ампулы 2.

5. После разрушения капсулы 4 давление паров цезия скачкообразно падает, поскольку эти пары будут занимать объем ампулы 2 с ячейкой 1, который значительно больше (до нескольких десятков раз) объема капсулы 4, а температура паров цезия при этом будет монотонно уменьшаться со значительно меньшей скоростью, пока не примет одинакового с ампулой 2 значения.

6. Далее через штуцер 8, выполненный в ампуле 2, заполняют ампулу 2 азотом до требуемого давления (обычно в пределах (0,665  $10^4 - 1,33 10^4$ ) Па), который в начальный момент попадает в зону очистки, примыкающую к концу ампулы 2, противоположному перетяжке 3. Как указывалось, цезий, имеющий очень высокую химическую активность, реагирует с кислородом, который как примесь присутствует в азоте, и парциальное давление кислорода составляет величину порядка 1,33  $10^{-1}$  Па. В результате в зоне очистки 6 осуществляется очистка азота от кислорода за счет его связывания. Возможна очистка и от других примесных газов, с которыми взаимодействует цезий.

На практике процесс очистки буферного газа осуществляется в интервале температур при охлаждении ампулы от начальной температуры паров цезия, заполняющего ампулу 2 и ячейку

1 при разрушении капсулы 4, до температуры, близкой к комнатной, при которой находится ампула 2 с ячейкой 1. Таким образом, охватывается весь диапазон температур, в котором возможны взаимодействия цезия с примесными газами, а протекание процесса в условиях охлаждения исключает разложение образовавшихся соединений цезия, что может быть при нагреве.

7. На следующем этапе осуществляют перегонку паров цезия, а также жидкой фазы цезия, которая находится в зоне перегонки, в ячейку 1. Это реализуется посредством формирования на ампуле 2 в зоне перегонки в ее части, наиболее удаленной от перетяжки 3, зоны нагрева, например с помощью газовой горелки, и перемещения этой зоны к перетяжке 3. Температуру перегонки в этой зоне нагрева задают равной температуре парообразования цезия при величине давления буферного газа, что обеспечивает перегонку цезия преимущественно в парообразном состоянии. Это является принципиальным моментом, поскольку снимает ограничения по внутреннему диаметру перетяжки 3, соединяющей ячейку 1 с ампулой 2, улучшая условия отпайки ячейки, что также расширяет технологические возможности способа. Пары цезия, перейдя через узкую перетяжку 3, конденсируются на стенках ячейки 1, имеющих значительно более низкую температуру, чем зона перегонки в ампуле 2. Очевидно, что при этом возможна и перегонка цезия в виде жидкой фазы. Наличие в ячейке жидкой фазы цезия является необходимым условием для формирования требуемых функциональных параметров ячейки.

После операции перегонки цезия в ячейку 1 с помощью газовой горелки производят отпайку ячейки 1 по перетяжке 3 и осуществляют контроль параметров ячейки, например измерением оптического резонансного поглощения, ширина и сдвиг которого позволяют оценить качество изготовленной ячейки и давление буферного газа внутри нее. В случае отклонения давления буферного газа от номинального значения контур резонансного поглощения будет чрезмерно уширен или сужен по сравнению с расчетным значением. Присутствие примесей в газовой смеси проявляется в уширении линии поглощения.

Такая технология обеспечивает достаточный уровень количества щелочного металла в ячейках.

Заключение. В работе представлена технология изготовления ячеек на основе стеклодувного метода и лазерной обработки. Предложенный метод изготовления газовых ячеек обеспечивает расширение технологических возможностей изготовления за счет создания дополнительных управляющих факторов процесса заполнения ячейки газовой смесью, которые связаны с формированием в технологической ампуле двух зон – зоны очистки буферного газа - азота и зоны перегонки. Очистка азота повышает чистоту газовой смеси в ячейке, что улучшает ее функциональные параметры, а зона перегонки обеспечивает перегонку в ячейку только газообразной и жидкой фазы цезия, исключая возможные процессы разложения при нагреве продуктов взаимодействия цезия и примесных газов. Предложенный метод обеспечивает перегонку цезия преимущественно в парообразном состоянии. Это является принципиальным моментом, поскольку снимает ограничения по внутреннему диаметру перетяжки, соединяющей ячейку с ампулой, улучшая условия отпайки ячейки, что также расширяет технологические возможности способа.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Вершовский А.К., Литманович Ю.А., Пазгалев А.С., Пешехонов В.Г. Гироскоп на ядерном магнитном резонансе: предельные характеристики // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. № 1. С. 55–80. https://doi.org/10.17285/0869-7035.2018.26.1.055-080
- Pei H., Duan L., Ma L., Fan S., Cai Z., Wu Z., Fan W., Quan W. Realtime quantum control of spin-coupling damping and application in atomic spin gyroscopes // Cell Reports Physical Science. 2024. V. 5. N 2. P. 101832. https://doi.org/10.1016/j.xcrp.2024.101832
- 3. Li R., Quan W., Fan W., Xing L., Fang J. Influence of magnetic fields on the bias stability of atomic gyroscope operated in spin-exchange relaxation-free regime // Sensors and Actuators A: Physical. 2017.V. 266. P. 130–134. https://doi.org/10.1016/j.sna.2017.09.023
- Jie S., Liu Z., Wang J., Zhang S., Zhao K. Calibration of the coil constants and nonorthogonal angles of triaxial NMR coils based on in-situ EPR magnetometers // Journal of Magnetic Resonance. 2024.V. 360. P. 107634. https://doi.org/10.1016/j.jmr.2024.107634
- Ranjbaran M., Tehranchi M.M., Hamidi S.M., Khalkhali S.M.H. Relaxation time dependencies of optically detected magnetic resonance harmonics in highly sensitive Mx magnetometers // Journal of Magnetism and Magnetic Materials. 2019. V. 469. P. 522–530, https://doi.org/10.1016/j.jmmm.2018.09.031

- 6. **Knapkiewicz P.** Technological assessment of MEMS alkali vapor cells for atomic references // Micromachines. 2019. V. 10. N 1. P. 25. https://doi.org/10.3390/mi10010025
- Wolters J., Buser G., Horsley A., Béguin L., Jöckel A., Jahn J.P., Warburton R.J., Treutlein P. Simple atomic quantum memory suitable for semiconductor quantum dot single photons // Physical Review Letters. 2017. V. 119. N 6. P. 060502. https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.119.060502
- Katz O., Firstenberg O. Light storage for one second in roomtemperature alkali vapor // Nature Communications. 2018. V. 9. P. 2074. https://doi.org/10.1038/s41467-018-04458-49.
- Zugenmaier M., Dideriksen K.B., Sørensen A.S., Albrecht B., Polzik E.S. Long-lived non-classical correlations towards quantum communication at room temperature // Communications Physics. 2018. V. 1. P. 76. https://doi.org/10.1038/s42005-018-0080-x
- Chi H., Quan W., Zhang J., Zhao L., Fang J. Advances in anti-relaxation coatings of alkali-metal vapor cells // Applied Surface Science. 2020. V. 501. P. 143897. https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2019.143897
- 11. В.П. Вейко, М.Н.Либенсон, Г.Г.Червяков, Е.Б.Яковлев. Взаимодействие лазерного излучения с веществом. Силовая оптика. Под. ред. В.И. Кононова // М.: физматлит. 2008. 312 с.

A.S. Zavitaev, O.S. Yulmetova, M.I. Evstifeev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg, ITMO University, St. Petersburg), A.G. Shcherbak (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Research and DEVELOPMENT of spherical cell technology for magnetometers and gyroscopes

*Abstract.* The article is devoted to the development and research of the technological process for manufacturing spherical gas cells used in quantum devices such as magnetometers, gyroscopes, and atomic clocks. Operating principle of these devices is based on optical pumping and detecting the state of vapors of alkali metals, in particular cesium. To increase the lifetime of the cesium spin-polarization, the cells are filled with a buffer inert gas, which directly affects the device performance characteristics, such as the width of the resonance lines and achievable signal to noise ratio. An extremely important requirement for the effective practical use of the vapor cell is the chemical purity of its composition.

М.В. ПАВЛОВА, О.С. ЮЛЬМЕТОВА, А.Г. ЩЕРБАК (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

#### ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ЛАЗЕРНОГО КОНФИГУРИРОВАНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

В работе рассматривается возможность создания прецизионных металлокерамических узлов, входящих в состав акселерометра компенсационного типа, путем лазерного конфигурирования поверхности и резки керамической пластины с напыленным тонкопленочным металлическим покрытием. Представлена совокупность технологических методов и средств процесса изготовления узлов и приведены практические результаты исследований.

Введение. Керамика на основе оксида алюминия на протяжении многих лет является одним из самых распространенных и широко применяемых конструкционных материалов благодаря таким своим свойствам, как: хорошие механические и диэлектрические свойства, химическая устойчивость, размерная стабильность и т.д. Большой интерес представляют исследования в области создания новых разновидностей материалов и изделий на основе оксида алюминия, в том числе и металлокерамических узлов, широко используемых в самых различных областях, например, в медицине, строительстве, промышленности, в том числе и в гироприборостроении. В гироприборостроении керамические изделия входят в состав таких приборов как, поплавковый, криогенный и электростатический гироскопы, а также в акселерометр компенсационного типа. Для акселерометра компенсационного типа формообразование используемого в нем прецизионного металлокерамического элемента производится при помощи абразивномеханической обработки с последующим магнетронным напылением медных контактных площадок через маску. В связи с большим количеством брака при указанном способе изготовления было предложено заменить абразивно-механическую обработку на лазерную резку [1]. Для упрощения процесса напыления покрытия было принято решение рассмотреть возможность производить лазерную резку керамических подложек с нанесенным медным покрытием и лазерное формирование медных контактных площадок заданной формы. Предлагаемый доклад посвящен разработке технологии лазерного конфигурирования и резки металлокерамических изделий, имеющих медное покрытие.

Исследование процесса лазерного конфигурирования. Для определения перспективных направлений исследований и решения поставленной задачи был осуществлен поиск и анализ известных способов лазерной обработки керамики [2,3,4,5], в том числе и с металлическим покрытием [6,7]. Выявленные технические решения имеют недостатки, по большей части, связанные с использованием дополнительного сложного оборудования в процессе лазерной резки и с ухудшением качества металлического покрытия из-за его испарения и окисления во время лазерной обработки. Испарение и окисление металлического покрытия на поверхности керамической пластины во время лазерной резки негативно сказывается на качестве паяного соединения контактных площадок с функциональными элементами, в частности с растяжками в акселерометре компенсационного типа, что недопустимо. В качестве основы для разрабатываемой технологии был использован способ обработки керамики с нанесенным медным покрытием, при котором после лазерной резки проводились испытания по стойкости медного покрытия при термоциклировании [8]. Для защиты медного покрытия на подложку перед термоциклированием наносился оловянный припой, который показал свою эффективность как защитный слой, имея температуру кипения более высокую, чем температура кипения меди. Однако максимальная температура при термоциклировании была в 4-5 раз ниже максимально возможной температуры нагрева оловянного покрытия в области резки металлокерамической пластины.

После анализа известных технических решений были проведены экспериментальноисследовательские работы по поиску режимов для лазерного конфигурирования и резки металлокерамической пластины с медным покрытием и определению оптимальной толщины защитного оловянного покрытия. Было установлено, что для защиты медного покрытия толщиной ~30 мкм, нанесенного на поверхность керамической пластины толщиной 1,2 мм, от окисления и испарения при лазерной резке на поверхность меди необходимо наносить оловянное покрытие толщиной ~50 мкм. При этом наибольшая эффективность достигалась при разделении последующей лазерной обработки на два этапа. На первом этапе лазерной обработки производилось конфигурирование металлического медного покрытия на керамической подложке, связанное с локальным испарением части медного покрытия и формированием контактных площадок требуемой геометрии. В ходе второго этапа из пластины вырезаются подложки заданной конфигурации. Анализ качества полученных контактных площадок на сформированных лазерной резкой подложках показал возможность и достаточную надежность соединения с контактными площадками функциональных элементов в виде растяжек.

Заключение. Рассмотрены возможности и перспективы использования технологии лазерного конфигурирования и резки при изготовлении металлокерамических узлов гироприборов. Выполнен сравнительный анализ качества изделий, полученных лазерным конфигурированием и традиционными методами механической обработки. На примере изготовления металлокерамических подложек с медными контактными площадками в акселерометре компенсационного типа разработана комбинированная технология лазерного конфигурирования с локальным лазерным испарением тонкопленочного покрытия, напыленного на поверхность керамики, и последующей лазерной резкой металлокерамических подложек. Определены оптимальные режимы лазерной обработки. Предложена технология лазерного конфигурирования и резки металлокерамических подложек с использованием в качестве защитного слоя олова, которое наносится на медное покрытие, что позволяет существенно улучшить качество паяных соединений на контактных площадках. Представлены результаты практического использования разработанных технологий, подтверждающие более высокую эффективность предложенного технического решения по сравнению с традиционными абразивными методами формообразования керамики и магнетронного напыления тонкопленочного покрытия через маску. Показаны перспективы использования лазерных технологий при изготовлении прецизионных узлов гироприборов.

Работа проводилась при поддержке АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Реди Д. Промышленное применение лазеров. М.: Мир, 1981. 638 с.
- Patent No. US 2003/0213770 A1. Method for processing by laser, apparatus for processing by laser, and threedimensional structure / Yasufumi Yamada, Katsumi Midorikawa, Hiroshi Kumagai // nov. 20, 2003.
- 3. Patent No. US 2017/0137329 A1. Laser ablation method for treating a zirconia containing ceramic surface / Bekir Sami Yilbas, Haider Ali // May 18, 2017.
- 4. L. Wang et.al. Laser-Associated Selective Metallization of Ceramic Surface With Infrared Nanosecond Laser Technology. Adv. Eng. Mater. 2019, 1900096. https:// doi: 10.1002/adem.201900096.
- M. A. Girardi et.al. Laser Ablation of Thin Films on Low Temperature Cofired Ceramic. Journal of Microelectronics and Electronic Packaging (2015) 12, 72-79. https:// doi:10.4071/imaps.457.
- 6. Patent EP 3 615 259 B1. Method of laser ablation of a metal-ceramic substrate. Alexander Rogg et.al. Bulletin 2020/10.
- 7. Patent No. EP 3 417 982 A1. Laserschneiden von metall-keramik-substraten // Alexander Rogg, Bogdan Lisca // 26.12.2018.
- Kaziev, A.V. et. al. Cu Metallization of *Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>* Ceramic by Coating Deposition from Cooled- and Hot-Target Magnetrons. Coatings 2023, 13, 238. https:// doi.org/10.3390/coatings13020238.

M.V. Pavlova, O.S. Yulmetova, A.G. Scherbak (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Technological aspects of laser configuration of functional elements of gyroscopic devices

*Abstract.* The paper examines the possibility of creating precision metal-ceramic assemblies that are part of a compensation-type accelerometer by laser configuring the surface and cutting a ceramic plate with a sprayed thin-film metal coating. A set of technological methods and means for the manufacturing process of components is presented and practical research results are presented.

С.Н. ФЕДОРОВИЧ, А.Ю ФИЛИППОВ, А.Г.ЩЕРБАК (АО "Концерн "ЦНИИ" Электроприбор, Санкт-Петербург)

#### РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОЙ МАРКИРОВКИ РАСТРОВОГО РИСУНКА НА ПОВЕРХНОСТИ БЕРИЛЛИЕВОГО РОТОРА БЕСКАРДАННОГО ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Представлены результаты исследований и разработки технологии лазерного маркирования растрового рисунка на наружной сферической поверхности ротора бескарданного электростатического гироскопа (БЭСГ). Обосновано, что для получения растрового рисунка требуемой контрастности и обеспечения после выполнения операции маркирования требований к форме ротора, наиболее эффективным является проведение процесса формирования растрового рисунка в два этапа. На первом этапе проводится лазерное маркирование с формированием контраста больше заданного, на втором этапе в результате финишной доводки - полировки ротора значение контраста уменьшается до требуемой величины при одновременном улучшении формы ротора.

**Введение.** Точностные характеристики приборов БЭСГ, в большой степени зависят от формы и дисбалансов сферического ротора [1,2]. Однако, на финишной операций маркировании светоконтрастного рисунка системы списывания датчика угла на роторе в зонах печати растров наблюдается вспучивание материала, приводящее к существенным искажениям формы его поверхности [3]. При этом на данной стадии изготовления ротора возможности корректировки геометрических параметров, описывающих форму ротора, являются весьма ограниченными.

**Целью настоящей работы** является уменьшение на финишной стадии изготовления погрешностей формы ротора электростатического гироскопа, возникающих при маркировании на его поверхности светоконтрастного рисунка.

**Поставленная цель достигается** тем, что формирование растрового рисунка осуществляют в два этапа, на первом из которых лазерным маркированием после полировки задают контрастность растра  $K^*$ , превышающую требуемую контрастность растрового рисунка K путем снижения коэффициента отражения поверхности растра до расчетного значения  $K_p^*$ . При этом величина превышения зависит от широтного угла, определяющего зону, в которой располагается растровый рисунок. На втором этапе повышают величину коэффициента отражения поверхности растра  $K_p^*$  до значения  $K_p$ , которое определяется из условия получения требуемого значения контрастности K за счет уменьшения избыточной шероховатости поверхности растра посредством дополнительной операции полировки.

**Результаты исследования.** Контрастность рисунка *К* определяется отношением разности ( $K_{\delta} - K_p$ ) коэффициентов отражения базовой бериллиевой поверхности ротора  $K_{\delta}$  и поверхности растра  $K_p$  к сумме ( $K_{\delta} + K_p$ ) этих коэффициентов с расположением растрового рисунка в зоне сферического пояса, определяемого широтным углом, который лежит в пределах от 12<sup>0</sup> до 57<sup>0</sup>, и состоящего из восьми растровых полос, граница каждой из которых описывается частью линии, пересекающей меридианы под одинаковыми углами и имеющей вид пространственной спирали [4]. Причем, при операции лазерного маркирования вследствие топохимических окислительных реакций происходит искажение формы ротора (показанное на рис. 1), в том числе, за счет образования наростов, представляющих собой оксиды титана (при маркировании по покрытию нитрида титана) и бериллия (при маркировании по поверхности бериллия) в местах расположения светоконтрастного рисунка. В случае восьми растровых полос профилограмма имеет вид восьмизубой шестеренки с высотой зуба составляющей 0,1 мкм. При этом для ротора БЭСГ лимитируются значения средних по пяти сечениям амплитуд  $A_i$  второй-пятой гармоник ряда Фурье в меридиональных сечениях, которые не должны превышать величины от 0,015 до 0,05 микрометров для различных модификаций роторов [5].

Обосновано, что для получения растрового рисунка требуемой контрастности – в пределах 0,35-0,45 – при неравномерности контраста µ не более 10% [6] и обеспечения после выполне-

ния операции маркирования требований к форме ротора, наиболее эффективным является проведение процесса формирования растрового рисунка в два этапа. На первом этапе после полировки ротора в устройстве с тремя трубчатыми притирами, оси которых расположены в одной плоскости под углами 120<sup>0</sup> относительно друг друга и пересекаются в одной точке, с приложением к каждому из притиров усилия P поджатия к ротору, лазерным маркированием задают контрастность  $K^*>K$  путем снижения коэффициента отражения поверхности растра до значения  $K_p^* = K_6 \cdot (1-\Omega \cdot K)/(1+\Omega \cdot K)$ , где  $\Omega$  – эмпирический коэффициент, равный (1,5-2,5). На втором этапе повышают величину  $K_p^*$  до значения  $K_p$  за счет уменьшения шероховатости поверхности растра посредством дополнительной операции финишной полировки в четырехпритирочном устройстве, где притиры размещены в вершинах правильного октаэдра, обеспечивая этим получение требуемой контрастности K [6].





Рис. 1. Профилограмма экваториального сечения ротора после маркирования

Рис. 2. Профилограмма экваториального сечения ротора после полировки

Эмпирическим и расчетным путем установлено, что усилие  $P^*$  поджатия каждого из притиров к ротору, прикладываемое на стадии дополнительной полировки, должно определяться из условия  $P^*=(0,3-0,5)\cdot P\cdot n\cdot S_n/S_p$ , где  $S_n$  – площадь одной полосы растрового рисунка,  $S_p$  – площадь поверхности ротора., что обеспечивает соизмеримые величины удельного давления при полировке всей поверхности ротора и удельного давления при контакте притиров с выступающей зоной растра и ее обработке на этапе дополнительной полировки, т.е. создает равнозначные условия обработки поверхности ротора на каждом из этапов.

Представлены результаты практического использования технологии, показывающие появление дополнительных возможностей управления параметрами формируемого растрового рисунка, например значений  $K_p^*$  на первом этапе лазерной маркировки или варьированием условий и режимов процесса дополнительной полировки.

Проведенная отработка технологии позволила повысить точность формы ротора, что обусловлено устранением при дополнительной полировке погрешностей формы на уровне сотых долей микрометра, обусловленных операцией маркирования светоконтрастного рисунка, а также улучшить равномерность контраста, поскольку меньшие значения коэффициентов отражения, формируемые на базовой поверхности ротора при лазерной обработке, соответствуют большей равномерности контраста.

Параметры ротора на разных стадиях его изготовления представлены в Таблице 1.

Таблица 1

	$A_2$	$A_3$	$A_4$	$A_5$	εο	ε <sub>p</sub>	K	μ		
		МКМ								
До рисунка	0,019	0,005	0,004	0,002	0,02	0,07				
После	0,122	0,195	0,022	0,168			0,75	9		
маркировки										
Полировка	0,012	0,005	0,014	0,006	0,03	0,06	0,035	7		

Параметры ротора на разных стадиях изготовления

Под лазерное маркирование формируют форму ротора максимально приближенную к идеальной с тем, чтобы после маркирования внесенные погрешности имели такие значения, которые могли бы быть откорректированы дальнейшей обработкой. В результате дополнительной поли-

ровки ротора значения параметров формы значительно улучшились. При этом контрастность *К* уменьшилась с 0,75 до требуемых значений и составляет 0,35, а на меньших значениях контрастности обеспечивается ее большая равномерность. Вид профилограммы экваториального сечения ротора после полировки показан на рис. 2.

Заключение. Решена задача повышения точности формы ротора, что обеспечивается устранением при дополнительной полировке искажений формы, связанных с избыточной шероховатостью растра, на уровне десятых и сотых долей микрометра. Кроме того достигнуто улучшение равномерности контраста, поскольку меньшие значения коэффициентов отражения, формируемые на базовой поверхности ротора при лазерной обработке, соответствуют лучшей равномерности контраста. При этом проводимая полировка позволяет сохранить значения дисбалансов в допустимых пределах.

В целом представленная технология обеспечивает существенное повышение уровня технологического обеспечения процесса изготовления сферических роторов электростатических гироскопов, уменьшение погрешностей формы ротора и сокращение технологически неизбежного отхода.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Мартыненко Ю.Г. Движение твёрдого тела в электрических и магнитных полях. // Москва: «Наука», 1988.
- 2. Пешехонов В.Г. Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем. // Гироскопия и навигация. №1(72) , 2011.
- 3. Левин С.Л., Федорович, Филиппов А.Ю. и др. Бескарданный электростатический гироскоп с ротором без покрытия нитридом титана. //Гироскопия и навигация. №4(123), 2023, с.157-166.
- Б.Е. Ландау. Электростатический гироскоп со сплошным ротором. ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». //Санкт-Петербург, 2020.
- Юльметова О.С. «Ионно-плазменные и лазерные технологии в гироскопическом приборостроении», диссертация, представленной на соискание ученой степени доктора технических наук. // АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» ГНЦ РФ, СПб, 2019.
- 6. Федорович С.Н. Щербак А.Г. и др. Патент РФ №2812538 от 30 января 2024 г. на изобретение "Способ изготовления ротора электростатического гироскопа.

#### S.N. Fedorovich, A.Yu. Filippov, A.G. Shcherbak (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg). **Development of Technology for Laser Marking of a Raster Pattern on the Surface of a Beryllium Rotor of an Electrostatic Gyroscope**

*Abstract.* The results of research and development of technology for laser marking of a raster pattern on the outer spherical surface of the rotor of an electrostatic gyroscope (BESG) are presented. It is substantiated that in order to obtain a raster pattern of the required contrast and ensure, after the marking operation, the requirements for the shape of the rotor, the most effective way is to carry out the process of forming a raster pattern in two stages. At the first stage, laser marking is carried out with the formation of a contrast greater than the specified one; at the second stage, as a result of finishing - polishing the rotor, the contrast value is reduced to the required value while simultaneously improving the shape of the rotor.

УДК 004.032.2

А. Д. КЛИНОВИЦКИЙ, В. С. МАРИН, М. С. АНАНЬЕВСКИЙ (Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург)

С. Ю. КЕРПЕЛЕВА

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, Санкт-Петербург)

#### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОГРЕШНОСТИ ГИРОСКОПА ПРИ ПОМОЩИ НЕЙРОСЕТЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

В рамках данной работы описывается определение параметров окружающей среды, влияющих на показания гироскопа с микроэлектромеханической архитектурой. В результате работы получена зависимость, что на погрешность гироскопа в большей мере влияет вибрация и давление окружающей среды, а также температура самого датчика.

**Введение.** Инерциальные системы используются в управлении и навигации автономной и управляемой технике, высокоточные гироинерциальные блоки имеют большой размер конструкции и в малых устройствах применяются микроэлектромеханические системы, обладающие большим дрейфом показаний. В данной работе рассматривается один из таких датчиков, а именно ICM20948, и проводится исследование влияния внешних факторов на ошибку показаний исследуемого датчика для дальнейшей корректировки значений.

Поставленная задача. Определить какие и как внешние факторы влияют на показания инерциального девятиосевого модуля ICM20948, в который входят трехосевой гироскоп, акселерометр и магнитометр на основе микроэлектромеханической системы, а так же цифровой термометр. Данные, которые учитываются в эксперименте: получаемые данные с гироскопа, акселерометра, магнитометра, температура инерциального модуля, температура окружающей среды, освещенность, давление. В данных есть не влияющие на микроэлектромеханическую систему параметры, для проверки работоспособности модели.

Сбор экспериментальных данных. Для получения экспериментальных данных была собрана стационарная установка, состоящая из одноплатного компьютера и неподвижно зафиксированного набора датчиков: инерциального модуля ICM20948, пьезоэлектрического датчика атмосферного давления и температуры BMP180, аналогово-цифрового преобразователя PCF8591 с двумя фоторезисторами, терморезистором и потенциометром. Используя данную установку, была проведена серия экспериментов, в ходе которых изменялись условия окружающей среды с постоянной записью показаний всех датчиков.

Были получена 69261 строка данных, с промежутком в 200 мс. Данные имеют вид: строка – номер измерения, столбцы слева направо: время замера, показания акселерометра по осям х, у и z, показания гироскопа по осям x, у и z, показания магнитометра по осям x, у и z, показания внутреннего термометра инерциального модуля, показания влажности и температуры датчика DHT11, показания атмосферного давления и температуры датчика BMP180, показания потенциометра, термистора и двух фоторезисторов.

Обработка данных и модель. Так как инерциальный модуль был неподвижен любые измерения, полученные с гироскопа и отличные от нуля, являются погрешностью измерений этого датчика, именно данная погрешность и предсказывается в работе.

Для определения влияния внешних факторов используется нейронная сеть на основе двух линейных слоев. На вход подается шесть параметров: модуль вектора ускорений (учитывает вибрацию датчиков), модуль вектора магнитного поля (учитывает магнитное поле во время работы системы), внутреннюю температуру датчика, давление окружающей среды, температуру окружающей среды, освещенность. На выход получается модуль вектора ошибки для гироскопа. Скрытый слой имеет четыре узла. Модуль вектор данных для магнитометра, акселерометра и гироскопа считается по формулам:

$$B = \sqrt{B_x^2 + B_y^2 + B_z^2},$$
 (1)

где B — модуль вектора магнитной напряженности поля,  $B_x$ ,  $B_y$ ,  $B_z$  — данные, получаемые с магнитометра, по осям x, y, z соответственно.

$$a = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2},$$
 (2)

где a – модуль вектора вибраций,  $a_x, a_y, a_z$  – данные, получаемые с магнитометра, по осям x, y, z соответственно.

$$\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2},\tag{3}$$

где  $\omega$  — модуль вектора ошибки данных с гироскопа,  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  – данные, получаемые с гироскопа, по осям x, y, z соответственно.

Экспериментальные результаты. Нейронная сеть обучалась на протяжении 15 эпох, метрикой качества являлась RMSE (Root Mean Square Error, среднеквадратичная ошибка), а опти-

мизатор Adam. Данные были случайно поделены на две части: 70% для тренировочной выборки и 30% тестовой. Результат зависимости RMSE от эпохи во время обучения нейронной сети показан на рисунке 1.

Полученный RMSE на тестовой выборке для модели составляет 0.163 ·  $10^{-4} \frac{\text{рад}}{\text{с}}$ , а относительно среднего значения дрейфа  $0.560 \cdot 10^{-4} \frac{\text{рад}}{c}$ , что подтверждает возможность использования нейросетей для корректировки значений дрейфа гироскопа.

Для оценки влияния параметра на модель была выведена гистограмма зави-

симости абсолютного значения весов параметров в нейронной сети, показанная на рисунке 2. Из рисунка видно, что внешняя освещенность почти не влияет на погрешность датчика (веса<0.1), в большей мере на погрешность влияет давление окружающей среды и вибрации датчи-









ка. Предполагается, что давление и вибрации влияют на микроэлектромеханическую систему в большей мере, так как при воздействии на корпус может происходить микродеформация внутренней структуры системы. При изменении температуры происходит тепловое расширение материалов. Освещенность имеет ненулевой вес, так как от нее, в меньшей мере, может зависеть температура корпуса, но в дальнейшем можно не учитывать данный параметр, так как зависимость

На основе полученной модели можно корректировать дрейф гироскопа, предсказывая ошибку в зависимости от параметров окружающей среды.

на уровне погрешности.

В данном эксперименте дельта температур и перепад давления был на суточном уровне, так что в дальнейшем планируется добавление барокамеры, центрифуги с заданными параметрами движения, а также нагревательной системы, для большего диапазона измеряемых данных.

Аббревиатуры. RMSE – Root Mean Square Error (Среднеквадратичная ошибка).

Заключение. Данный метод обработки информации может использоваться для создания корректирующей системы, для уменьшения дрейфа инерциального модуля посредством учитывания параметров окружающей среды.

В дальнейшем планируется провести более тщательное исследование с использованием различных инерциальных модулей и дополнительного оборудования для создания условий повышенного и пониженного атмосферного давления, температуры, вибрации, изменения магнитного поля, а также оценка ошибки при движении инерциального модуля.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Волков В. Л., Жидкова Н. В. Обработка информации в системе ориентации на основе МЭМС // Труды НГТУ им. РЕ Алексеева. 2015. №. 3 (110). С. 279-286.
- 2. Крылов А. А., Корниюк Д. В. Технологические подходы к устранению смещения нуля МЭМС гироскопов в составе ГИБ // Труды МАИ. 2018. №. 103. С. 18.
- 3. Шеврикуко Ю. Ф. Компенсация ошибок инерциальной навигационной системы на основе MEMS датчиков посредством нейросетевых алгоритмов // Аспирант и соискатель. 2016. № 6. С. 97-103.

A.D.Klinovitskij, V.S.Marin, M.S.Ananievskij (Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg), S.Yu.Kerpeleva (Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics, St. Petersburg). **Determining the gyroscope environmentAL errors using the neural networks** 

*Abstract.* The paper describes the determination of environmental parameters affecting the microelectromechanical gyroscope readings. The obtained dependence demonstrates that the drift of the gyroscope is more influenced by the vibration and pressure of the environment, as well as the temperature of the sensor itself.

Д. М. КАЛИХМАН, Е. А. ДЕПУТАТОВА (СГТУ имени Гагарина Ю.А., Саратов; филиал АО «НПЦАП» – «ПО «Корпус», Саратов)

В. М. НИКИФОРОВ (АО «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина», Москва)

А. А. АКМАЕВ, Д. С. ГНУСАРЁВ (филиал АО «НПЦАП» – «ПО «Корпус», Саратов)

#### КОМБИНИРОВАННЫЙ МОДАЛЬНЫЙ ДИНАМИЧЕСКИЙ РЕГУЛЯТОР *H*<sub>2</sub>/*H*<sub>∞</sub> Для управления прецизионным поворотным стендом с поплавковым датчиком угловой скорости в качестве инерциального чувствительного элемента

Рассматривается применение комбинированного модального регулятора, построенного на минимизации  $H_2/H_{\infty}$  норм передаточных функций от входных возмущений до требуемых регулируемых параметров, для управления инерциальным чувствительным элементом прецизионного поворотного стенда – поплавковым датчиком угловой скорости. Алгоритм комбинированного закона управления построен на основе аппарата линейных матричных неравенств. Модальность обеспечивает требуемые параметры качества переходного процесса. Исследуются динамические характеристики стенда во временной и частотной областях, оцениваются показатели качества системы автоматического управления стендом. Показываются результаты проведения редукции регулятора  $H_2/H_{\infty}$  с третьего порядка до первого с сохранением требуемых показателей качества.

Введение. В современной гироскопической технике достаточно остро стоит вопрос о разработке отечественных высокоточных прецизионных поворотных стендов для контроля измерителей угловых скоростей различного класса и принципа действия по одной из основных метрологических характеристик – стабильности масштабного коэффициента. Этой проблеме посвящена монография [1], где в качестве метода повышения точностных характеристик стендов рекомендовано применять в качестве инерциальных чувствительных элементов (ИЧЭ) датчики угловой скорости (ДУС) различного класса и принципа действия. Показано, что в этом случае поворотный стенд существенно повышает свои точностные характеристики, но превращается в сложную систему автоматического управления (САУ). Развитие теории автоматического управления в сочетании с предложенными в [1] принципами позволило сформировать общую концепцию построения прецизионных поворотных стендов с ИЧЭ, включая формирование на изложенных принципах государственного первичного эталона задания и хранения угловой скорости, на основании которого формируются иерархически подчинённые ему эталоны, что нашло отражение в работах [2-4]. Естественно, что подобные стенды будут представлять собой сложные цифровые САУ, и методы синтеза регуляторов таких систем – есть самостоятельная и достаточно сложная задача. Методы синтеза регуляторов САУ широко известны и изложены в многочисленных работах, например, в [5–7].

Целью настоящего доклада является начало работ по выбору наиболее рациональных методов синтеза регуляторов САУ прецизионными поворотными стендами с ИЧЭ в рамках сформированной концепции [2], причём одной из частных задач данного направления является задача понижения порядка регуляторов САУ контуров главной обратной связи прецизионных стендов. Связано это с тем, что каждый ИЧЭ сам является достаточно сложной САУ, поэтому поставленная задача является весьма актуальной.

**Основная часть.** Рассмотрим САУ поворотного стенда с гироскопическим ДУС поплавкового типа, работающего по принципу одноосного гироскопического стабилизатора, находящегося в режиме пространственного разворота. Данная схема САУ была рассмотрена в работе [1], где в системе управления стендом была организована аналоговая двухконтурная обратная связь, при расчете которой был применен традиционный метод расчета регуляторов с построением желаемых частотных характеристик. В качестве объекта исследования рассмотрим поплавковый ДУС – инерционный чувствительный элемент, входящий объект «Поворотный стенд».

Следует отметить, что качество функционирования современных систем управления может быть характеризовано исключительно широким спектром различных функционалов, в зависимости от конкретных задач, объектов управления и условий их эксплуатации [8–13].

Величины норм передаточных матриц позволяют судить о том, насколько велики выходные сигналы в системе для определения классов сигналов на её входе. Если в качестве этих сигналов рассматривать внешние возмущающие воздействия, отклоняющие движение объекта от контролируемого, то качество процесса стабилизации будет тем выше, чем сильнее они подавляются системой. В свою очередь качество определяется величинами норм передаточной матрицы: чем меньше норма, тем лучше подавляются возмущения. При этом проблема оптимальной стабилизации может быть трактована как проблема такого выбора обратной связи (регулятора), чтобы соответствующая норма передаточной матрицы замкнутой системы была минимальной.

Помимо классических показателей качества широко распространён показатель качества для линейной системы с постоянными параметрами  $H_{\infty}$  – норма её передаточной функции (ПФ).

В настоящие время широко используются методы оптимизации линейных систем управления по нормам Харди пространства  $H_2$  и  $H_{\infty}$  [14–18].

Требования к показателям качества переходного процесса, рассматриваемого ДУС, определим через соответствующую *D*-область на основе требуемых спектральных оценках качества переходного процесса.

Математическую модель ДУС [1] представим в стандартном формате для решения задач, связанных с нормами  $H_2$  и  $H_\infty$ :

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1w + B_2u, \\ z_{\infty} = C_1x + D_{11}w + D_{12}u, \\ z_2 = C_2x + D_{21}w + D_{22}u, \\ y = C_yx + D_ww + D_uu. \end{cases}$$
(1)

Раскрыв матричную форму (1), получим следующую математическую модель ДУС:

$$\dot{x} = \begin{pmatrix} \dot{\beta}_{\text{int}} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\omega} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & J_{\beta}^{-1} n_{\beta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_{\text{int}} \\ \beta \\ \omega \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -J_{\beta}^{-1} k_{dm} \end{pmatrix} i_{dm} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -J_{\beta}^{-1} H \end{pmatrix} \Omega_{ex} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ J_{\beta}^{-1} \end{pmatrix} M_{w} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} M_{v},$$

$$z_{\infty} = \begin{pmatrix} \beta_{\text{int}} \\ \beta \\ - 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_{\text{int}} \\ \beta \\ - 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ - 0 \end{pmatrix} i_{dm} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \Omega_{ex} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ - 0 \end{pmatrix} w + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ - 0 \end{pmatrix} v, \quad (2)$$

$$\begin{pmatrix} \omega \\ \omega \end{pmatrix}^{2} \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega \\ \omega \end{pmatrix}^{2} \begin{pmatrix} 0 \end{pmatrix}^{2} \begin{pmatrix}$$

Структурно уравнения (2) можно представить в виде рис 1.

При этом структура динамического регулятора:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = A_k \xi + B_k y, \\ u = C_k \xi + D_k y. \end{cases}$$
(3)

Синтезируемый регулятор должен обеспечить критерий качества управления виде:



Рис. 1. Структура уравнений (2)

 $\alpha \|T_{\infty}\|_{\infty}^{2} + \beta \|T_{2}\|_{2}^{2} \rightarrow \min$  при наложенных ограничениях:

$$\left\| \mathbf{T}_{\infty} \right\|_{\infty} \leq \gamma_o, \quad \left\| \mathbf{T}_{2} \right\|_{2} \leq v_o.$$

Реализация математической модели ДУС представлена на рис. 2.



Рис. 2. Реализация математической модели ДУС

Динамический регулятор (2), синтезированный на основе линейно-матричных неравенствах и удовлетворяющий минимальным нормам  $H_2$  и  $H_{\infty}$ , имеет следующий вид:

$$\begin{cases} \left( \dot{\xi}_{1} \\ \dot{\xi}_{2} \\ \dot{\xi}_{3} \right) = \begin{pmatrix} -253 & -0.5118 & -0.1913 \\ -1826 & -240.2 & -8.774 \\ -1395 & 481 & -183.1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi_{1} \\ \xi_{2} \\ \xi_{3} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -2047 & 0.09431 & 0.03454 \\ 9110 & 103.4 & 1.528 \\ -1.019 \cdot 10^{5} & -58.45 & 0.5434 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_{\text{int}} \\ \beta \\ \omega \end{pmatrix}, \quad (3)$$
$$i_{dm} = -367.2\xi_{1} + 3.207\xi_{2} - 0.4129\xi_{3} + 1.854\beta_{\text{int}} + 8.142\beta + 0.2287\omega.$$

Редуцированный регулятор Н<sub>2</sub>/Н<sub>∞</sub>:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = -234.6\xi - 1290\beta_{\text{int}} - 0.3884\beta + 0.008733\omega, \\ i_{dm} = -851\xi + 28.33\beta_{\text{int}} + 8.113\beta + 0.2277\omega. \end{cases}$$
(4)

Базовый регулятор:

$$\begin{cases} \left( \begin{matrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \\ \dot{\eta}_3 \\ \dot{\eta}_4 \end{matrix} \right) = \begin{pmatrix} -1.077 \cdot 10^4 & -6838 & -2553 & 0 \\ 4096 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2048 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \eta_3 \\ \eta_4 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1024 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \beta,$$
(5)  
$$i_{dm} = 211\eta_2 + 15\eta_3 + 406.3\eta_4.$$

Редуцированный базовый регулятор:

$$\begin{cases} \left( \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \\ \dot{\eta}_3 \right) = \begin{pmatrix} -937.6 & 5.009 & -185.3 \\ -81.74 & -2.029 & 75.03 \\ 3562 & 47.62 & -1761 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \eta_3 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -145.3 \\ -4.615 \\ 160.7 \end{pmatrix} \beta,$$

$$i_{dm} = -446.5\eta_1 - 32.71\eta_2 + 270.2\eta_3 - 6.202\beta.$$
(6)

На рис. 3 и рис. 4 приведены результаты построения переходных процессов поворотного стенда с поплавковым ДУС в качестве ИЧЭ, из которых видно, что быстродействие выше при  $H_2/H_{\infty}$ -регуляторе по сравнению с базовым.



Заключение. По результатам данной работы можно сделать следующие выводы:

- комбинированные регуляторы H<sub>2</sub>/H<sub>∞</sub> полностью обеспечивают достижимость требуемой D-области полюсов замкнутой системы ДУС, тем самым обеспечивая требуемое качество переходного процесса;
- ДУС, построенный на базе регулятора H<sub>2</sub>/H<sub>∞</sub> имеет меньшие время переходного процесса и динамическую ошибку (рис. 3);
- поворотный стенд, также как и ДУС, имеет меньшие время готовности и динамическую ошибку (рис. 4);
- редукция позволяет понизить порядок и упростить регуляторы базовой (6) и H<sub>2</sub>/H<sub>∞</sub> (4).

Таким образом, проведенная редукция позволяет понизить порядок регулятора рассматриваемой САУ без искажения выходного сигнала (рис. 4), что, в свою очередь, позволяет упростить схему усилителя обратной связи, сократив количество RC-элементов и операционных усилителей.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Калихман Д.М.** Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов / Под ред. акад. В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2008. 304 с.
- 2. Калихман Д.М., Депутатова Е.А., Пчелинцева С.В., Горбачев В.О. Концепция проектирования класса прецизионных поворотных стендов с инерциальными чувствительными элементами в цепи обратной связи // Гироскопия и навигация. № 3 (118). 2022. С. 41–64.
- Калихман Д.М., Депутатова Е.А., Пчелинцева С.В., Горбачев В.О., Никифоров В.М. Разработка концепции проектирования класса прецизионных мехатронных стендов, использующих инерциальные чувствительные элементы, скомплексированные с высокоточными датчиками угла // Материалы XXIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. 2022. С. 212–217.
- Kalikhman D.M., Deputatova E.A., Lvov A.A., Pchelintseva S.V., Gorbachev V.O., Nikiforov V.M., Turkin V.A. Ensuring the Robustness of Modern Mechatronic Systems Using Artificial Intelligence Methods // Artificial Intelligence in Models, Methods and Applications: This Springer imprint is published by the registered company Springer Nature Switzerland AG, 2023. P. 459–476.
- 5. Бессекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука, 1975. 767 с.
- 6. Садомцев Ю.В. Конструирование систем управления с обратной связью по критериям точности и грубости. Саратов: Изд.-во Сарат. Гос. Техн. Университета, 2003. 206 с.

- 7. **Никифоров В.М.** Терминальное «сверхмягкое» управление гиростабилизированной платформой. Курск, 2022. 503 с.
- Никифоров В.М., Смирнов Е.С., Юрлов Ф.А., Чайковский М.М., Золотухин С.С. Расширенная математическая модель маятникового акселерометра с кремневым подвесом //Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2016. С. 27–35.
- 9. **Емельянова Ю.П., Пакшин П.В.** Матричные уравнения и неравенства в задачах теории управления. Нижний Новгород: Нижнегород. гос. техн. ун-т им. Р.Е. Алексеева. 2020. 125 с.
- 10. **Chen B.M.** EE5105: Optimal Control Systems. Departament of Electrical & Computer Engineering. The National University of Singapore. 2000.
- 11. Balas G., Chiang R., Packard A., Safonov M. Robust Control Toolbox User'Guide Version 3, ©COPYRIGHT 1992-2005 by The MathWorks, Inc.
- 12. Zhou K., Doyle J., Glover K. Robust and Optimal Control. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1996.
- Packard A., Zhou K., Pandey P., Leonhardson J., Balas G. Optimal, constant I/O similarity scaling for fullinformation and state-feedback problems // Systems & Control Letters, Vol. 19, No. 4. 1992. P. 271–280.
- 14. Никифоров В.М., Груненков Д.В., Селиверстов А.А., Корягин Н.А., Алексеева Н.В., Никифоров П.В. Синтез обратной связи маятникового акселерометра на основе модального метода H<sub>2</sub>/H<sub>∞</sub> // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2016. С. 35–47.
- 15. **Popov A.** Less Conservative Mixed  $H_2/H_{\infty}$  Controller Design Using Multi Objective Optimization. TUHH. 2005.
- 16. **Glover K., Doyle J.C.** State-space formulae for all stabilizing controllers that satisfy an  $H_{\infty}$  norm bound and relations to risk sensitivity // Systems & Control Letters, Vol. 11, No. 8, 1988. P. 167–172.
- 17. **Doyle J.C., Glover K., Khargonekar P., Francis B.** State-space solutions to standard  $H_2$  and  $H_{\infty}$  control problems // IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 34, No. 8, August 1989. P. 831–847.
- Safonov M.G., Limebeer D.J.N., Chiang R.Y. Simplifying the H<sub>∞</sub> Theory via Loop Shifting, Matrix Pencil and Descriptor Concepts // Int. J. Contr., Vol. 50, No. 6. 1989. P. 2467–2488.

D.M.Kalikhman, E.A.Deputatova (Yuri Gagarin State Technical University of Saratov; Branch of Academician Pilyugin Center – Production Association Korpus, Saratov), V.M.Nikiforov (Branch of Academician Pilyugin Center, Moscow), A.A.Akmaev, D.S.Gnusarev (Branch of Academician Pilyugin Center – Production Association Korpus, Saratov). Combined  $H_2/H_{\infty}$  Modal Dynamic Controller for Precision Rotary Test Bench with Float Angular Rate Sensor as Inertial Sensitive Element

*Abstract.* Application of a combined modal controller based on minimization of  $H_2/H_{\infty}$  norms of transfer functions from input disturbances to the required adjustable parameters for controlling a float angular rate sensor, which is used as an inertial sensitive element in a precision rotary test bench, is considered. The algorithm of the combined control law is built on the basis of linear matrix inequalities framework. The modality provides the required quality parameters of the transient process. The dynamic characteristics of the test bench in time and frequency domains are investigated, and the quality indicators of the automatic control system of the test bench are evaluated. The results of performing a reduction of the  $H_2/H_{\infty}$  controller from the third order to the first order with preservation of the required quality parameters are shown.

#### Секция 2

# ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ И ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ

Н.Б. ВАВИЛОВА, А.А. ГОЛОВАН, Д.А. САФИН (МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва)

#### В.Г. НАЗАРОВ (МИИГАиК, Москва)

#### РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕСТИРОВАНИЯ НА ГЕОПОЛИГОНЕ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ НАВИГАЦИОННО-ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Приводятся результаты тестирования на геополигоне навигационного обеспечения подвижного навигационно-геодезического комплекса. Источником первичной информации навигационного комплекса служат показания инерциальных датчиков – акселерометров, датчиков угловой скорости, входящих в состав бескарданной инерциальной навигационной системы навигационного класса точности и показания одометра, регистрирующего абсолютное значение приращения пройденного объектом пути. Тестирование навигационного обеспечения осуществлялось путем проведения заездов по трассам, имеющих геодезически привязанные реперные точки, что позволило оценить точность навигационных определений.

Введение. Приводятся результаты тестирования на геополигоне навигационного обеспечения подвижных навигационно-геодезических комплексов. Источником первичной информации навигационного комплекса служат показания инерциальных датчиков – акселерометров, датчиков угловой скорости (ДУС), входящих в состав бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС) навигационного класса точности и показания одометра, регистрирующего абсолютное значение приращения пройденного объектом пути. В основе навигационного обеспечения лежат алгоритмы комплексной обработки информации, реализованные как в режиме реального времени, так и в режиме постобработки. Рассматривается именно задача интеграции данных БИНС-одометр с целью выявления потенциальных точностных возможностей такой интеграции.

Тестирование навигационного обеспечения осуществлялось путем проведения заездов по трассам, имеющих геодезически привязанные реперные точки, что позволило оценить точность навигационных определений.

При построении алгоритма решены следующие частные задачи:

- 1. начальная выставка БИНС в условиях неконтролируемых угловых движений корпуса БИНС
- 2. детектирование и учет в счислении заднего хода объекта, если одометр измеряет приращение пройденного пути без знака.
- докалибровка системы БИНС-одометр по ее функционированию (по предыдущим заездам), а именно, юстировочных параметров: углов установки приборного трехгранника БИНС относительно «измерительной» оси одометра, погрешности масштабного коэффициента одометра.
- 4. учет в алгоритмах смещения приведенного центра БИНС и центра одометра.
- 5. применение алгоритма сглаживания в постобработке при известных координатах финальной точки остановки объекта с целью уточнения траекторных параметров движения от начала и до конца эксперимента.

6. Тестирования полного отказа от режима Zero Velocity Update Technology коррекции (ZUPT-коррекции), предусматривающего режим обязательных остановок объекта в процессе его движения.

В России данной тематикой занимались, занимаются в следующих учебных организациях (список не претендует на полноту): Московский государственный университет геодезии и картографии, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет; МГТУ им. Баумана, Московский авиационный институт; Красноярский государственный технический университет; МГУ им. Верситет; МГУ им. Ломоносова.

Среди российских научно-исследовательских, производственных предприятий можно выделить (также не претендуя на полноту списка) Всероссийский научно-исследовательский институт «Сигнал»; Пермская научно-производственная приборостроительная компания; АО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор»; АО «ЦНИИАГ», Гиролаб (Пермь) и др.

Из зарубежных компаний, занимающихся решением задачи интеграции БИНС и одометра следует выделить французские кампании Sagem, SBG Systems, немецкую iMAR Navigation GmbH, австралийскую Advanced Navigation, английскую кампанию Datron Technology, канадскую Novatel и др.

#### Особенности построения алгоритмов комплексной обработки информации

- 1. В БИНС применяется трехмерное автономное инерциальное счисление с демпфированием неустойчивого вертикального канала БИНС.
- 2. Осуществляется трехмерное одометрическое счисление координат с использованием показаний одометра и параметров ориентации от БИНС.
- 3. Полученные координаты используются для позиционной коррекции БИНС с демпфированием её вертикального канала.

## Основные математические модели задачи коррекции БИНС при помощи измерений одометра:

- 1. трехмерные уравнения ошибок БИНС
- 2. трехмерные уравнения ошибок одометрического счисления
- 3. уравнения позиционной коррекции БИНС при помощи одометрического кинематического решения.

В вектор оцениваемых параметров включены:

- 1. ошибки инерциального и одометрического счисления
- 2. параметры модели инструментальных погрешностей инерциальных датчиков
- 3. погрешность масштабного коэффициента одометра
- 4. параметры взаимной геометрии одометра и БИНС:
  - взаимные перекосы системы БИНС-одометр по каналам курса и тангажа,
  - смещения приведенных центров БИНС и одометра

Соответствующее программное обеспечение реализовано на OS Windows, Astra Linux SE как приложение реального времени и как приложение для постобработки.

**Планирование работ и обработка экспериментальных данных.** В процессе тестирования программного обеспечения навигационно-геодезического комплекса было организовано несколько десятков заездов как на геополигоне, так и в пределах Москвы и Московской области. Для реферата было выбрано несколько представительных заездов с динамическими режимами движения автомобиля и сложными маневрами (задний ход, восьмерки, развороты)

Тестирование длилось три дня. Каждый день осуществлялось по два заезда с похожими маневрами и одними и теми же юстировочными параметрами. Во время тестирования автомобиль ехал по трассе в одну сторону, разворачивался и возвращался в точку старта. Каждый раз во время заезда автомобиль останавливался в местах с геодезически привязанными координатами для контроля точности навигации. Для коррекции используются только позиционные измерения от одометра - результат одометрического счисления. Рассматривается случай полного отказа от использования информации ГНСС. Используются инерциальные датчики навигационного класса точности (дрейфы ДУС в запуске порядка 0.01 градуса в час), частота регистрации показаний 200Гц.

Дни 1, 2. Заезды 1, 2, 3, 4. Автомобиль двигался по трассе в одну сторону 32.9 – 33.8 километра, разворачивался и продолжал движение до точки старта.

- Продолжительность поездок от 55 до 64 минут.
- Общая дистанция 66-67.7 километров.
- В конце поездки автомобиль выполнял сложные маневры

Тестировались:

- 1. Точность алгоритма в реальном времени
- 2. Повторяемость результатов: оценок юстировочных параметров и координат

#### Решения в реальном времени, наложенные на карту.



Видно, что траекторные решения легли на дороги



Сложные манёвры автомобиля в конце маршрута

#### Результаты.

- Ошибка позиционирования в конце маршрута была 4.90 метров в один день и 6.38 метров в другой день, что не превосходит 0.01% от пройденного расстояния.
- Ошибки позиционирования ΔR\_E, ΔR\_N в контрольных точках на протяжении маршрута не превосходили 0.02% от пройденного расстояния.
- Ошибка  $\Delta h$  определения высоты не превосходила 4 метров.
- Результаты всех поездок с высокой точностью повторяют друг друга.
- В постобработке всех заездов были получены практически одинаковые оценки юстировочных параметров.
- Проверена эффективность компенсации юстировочных параметров (докалибровки системы БИНС-одометр) для улучшения точности навигации.

#### День 3. Заезды 5, 6.

- Автомобиль двигался по трассе в одну сторону 37 километров, разворачивался и продолжал движение до точки старта.
- Средняя продолжительность поездок 81 минута.
- Общая дистанция 75 километров.
- В конце поездки автомобиль выполнял сложные маневры, в том числе с движением обратным ходом.

#### Тестировались:

- 1. Точность алгоритма в реальном времени
- 2. Повторяемость результатов
- 3. Работоспособность детектора движения обратным ходом

#### Решения в реальном времени, наложенные на карту.



Манёвры с движением задним ходом

#### Результаты.

- Ошибки позиционирования ΔR\_E, ΔR\_N в контрольных точках на протяжении маршрута не превосходили 0.02% от пройденного расстояния.
- Ошибка  $\Delta h$  определения высоты не превосходила 5 метров.
- Алгоритм с большой точностью отработал при разворотах с использованием заднего хода
- Результаты двух поездок с высокой точностью повторяют друг друга.
- В постобработке заездов были получены практически одинаковые оценки юстировочных параметров.
- Проверена эффективность компенсации юстировочных параметров (докалибровки системы БИНС-одометр) для улучшения точности навигации.

#### Заезд в Москве. Решение в реальном времени, наложенное на карту.



Проверена эффективность компенсации юстировочных параметров (докалибровки системы БИНС-одометр) для улучшения точности навигации.

#### Заключение.

- 1. Соответствующее программное обеспечение реализовано на OS Windows, Astra Linux SE как приложение реального времени и как приложение для постобработки.
- 2. Проведено таймирование на используемых вычислителях
- 3. Программно-математическое обеспечение (ПМО) легко адаптируется для использования в других навигационных комплексах БИНС–одометр различного класса точности

- Разработанное программно-математическое обеспечение (ПМО) для подвижных навигационно-геодезических комплексов учитывает значимые особенности этой задачи:
  - начальная выставка БИНС в условиях неконтролируемых угловых движений корпуса БИНС,
  - детектирование и учет в счислении заднего хода объекта при измерении одометром именно абсолютного значения пройденного пути,
  - докалибровка системы БИНС-одометр по функционированию,
  - учет смещения приведенного центра БИНС и центра одометра
  - 5. ПМО реального времени отработало на представительном составе экспериментальных данных.
  - 6. Показана эффективность докалибровки системы БИНС-одометр по функционированию для повышения точности навигационных определений.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Вавилова Н.Б., Панев А.А. Задача навигации внутритрубного диагностического снаряда. Вестник московского университета. Серия 1. Математика. Механика. Стр. 53-56, Москва, МГУ, 2011.
- 2. Голован А.А., Никитин И.В. Задачи интеграции БИНС и одометра с точки зрения механики корректируемых инерциальных навигационных систем. Часть 1, часть 2 «Вестник московского университета. Математика. Механика.» №2, №4 Москва, 2015.
- 3. **Назаров В.Г.** Геоинформационная методика оперативной подготовки районов местности подвижным навигационным комплексом «Информация и космос» №2 г. Санкт-Петербург, 2018.
- 4. Назаров В.Г. Комплексная обработка измерительной информации в современных подвижных навигационногеодезических комплексах «Информация и космос» №1 г. Санкт-Петербург, 2018.
- 5. **Никитин И.В**. Задача навигации наземного объекта на основе данных БИНС и одометра. Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук. 2015
- 6. Голован А.А. Интеграционное решение «БИНС–одометр»: позиционный вариант // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №2. С. 110–125. DOI 10.17285/0869-7035.0066.

N.B. Vavilova, A.A. Golovan, D.A. Safin (Lomonosov Moscow State University, Moscow), V.G. Nazarov (Moscow State University of Geodesy and Cartography, Moscow). On the results of testing on a geopolygon of navigation solutions for mobile navigation and geodetic complexes

*Abstract.* We present the results of testing the navigation solutions of a mobile navigation and geodetic complexes on a geodetic polygon. The raw data from a strapdown inertial navigation system used are the readings accelerometers and angular rate sensors, and the readings from an odometer wheel sensor that records the absolute traveled distance by a vehicle. We conducted testing of the navigation complex by driving along routes with known geodetic coordinates of the reference points. The latter allowed us to do estimation of potential accuracy of the navigation solutions.

Г. О. БАРАНЦЕВ, А. А. ГОЛОВАН, А. В. КОЗЛОВ (Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, г. Москва)

С. Н. МОРГУНОВА, А. С. ПИВОВАРОВ, И. В. СОЛОВЬЕВ, М. А. ШАТСКИЙ (МОКБ «Марс» - филиал ФГУП «ВНИИА», г. Москва)

#### ПОЛЕТНАЯ АСТРОКАЛИБРОВКА ИНФОРМАЦИОННО-ИЗБЫТОЧНОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Представлены результаты астрокалибровки систематических погрешностей информационно-избыточного гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) космического аппарата (КА). Исходная телеметрическая информация, содержащая показания четырех измерительных каналов ГИВУС и двух астродатчиков, формируется при выполнении КА калибровочных маневров. Результаты астрокалибровки, полученные тремя независимыми методами, оказались близки между собой. Скорректированные паспортные параметры ГИВУС обеспечили существенное (на порядок) снижение ошибок оценок погрешностей ГИВУС.

Введение. Основными инструментальными погрешностями ГИВУС являются смещения нулевых сигналов измерительных каналов (ИК), погрешности задания масштабных коэффициентов ИК, перекосы осей чувствительности относительно номинальных направлений, шумовые ошибки. В результате погрешности определения ориентации по показаниям ГИВУС возрастают во времени. Систематические погрешности ГИВУС определяются и паспортизируются в результате заводской калибровки прибора. Однако под действием возмущающих факторов (в первую очередь, вибрационных), действующих на КА в процессе выведения на орбиту, значения систематических погрешностей ГИВУС после выведения, как правило, существенно отклоняются от паспортных. Возникает задача повторной калибровки прибора с использованием телеметрической информации, полученной в полете. Эта задача решается путем наземной комплексной постобработки информации ИК ГИВУС и астродатчиков. Полученные значения калибровочных параметров передаются на борт КА.

В предлагаемом докладе излагается методика полетной астрокалибровки информационноизбыточного ГИВУС и результаты ее использования в летных испытаниях космического аппарата.

#### Полетная калибровка гироскопического измерителя вектора угловой скорости

Постановка задачи. ГИВУС представляет собой информационно-избыточный прибор, содержащий четыре ИК. Калибровочная модель содержит 16 параметров: 4 смещения нулевых сигналов («дрейфов») ИК, 4 масштабных коэффициента ИК, 8 углов перекосов осей чувствительности ИК относительно номинальных положений. В режиме астрокалибровки производились калибровочные маневры КА, состоящие из последовательных поворотов на +90°, -180°, +90° вокруг каждой из трех осей связанной системы координат (ССК) КА. При этом в составе телеметрической информации с частотой 5 Гц на Землю передавались «сырые» измерения ИК и кватернионы ориентации ССК КА относительно инерциальной системы координат, выдаваемые двумя астродатчиками. Требовалось на основании полученных данных оценить значения калибровочных параметров прибора.

С целью проверки результатов и подтверждения их повторяемости поставленная задача решалась тремя независимыми методами.

**Первый метод оценки калибровочных параметров с помощью фильтра Калмана**. В первом методе производится разбиение четырех ИК на три тройки, содержащие ИК с номерами 1-2-3, 1-2-4, 1-3-4. Для каждой из троек с помощью фильтра Калмана оцениваются поправки к паспортным значениям калибровочных параметров. В качестве измерений используются кватернионы астродатчиков.

Фильтр Калмана запускается последовательно несколько раз. В каждой итерации фильтра вычисляются поправки к уточненным на предыдущей итерации паспортным значениям калиб-

ровочных параметров. Условием завершения итерационного процесса является малость вариаций оценок между итерациями.

**Второй метод оценки калибровочных параметров с помощью фильтра Калмана**. Во втором методе также используется разбиение осей чувствительности на тройки. При этом предполагается, что ось чувствительности первого ИК направлена идеально, и оцениваются отклонения направлений оси второго ИК относительно направления оси первого ИК и оси третьего ИК относительно направлений осей первого и второго ИК. Отличие второго метода от первого состоит также в том, что используются несколько иные модели задач оценивания.

*Метод оценки калибровочных параметров с помощью метода наименьших квадратов.* В этом методе [1] калибровочные параметры оцениваются с помощью статического метода наименьших квадратов, в котором минимизируется сумма квадратов невязок между угловыми скоростями ГИВУС и угловыми скоростями, формируемыми на основе показаний астродатчиков.

Полученные результаты. На рисунке 1 представлены оценки дрейфов ИК во время проведения калибровочных разворотов КА. Рисунок демонстрирует, что при наличии угловой скорости отклонения перекосов очей чувствительности от паспортных значений проявляются в виде значительных (порядка нескольких градусов в час) дополнительных дрейфов ИК, что может, в частности, привести к некорректной работе алгоритмов функционального контроля прибора.

На рисунке 2 представлены оценки дрейфов ИК после передачи на борт КА уточненных по результатам полетной калибровки паспортных параметров прибора. Оценки дрейфов снизились на порядок и соответствуют техническим характеристикам ГИВУС, содержащимся в документации на прибор.



Рис. 1 Оценки дрейфов ИК ГИВУС до полетной калибровки



Рис. 2. Оценки дрейфов ИК ГИВУС после полетной калибровки

Заключение. Решена задача калибровки информационно-избыточного гироприбора космического аппарата по результатам наземной обработки полетной телеметрической информации, содержащей измерительную информацию гироприбора и астродатчиков. С целью проверки результатов и подтверждения их повторяемости задача решена тремя независимыми способами. Полученные результаты показывают, что под воздействием вибрационных возмущающих факторов, действующих на КА в процессе выведения на орбиту, перекосы осей чувствительности измерительных каналов после выведения существенно (до полуградуса) отклоняются от паспортных значений, что выражается в значительных (до нескольких градусов в час) дополнительных дрейфах измерительных каналов. Коррекция паспортных параметров гироприбора по результатам полетной калибровки позволила уменьшить оценки дрейфов примерно на порядок и привести их в соответствие со значениями, содержащимися в технической документации на прибор.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **И.В.Соловьев, Н.В.Рябогин** Метод полетной калибровки резервированного гироскопического измерителя вектора угловой скорости космического аппарата. Авиакосмическое приборостроение, №3, 2016.

G.O. Barantsev, A.A. Golovan, A.V. Kozlov (Moscow State University, Moscow, Russia), S.N. Morgunova, A.S. Pivovarov, I.V. Solov'ev, M.A. Shatskii (Moscow Experimental Design Bureau MOKB Mars – Branch of Dukhov Russian National Research Institute of Autumation, Moscow, Russia). **On-Orbit Calibration of Spacecraft Redundant Inertial Measure**ment Unit

*Abstract.* Results of on-orbit calibration of spacecraft redundant inertial measurement unit (IMU) are presented. The telemetry data comprising four IMU gyros raw measurements and two star sensors quaternions was obtained during spacecraft calibration maneuvers. Three independent methods were used to process telemetry data to estimate IMU calibration parameters which produced similar results. The estimated errors of calibrated IMU were substantially (approximately ten times) reduced.

ФУРТАС Д.В., БАБАЕВ Е.В., НЕКРАСОВ А.В., ДЗУЕВ А.А., ШАЙМАРДАНОВ И.Х., ТЕНЮШЕВ Е.Н. (АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса» г. Раменское)

#### МЕТОДИКА СТЕНДОВОЙ КАЛИБРОВКИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ БЧЭ И БИНС НА ИХ ОСНОВЕ

В работе рассмотрена методика стендовой калибровки микромеханических датчиков, применяемая в АО «ИТТ». Показаны пути сокращения трудозатрат на калибровку. Оценка точности калибровки выполнена путем анализа СКО и невязок скомпенсированных измерений датчиков и с использованием результатов навигационного счисления.

Введение. Одной из основных технологических этапов производства микромеханических блоков чувствительных элементов (БЧЭ) является этап калибровки входящих в него акселерометров и гироскопов. В отечественной и зарубежной литературе приведено несколько типовых подходов к калибровке. В АО «ИТТ» применяется методика калибровки с использованием высокоточного наклонно-поворотного стенда (НПС) [1, 2]. Ограничением данного подхода является необходимость использования НПС на всем этапе калибровки.

В статье предложено разделение процесса калибровки на 2 этапа: калибровку на неподвижном основании в термокамере при изменении температуры в эксплуатационном диапазоне и калибровку на наборе фиксированных температур с использованием НПС. Также добавлена модель учёта производной температуры.

Погрешности микромеханических БЧЭ. Особенностью микромеханических блоков чувствительных элементов являются большие систематические погрешности, которые необходимо определять на калибровке и компенсировать при эксплуатации. Типовые модели компенсации погрешностей микромеханических датчиков включают: смещение (дрейф) нуля, погрешность масштабного коэффициента, погрешности неортогональности осей чувствительности и дрейф пропорциональный перегрузке (и гироскопов).

Для гироскопов и акселерометров погрешность представляется в виде суммы систематической и случайной погрешностей:

$$\varepsilon = \varepsilon_S + \varepsilon_R \tag{1}$$

где  $\varepsilon_S$  - систематическая составляющая смещения нуля,  $\varepsilon_R$  - случайная составляющая смещения нуля.

Модель систематических инструментальных погрешностей (ИП) акселерометров описывается выражением:

$$\Delta \bar{a}_{\Pi} = \bar{a}_{\Pi}^{0} + \Gamma \bar{a}_{\Pi M}, \qquad \Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & 0 & 0 \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} & 0 \\ \Gamma_{31} & \Gamma_{32} & \Gamma_{33} \end{bmatrix}, \qquad (2)$$

где  $\bar{a}_{\pi}^{0}$  – вектор постоянных смещений акселерометров,  $\Gamma_{ii}$ , (i =1, 2, 3) - погрешности масштабных коэффициентов,  $\Gamma_{ij}$ , (i, j=1, 2, 3, i  $\neq$  j) – погрешности неортогональности осей чувствительности.

Модель систематических ИП гироскопов имеет следующий вид:

$$\bar{\nu}_{\Pi} = \bar{\nu}_{\Pi}^{0} + \Theta \bar{\omega}_{\Pi M} + D \bar{n}_{\Pi} \qquad \Theta = \begin{bmatrix} \Theta_{11} & \Theta_{12} & \Theta_{13} \\ \Theta_{21} & \Theta_{22} & \Theta_{23} \\ \Theta_{31} & \Theta_{32} & \Theta_{33} \end{bmatrix},$$
(3)  
$$D = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix}, \qquad \bar{n}_{\Pi} = \frac{\bar{a}_{\Pi}}{g},$$

где  $\bar{\nu}_{\pi}^{0}$  – вектор постоянных составляющих скорости дрейфа ДУС,  $\Theta_{ii}$  (i=1, 2, 3) - погрешности масштабных коэффициентов,  $\Gamma_{ij}$ ,  $\Theta_{ij}$  (i, j=1, 2, 3, i  $\neq$  j) – погрешности неортогональности осей чувствительности, D – матрица коэффициентов скорости дрейфа, пропорциональных перегрузке  $\bar{n}_{\pi}$ . Выражения для компенсации погрешностей датчиков в измерениях акселерометров и гироскопов имеют вид:

$$\bar{a}_{\Pi} = (E + \Gamma)^{-1} (\bar{a}_{\Pi}' - \Delta \bar{a}_{\Pi}^{0}),$$
  

$$\bar{\omega}_{\Pi} = (E + \Theta)^{-1} (\bar{\omega}_{\Pi}' - \bar{\nu}_{\Pi}^{0} - D\bar{n}_{\Pi}),$$
(4)

Здесь  $\bar{a}'_{\Pi}$  - вектор измерений акселерометров в собственных осях,  $\bar{\omega}'_{\Pi}$  - вектор измерений гироскопов в собственных осях,  $\bar{a}_{\Pi}$  - вектор кажущегося ускорения, в проекции на оси приборного трехгранника.

Температурная зависимость ИП от температуры описывается полиномами степени п вида:

$$Z_l^i = \sum_{i=0}^n k_i^i T_l^j. \tag{5}$$

Здесь  $Z_l^i$  – i-й калибровочный коэффициент, полученный (оцененный) на температуре Tl, l (l = 1...m) – номер температурной точки, m – количество температурных точек, на которых получены оценки калибровочных коэффициентов, kji – j-й коэффициент полинома i-го калибровочного коэффициента. Степень n выбирается исходя из вида зависимости калибровочных коэффициентов от температуры. Неизвестные коэффициенты kji в (5) определяются с использованием метода наименьших квадратов.

Компенсация погрешностей датчиков с учетом температуры окружающей среды. Для учета температурного влияния на погрешности датчиков рассчитывается средняя температура термодатчиков БЧЭ за одну секунду, которые используются для расчёта калибровочных коэффициентов согласно принятой температурной модели (5). Рассчитанные калибровочные коэффициенты используются для компенсации ИП на частоте получения измерений датчиков в соответствии с выражениями (4).

В настоящей работе используется методика стендовой калибровки на основе методики Н.А. Парусникова (МГУ им. М.В. Ломоносова) для БИНС в сборе, в которой задача калибровки сводится к оцениванию вектора состояния линейной динамической системы с измерениями [1, 3]. В вектор состояния входят малые компоненты вектора конечного поворота — кинематической ошибки ориентации БИНС, вычисленной по показаниям гироскопов  $\omega'$ , а также все параметры модели ИП (2), (3). В качестве измерений используется замер погрешности углов вертикали, формируемых по измерениям акселерометров с использованием известного значения модуля вектора удельной силы тяжести в месте калибровки. В качестве алгоритма оценивания используется фильтр Калмана.

В методике калибровки используется унифицированный план калибровочного эксперимента, в котором стенд обеспечивает вращение последовательно вокруг каждой из приборных осей БИНС в горизонтальной плоскости по профилю угловой скорости (см. рис. 1). Записи калибровочных экспериментов обрабатываются в постобработке с итерационным уточнением параметров модели ИП [2].



Рис. 1. Параметры испытательного стенда в калибровочном эксперименте.
а) Угловая скорость оси испытательного стенда ω<sup>tbl</sup>. б) Угол оси испытательного стенда A<sup>tbl</sup>. t<sub>exp</sub> – время эксперимента; W<sup>tbl</sup> – амплитуда угловой скорости; T – период синусоиды; t= t<sub>exp</sub>- t<sub>align</sub>; t<sub>align</sub> – время выставки.
С целью сокращения времени использования НПС калибровка была разделена на 2 этапа. Первый этап – калибровка на неподвижном основании в термокамере при изменении температуры в эксплуатационном диапазоне. Второй этап – калибровка на наборе фиксированных температур. На первом этапе оценивается температурная модель нулевого смещения и дрейфа. На втором этапе производится оценка остальных параметров модели ИП (2), (3) с итерационным уточнение температурной модели [2], где в качестве первого приближения используется температурная модель с первого этапа калибровки. Разделение на этапы позволило проводить первый этап калибровки в термокамере в условиях неподвижного основания и сократить количество фиксированных температур на втором этапе, что значительно сократило время использования НПС (в 3 раза) и тем самым сократило производственные трудозатраты при калибровке систем.

Экспериментально было определено, что на погрешности МЭМС существенно влияет производная температуры, входящая в (2), (3) аддитивно. Вычисление производной температуры производилось с использованием сглаженных измерений термодатчиков скользящим окном в 10 секунд и аппроксимации полиномом первой степени.

Результаты компенсации производной температуры в показаниях акселерометра представлены на рисунке 2. На рисунке представлено отклонение от полинома без (черный график) и с компенсацией влияния производной температуры (красный график), полученное на первом этапе калибровки, в условиях изменения температуры термокамеры.



Рис. 2. Пример отклонения от полинома без и с компенсацией составляющей погрешности от производной температуры

Оценка точности калибровки осуществляется:

По СКО: Оценка точности БЧЭ на этапе калибровки проводится с использованием СКО отклонений от полинома. БЧЭ с превышением величины СКО допустимых значений бракуются.

С использованием невязок измерений: В качестве критерия точности калибровки акселерометров и гироскопов использовалась невязка измерений, представляющая собой разность измеренного и эталонного значений модуля вектора ускорения силы тяжести  $\bar{g}$  и угловой скорости Земли U:

$$\Delta \bar{a} = g_{\mu} - g_{\vartheta} = \sqrt{a_{\pi x}^2 + a_{\pi y}^2 + a_{\pi z}^2} - g_{\vartheta},$$
  
$$\Delta \bar{w} = w_{\mu} - U = \sqrt{w_{\pi x}^2 + w_{\pi z}^2 + w_{\pi z}^2} - U.$$
 (5)

Здесь  $\Delta \bar{a}$ ,  $\Delta \bar{w}$  – невязка измерений акселерометров и гироскопов, соответственно;  $g_{\mu}$  – значение модуля вектора  $\bar{g}$ , рассчитанное по калиброванным измерениям датчиков (4);  $g_{\vartheta}$  – эталонное значение модуля вектора  $\bar{g}$  (в месте проведения испытаний) [3].

С использованием навигационного решения. Также для контроля точности калибровки применяется модель навигационного счисления в автономном режиме с выставкой по заданному курсу. Для этого на вход навигационного алгоритма подаются откалиброванные показания акселерометров и гироскопов (4), записанные на неподвижном основании. Далее производится выставка с заданным курсом продолжительностью 5 минут. После чего в модели производится автономное счисление навигационных параметров. Критерием улучшения точности после калибровки является уменьшение ошибок навигационных параметров при автономном счислении калиброванных данных относительно некалиброванных. Ошибки счисления скоростей, координат и углов ориентации оцениваются на соответствие требованием технического задания.

Заключение. Рассматриваемая методика калибровки обеспечивает точное и достоверное определение погрешностей датчиков в широком рабочем диапазоне температур, угловых скоростей БИНС. Итерационной уточнение параметров температурной модели обеспечивает повышение точности калибровки и снижение её трудоемкости. Разделение калибровки на этапы позволило сократить время использования НПС при калибровке в 3 раза.

Расширена модель ИП погрешностей путем введения зависимости от производной температуры. Корректность принятой модели подтверждена результатами экспериментальных исследований.

Требуемая точность БЧЭ обеспечивается контролем достигнутой точности: по величине СКО отклонений от полинома; по величине невязок измерений; и по погрешности автономного навигационного решения.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **И. Х. Шаймарданов, А. А. Дзуев, А. В. Некрасов**. Методика стендовой калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) различного класса точности. Авиационные системы в XXI веке: Тезисы докладов юбилейной Всероссийской научно-технической конференции. 2022. – С. 291-292.
- 2. Шаймарданов И.Х., Дзуев А.А., Егоров Ю.Г., Некрасов А.В. Итерационная процедура калибровки чувствительных элементов БИНС. Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 2.
- 3. Вавилова Н.Б., Васинева И.А., Голован А.А., Козлов А., Папуша И.А., Парусников Н.А., "Калибровка в инерциальной навигации," Фундаментальная и прикладная математика, издательство Интуит (М.), том 22, № 2, 2018.

D.V. Furtas, A.V. Nekrasov, A.A. Dzuev, I.H. Shaimardanov, E.V. Babaev, E.N. Tenushev (JSC "Inertial Technologies of Technocomplex", Rameskoye). **Methodology of bench calibration of micromechanical IMU and SINS based on them.** 

*Abstract.* The paper considers the main errors of micromechanical sensors, gives the sequence of calibration stages and approaches to estimation of errors of the micromechanical block of inertial measurement unit. Ways to reduce labour costs for calibration are shown. The estimation of calibration accuracy is performed by analysing the uncertainties of compensated sensor measurements and using the results of navigation calculus.

### Ю. В. БОЛОТИН, В. А. САВИН (МГУ им. М. В. Ломоносова, Москва)

# О ДОСТИЖИМОЙ ТОЧНОСТИ НЕКОТОРЫХ АЛГОРИТМОВ КАЛИБРОВКИ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Делается попытка сравнения точности алгоритмов калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы с теоретически достижимой точностью. Рассмотрены два алгоритма, один основан на фильтре Калмана и реализован во временной области, второй – на преобразовании Фурье и реализован в частотной области. Эти алгоритмы основаны на разных принципах и используют разную информацию. В качестве нижней границы точности используется оценка фильтра Калмана, в которую по возможности включена вся доступная информация, в том числе не вполне формализованная. Сравнение алгоритмов проводится методом имитационного моделирования.

Введение. Различают калибровку бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на так называемых грубых и точных стендах. Условно, точный стенд – такой, для которого имеется полная информация об углах поворота и, возможно, угловой скорости стенда. Грубый стенд обеспечивает вращение вокруг некоторой неподвижной оси, при этом ни ориентация оси, ни угловая скорость вращения, не измеряются. Если для точного стенда процесс калибровки разбивается, как правило, на несколько последовательных операций, и, соответственно, на несколько последовательных операций, и, соответственно, на несколько последовательных операций, и, соответственно, на несколько последовательных задач оценивания, то для грубого стенда алгоритм обычно интегрированный [1], чаще всего основанный на обобщенном фильтре Калмана (ОФК). Здесь следует также различать задачи начальной калибровки и докалибровки. В первом случае ориентация осей чувствительности, масштабные коэффициенты и смещения нулей сенсоров полностью неизвестны, и задача не может решаться «в малом».

В докладе предлагается метод начальной калибровки на грубом стенде, основанный не на ОФК, а на преобразовании Фурье [2]. Считая, что каждое вращение происходит с примерно неподвижной осью и близкой к постоянной угловой скоростью вращения вала стенда, мы с помощью преобразования Фурье переводим данные из временной в частотную область. В частотной области спектр сигналов имеет выраженные пики на нулевой частоте и на частоте вращения. Выделив эти пики, можно превратить задачу калибровки в конечномерную. Задача существенно нелинейна, но путем упрощений (отбрасывается некоторая информация), она может быть сведена к известной задаче аппроксимации данных эллипсоидом, и решается по конечным формулам без всяких итераций.

Естественно возникает вопрос, насколько оптимален тот или иной метод. Данный вопрос рассматривается в предположении о гауссовом характере шумов в системе. Если система вдобавок линейна, или близка к линейной, то, как хорошо известно, нижняя граница Крамера-Рао для точности оценивания дается методом максимума правдоподобия, или, что эквивалентно в сделанных предположениях, фильтром Калмана. При отсутствии хорошего начального приближения близкая к нижней границе оценка точности дается итерационным методом наименьших квадратов, или, как вариант, ОФК. Используя указанный подход, в докладе приводится сравнение точности разных методов при разных объемах априорной информации.

**Калибровка методом Фурье.** БИНС устанавливается и приводится во вращение в нескольких положениях на поворотном стенде, ось вращения которого не вертикальна. Введем следующие системы координат (с.к.):  $Os_1s_2s_3$  – связанная со стендом, и неподвижная относительно Земли, точка O лежит на оси вала, орт  $s_1$  направлен по оси вращения вала и составляет с горизонтом угол  $0 \le \alpha < \pi/2$ . С.к.  $Oe_1e_2e_3$  связана с валом, орт  $e_1$  направлен по оси вращения вала. С.к.  $On_1n_2n_3$  – географическая, связана с Землей. Приборная с.к.  $Mz_1z_2z_3$  неподвижна относительно вала в каждом эксперименте, но ее ориентация относительно с.к. вала различна в разных экспериментах. Отклонение чувствительной массы акселерометров (ЧМ) от оси вала приводит к добавлению центробежных членов, которые учитываются алгоритмом. Ниже все векторы обозначены жирными буквами и по умолчанию заданы проекциями на оси приборной с.к. Сырые измерения акселерометров f(t) и гироскопов  $\omega'(t)$  связаны с удельной силой f(t) и угловой скоростью  $\omega(t)$  калибровочными соотношениям [2]

$$\boldsymbol{f}(t) = S_f \boldsymbol{f}'(t) + \boldsymbol{b}_f + \delta \boldsymbol{f}(t), \quad \boldsymbol{\omega}(t) = S_{\omega} \boldsymbol{\omega}'(t) + \boldsymbol{b}_{\omega} + \delta \boldsymbol{\omega}(t), \tag{1}$$

где  $S_f$ ,  $S_{\omega}$  – постоянные квадратные матрицы масштабов и перекосов,  $\boldsymbol{b}_{\omega}$ ,  $\boldsymbol{b}_f$  – постоянные векторы смещения, а  $\delta \boldsymbol{f}(t)$ ,  $\delta \boldsymbol{\omega}(t)$  – случайные погрешности. В процессе вращения имеют место уравнения состояния

$$f(t) = g_1 e_1 + g_2 [e_2 \sin \theta(t) + e_3 \cos \theta(t)] - \dot{\theta}^2 [e_2 \rho_2 + e_3 \rho_3]$$
  

$$\omega(t) = [u_1 + \dot{\theta}(t)] e_1 + [u_2 \cos \theta(t) + u_3 \sin \theta(t)] e_2 + [-u_2 \sin \theta(t) + u_3 \cos \theta(t)] e_3$$
(2)

Здесь  $u_1, u_2, u_3$  – проекции угловой скорости Земли на оси  $s_1, s_2, s_3, g_1, g_2$  – проекции ускорения силы тяжести на те же оси,  $\rho_2, \rho_3$  - смещение чувствительной массы акселерометра относительно оси вращения,  $\theta(t) = wt$  – угол поворота вала. Преобразование Фурье (ПФ) в (1), (2) преобразует функции времени в функции частоты с пиками на нулевой частоте и на частоте вращения  $\pm w$ . Приравнивая амплитуды пиков, получим

$$g_1 e_1 + g_2 e_3 - w^2 (\rho_2 e_2 + \rho_3 e_3) = S_f A_f + b_f, \quad g_2 e_3 = S_f R_f, \quad g_2 e_2 = S_f I_f$$
(3)  
$$(u_1 + w) e_1 + u_2 e_2 + u_3 e_3 = S_\omega A_\omega + b_\omega, \quad u_2 e_2 + u_3 e_3 = S_\omega R_\omega, \quad u_2 e_3 - u_3 e_2 = S_\omega I_\omega.$$
(4)

Здесь  $A_{\omega}, A_f$  – вычисленные пики ПФ показаний гироскопов и акселерометров на нулевой частоте,  $R_{\omega}, I_{\omega}, R_f, I_f$  – вещественные и мнимые части пиков на частоте вращения. Частота вращения w определяется по абсциссе пика показаний акселерометров. Остальные переменные в (3), (4) неизвестны. Проводится серия вращений с разной ориентацией БИНС на валу; при этом  $u_1, u_2, u_3, g_1, g_2, S_f, b_f, S_{\omega}, b_{\omega}$  одинаковы для всех вращений, а  $e_1, e_2, e_3, \rho_2, \rho_3$  – разные. Часть вращений являются остановками – в них w = 0, и последние два уравнения в (3) и в (4) не используются.

Уравнения (3), (4) – переопределенная система нелинейных уравнений, но путем некоторых преобразований она сводится к линейной задаче наименьших квадратов. В результате ее решения определяются калибровочные параметры, а также ориентация оси стенда в географической с.к. Описанный метод хорошо проявил себя как на модельных данных, так и в экспериментах с микромеханическим БИНС [2].

**Калибровка на основе ОФК.** Метод калибровки БИНС на основе ОФК впервые предложен, по-видимому, в [1]. Не вдаваясь в детали, приведем здесь его основные соотношения в удобных для нас обозначениях и упрощающих предположениях – смещение ЧМ относительно оси стенда равно нулю.

$$\dot{C} = [S_{\omega}\omega' + \boldsymbol{b}_{\omega} + K_{\beta}Z_{f}]_{\times}C - C[\boldsymbol{u}]_{\times}, \qquad Z_{f} = C\boldsymbol{g} - S_{f}\boldsymbol{f}'(t) - \boldsymbol{b}_{f}$$
  
$$\dot{S}_{\omega} = K_{S_{\omega}}Z_{f}, \qquad \dot{\boldsymbol{b}}_{\omega} = K_{b_{\omega}}Z_{f}, \qquad \dot{S}_{f} = K_{S_{f}}Z_{f}, \qquad \dot{\boldsymbol{b}}_{f} = K_{b_{f}}Z_{f}$$
(5)

Здесь *С* – оценка матрицы преобразования от географической к приборной с.к.; *g*, *u* – векторы ускорения силы тяжести и угловой скорости вращения Земли в географической с.к.; *K*<sub>β</sub>, *K*<sub>S<sub>ω</sub></sub>, *K*<sub>b<sub>β</sub></sub>, *K*<sub>S<sub>f</sub></sub>, *K*<sub>b<sub>f</sub></sub> – коэффициенты обратной связи, вычисляемые из ковариационных соотношений фильтра Калмана [1], символ [*u*]<sub>×</sub> обозначает кососимметрическую матрицу векторного произведения. Алгоритм запускается несколько раз, при каждом новом вращении. При этом предыдущие оценки калибровочных параметров и их ковариационных матриц сохраняются, а матрица ориентации *С* в (5) и ее ковариации инициализируются заново. На остановках в алгоритм обычно вводятся обратные связи по дополнительным измерениям – так называемым инвариантным соотношениям [1], важнейшим из которых является *Z*<sub>g</sub> = *g* –  $||S_f f' + b_f||$ .

Следует отметить ряд обстоятельств. Во-первых, алгоритм ОФК, в отличие от метода Фурье, не использует информацию о характере вращения. Во-вторых, поскольку азимутальный угол плохо наблюдается, на начальных стадиях работы ОФК он склонен к дрейфу. Наконец, алгоритм

требует хорошего начального приближения, как по матрице ориентации, так и по значениям калибровочных параметров.

Сравнение алгоритмов и достижимой точности. Хорошо известно, что в линейных задачах с гауссовыми шумами при оценке постоянных параметров фильтр Калмана эквивалентен методу максимума правдоподобия (ММП) и является оптимальным по критерию минимума дисперсии. Когда шумы невелики, а оценки параметров близки к истинным значениям, ОФК почти не отличается от фильтра Калмана и, можно ожидать, дает оценки, близкие к оптимальным. Если корректно учесть всю имеющуюся дополнительную информацию, естественно ожидать, что погрешность ОФК близка к нижней границе Крамера-Рао (СRВ). Применительно к рассматриваемой задаче калибровки, на остановках ОФК использует всю информацию за счет инвариантных соотношений. При вращении же для корректного определения CRB следует учесть свойства вращения.

Анализ точностей проводился методом Монте Карло. Для построения модели вращения взяты данные реального эксперимента, где в качестве стенда использовался обычный шуруповерт, и методами идентификации построена авторегрессионная модель вращения, возбуждаемая белым шумом с интенсивностью  $\sigma_{\omega}$ , которая рассматривалась как параметр при анализе алгоритмов. Интенсивность белого шума гироскопов взята  $10^{-5}$  рад/с/ $\sqrt{\Gamma \mu}$ , интенсивность белого шума акселерометров -  $10^{-5}$  м/с<sup>2</sup>/ $\sqrt{\Gamma \mu}$ . Сделано три остановки и три вращения длительностью 320 с.

В следующей таблице приведены погрешности оценки калибровочной матрицы акселерометров в зависимости от неравномерности вращения. Строка CRB отвечает случаю, когда ОФК дополнен формирующим фильтром для угловой скорости вращения стенда.

$\sigma_{\omega}$	0	$10^{-4}$	10 <sup>-3</sup>	$10^{-2}$	10 <sup>-1</sup>	1
Фурье	1.8e – 07	2.4e – 07	1.5e – 06	2.1e – 05	3.8e - 04	0.0049
ОФК	9.7e – 08	9.7e – 08	9.7e – 08	9.7e – 08	9.7e - 08	9.7e – 08
CRB	2.9e – 09	2.2e – 09	9.8e – 08	9.8e - 08	9.8e - 08	9.8e – 08

В следующей таблице приведены погрешности оценки калибровочной матрицы гироскопов в зависимости от неравномерности вращения.

$\sigma_{\omega}$	0	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-3</sup>	10 <sup>-2</sup>	10 <sup>-1</sup>	1
Фурье	2.0e – 06	1.4e – 06	2.2e – 06	6.8e – 06	4.4e – 05	9.5e - 04
ОФК	1.0e – 07	1.0e – 07	1.0e – 07	1.0e – 07	1.0e – 07	1.0e - 07
CRB	6.8e – 10	6.2e – 09	1.0e – 07	1.0e – 07	1.0e – 07	9.9e – 08

Заключение. При равномерном вращении вала метод Фурье почти не уступает ОФК в точности, но оба они далеки от CRB. При неравномерном вращении метод Фурье существенно хуже ОФК, который, наоборот, близок к CRB. Преимуществом метода Фурье, однако, является гарантированная сходимость.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Parusnikov N.A.** Bench calibration problem for a strapdown inertial navigation system. Mechanics of solids. 2009. Vol.44, pp. 497-501.
- 2. Bolotin Y., Savin V. Turntable IMU calibration algorithm based on the Fourier transform technique. MDPI Sensors, 23(2):1045, 2023.

Yu.V. Bolotin. V.A. Savin, (Moscow State University). On the accuracy of some calibration methods for strapdown intertial navigation systems.

*Abstract.* We try to compare accuracy of two IMU calibration methods with the Cramer-Rao lower bound. The first algorithm is the extended Kalman filter and operates in the time domain. The second algorithm is based on the Fourier transform and is implemented in the frequency domain. These algorithms use different information about the calibration procedure. We try to construct a third algorithm, which incorporates all available information and treat its accuracy as an approximation to the Cramer-Rao lower bound. The algorithms are compared by Monte-Carlo simulation.

Д. А. КАЦАЙ, Н. В. ДУДАРЕВ, В. А. СУРИН, Н. И. ЦИОПЛИАКИС, А. А. КУЗНЕЦОВ, А.А. КОЛЕНЧУК, С.С. ЛЫСОВ (Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет))

# КОМПЛЕКСИРОВАННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ РАДАРНО-СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА С ТЕХНИЧЕСКИМ ЗРЕНИЕМ

Рассматривается навигационная система, реализуемая на базе комплексирования нескольких систем навигации: бесплатформенная инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, радионавигационная система и система на основе технического зрения. Описана общая схема взаимодействия подсистем, методов их работы и предварительная апробация подсистем в составе макетного комплекса. Результаты моделирования послужат основой для построения демонстратора комплексной навигационной системы подвижного объекта.

Введение. Точная посадка подвижного объекта при любых условиях окружающей среды ограничена возможностями отдельно взятых систем навигации. Посадка является завершающим и наиболее сложным этапом полета любого подвижного объекта, на который приходится основная доля происшествий [1, 2]. Применение бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в качестве базового элемента навигационной системы с учётом накопленного опыта эксплуатации, является проверенным и надёжным средством навигации. Возросшие требования к надежности и точности навигационных систем можно удовлетворить путем комплексирования различных источников информации о положении подвижного объекта в пространстве: техническое зрение, спутниковая навигация и наземные радионавигационные системы посадки. Каждый из источников информации имеет свои физические границы применения. Комплексное использование нескольких информационных систем позволит использовать их сильные стороны и минимизировать погрешности навигационных данных.

**Цель работы** – разработать комплексированную навигационную систему, обеспечивающую совокупный положительный эффект, превышающий эксплуатационные характеристики каждой из подсистем в отдельности.

### Задачи исследования:

- разработать алгоритм комплексирующего фильтра сильносвязной НС с линейной вычислительной сложностью и уменьшенной погрешностью линеаризации уравнений измерений.
- сформировать адаптивные модели погрешностей для первичных источников информации;
- разработать алгоритм повышения точности спутниковой радионавигационной системы на этапе посадки;
- разработать алгоритм обработки данных с нескольких угломерных радаров, позволяющий определять координаты и угловые положения объекта на финальном этапе полета;
- разработать нейронную сеть для обнаружения объектов интереса в условиях недостаточной видимости.

1. Принципы комплексирования навигационной системы. Предложенная в статье комплексированная инерциальная радарно-спутниковая навигационная система с техническим зрением состоит из нескольких подсистем, имеющих каждая свою область применения на разных этапах полёта подвижного объекта. Основным элементом системы является БИНС, осуществляющая навигацию на всех этапах перемещения подвижного объекта. Для нивелирования характерной БИНС накапливаемой погрешности навигационных параметров, применяются дополнительные подсистемы: спутниковая радионавигационных система (СРНС), наземная радарная система [3, 4] и техническое зрение. Применение СРНС, являющейся глобальной навигационной системой, позволяет корректировать БИНС на всех этапах движения объекта [5, 6]. При этом на конечном этапе посадки, когда требуется высокая точность позиционирования объекта, применяются подсистемы локальной навигации: наземная радарная система и техническое зрение.

Применение данных подсистем позволяет осуществлять навигацию с учётом различных факторов окружающей среды. В частности, применение радарной системы предпочтительно при снижении оптической прозрачности среды, происходящей, например, по причине высокого содержания пыли в воздухе. Применение технического зрения предпочтительно в условиях наличия радиоволновых помех.

2. Математические модели подсистем. Определение координат объекта с применением навигационных подсистем имеет свои особенности, представленные ниже.

**Определение координат с использованием спутниковой навигационной системы.** Эфемериды спутников содержат информацию, необходимую и достаточную для вычисления мгновенных координат подвижный объект в момент наблюдений. Эта задача принимает форму задачи нахождения точек пересечения трёх сфер (рис. 1).



Рис. 1. Задача нахождения точек пересечения трёх сфер

Решение задачи нахождения точек пересечения трёх сфер является решением нелинейной системы трёх квадратных уравнений с тремя неизвестными (1):

 $\begin{cases} (X - X_0)^2 + (Y - Y_0)^2 + (Z - Z_0)^2 = r_0^2 \\ (X - X_1)^2 + (Y - Y_1)^2 + (Z - Z_1)^2 = r_1^2 \\ (X - X_2)^2 + (Y - Y_2)^2 + (Z - Z_2)^2 = r_2^2 \\ где X, Y, Z - координаты подвижный объект;$ X<sub>i</sub>, Y<sub>i</sub>, Z<sub>i</sub> - координаты*n*-го спутника, где $i=0...2; \end{cases}$ 

 $r_i$  – расстояния от *n*-го спутника до подвижного объекта, где i=0...2.

**Определение координат с использованием наземной радарной системы.** Метод определения координат через взвешенную сумму двух пеленгов иллюстрирует рисунок 2. Находим точки, в которых векторы пеленгов p1 и p2 находятся на минимальном расстоянии друг от друга. Координаты цели находятся как взвешенная координат точек Pt1 и Pt2 с учетом расстояний до пеленгаторов.



Из направляющих косинусов пеленгаторов получаем вспомогательные выражения (с-сокращенное обозначение cos):

$$a_1 = \operatorname{caz} \cdot \operatorname{cbx} - \operatorname{cax} \cdot \operatorname{cbz}$$

$$a_2 = \operatorname{cay} \cdot \operatorname{cbz} - \operatorname{caz} \cdot \operatorname{cby}$$

$$a_3 = \operatorname{cax} \cdot \operatorname{cby} - \operatorname{cay} \cdot \operatorname{cbx}$$

$$b_1 = \operatorname{cax} \cdot (z_1 - z_2) - \operatorname{caz} \cdot (x_1 - x_2)$$

$$b_2 = \operatorname{caz} \cdot (y_1 - y_2) - \operatorname{cay} \cdot (z_1 - z_2)$$

$$b_3 = \operatorname{cay} \cdot (x_1 - x_2) - \operatorname{cax} \cdot (y_1 - y_2)$$

Рис. 2. Получение взвешенной суммы от двух пеленгов

Находим точки на прямых

$$\mathbf{t}_{1} = -\frac{\sum_{i=1}^{3} a_{i} \mathbf{b}_{i}}{\sum_{i=1}^{3} a_{i}^{2}}, \mathbf{t}_{2} = -\frac{\sum_{i=1}^{3} c_{i} d_{i}}{\sum_{i=1}^{3} c_{i}^{2}}$$

и координаты в геостационарной системе координат:

$$T_1 = (x_2 + t_1 cbx; y_2 + t_1 cby; z_2 + t_1 cbz),$$
  

$$T_2 = (x_1 + t_2 cax; y_1 + t_2 cay; z_1 + t_2 caz).$$

Взвешенная сумма является координатами цели: P =  $\frac{T_2 t_2 + T_1 t_1}{t_1 + t_2}$ 

**Определение координат с использованием технического зрения.** Техническое зрение применимо в случае, если имеется возможность наблюдать объекты на земле, к которым можно привязать координаты ЛА. Для связи координат камеры и координат реального мира используется формула [7]:

$$s \, p = A[R|t]P_w \tag{x}$$

где  $P_w$  – трехмерная точка, выраженная относительно мировой системы координат, p - 2D пиксель в плоскости изображения, A – внутренняя матрица камеры, [R|t] - вращение и перемещение, которые описывают изменение координат из мировой системы координат в систему координат камеры (или кадр камеры), s – произвольное масштабирование проективного преобразования (не часть модели камеры).

Для более точного расчёта требуется выявлять ключевых точки наблюдаемых объектов, знать характеристики этих объектов и отслеживать их на поступающем видеопотоке. Простые объекты типа графических маркеров могут быть легко обнаружены и классифицированы с помощью традиционных алгоритмических методов, для более сложных объектов требуется применение методов искусственного интеллекта.



Рис. 3. Обнаружение маркера: а) алгоритм без помехи; б) алгоритм + помеха; в) нейросеть + помеха

Внешние воздействия в виде вибрационных помех, погодных условий и другие могут негативно воздействовать на обнаружение объектов. Нейросетевые методы обнаружения частично решают данную проблему (рис. 4), но при этом увеличивается погрешность определения ключевых точек на изображении. Оценка погрешности определения ключевых точек [8] напрямую влияет на расчет навигационных параметров.

После обработки видеопотока, вычисленные навигационные параметры передаются в далее для комплексирования. Другая информация,

которая может быть получена системой технического зрения также может быть использована в других система ЛА для принятия решений [9].

**3.** Сильносвязная схема комплексирования. При построении комплексированной инерциально-спутниковой навигационной системы с техническим зрением по сильносвязной схеме необходимо предложить решения, обеспечивающие:

- Снижение вычислительной сложности. Сильносвязная схема предполагает совместную обработку данных большого (и переменного) числа первичных источников информации, в качестве которых выступают визуальные признаки на изображениях, спутниковые данные.
- Уменьшение погрешности от линеаризации функций измерений. Исходные измеряемые величины связанны с навигационными параметрами нелинейными зависимостями, и в ряде случаев их линеаризация приводит к значительным ошибкам оценивания.
- Адаптивность моделей погрешностей. Для оптимального комплексирования данных и контроля нарушений работы комплексирующего фильтра необходимо иметь приближенные к реальности оценки статистических параметров погрешности первичных источников информации.

Заключение. Комплексированная инерциальная радарно-спутниковая навигационная система с техническим зрением обеспечивает глобальность навигации, высокую точность позиционирования на этапе посадки с сохраняет работоспособности при неблагоприятных внешних факторах. Дальнейшие исследования направлены на проработку вопросов сильносвязанной схемы комплексирования её подсистем, разработку и экспериментальное исследование комплексированной инерциальной радарно-спутниковой навигационная система с техническим зрением в целом, частично защищенные патентом на изобретение [10].

Работа проводится в рамках государственного задания № FENU-2024-0004 (2024024ГЗ).

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Осипов Ю. В.** Требования к средствам и программам обучения операторов БПЛА в беспилотных авиационных системах // Вооружение. Политика. Конверсия. М.: «Воентехлит», №. 3. 2011. С. 99.
- Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide O 1959–2016. Режим доступа: http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about\_bca/pdf/statsum.pdf (дата обращения: 30.12.2023).
- 3. Сосновский А. А., Хаймович И.А. Авиационная радионавигация. Справочник. М.: Транспорт, 1980. 264 с.
- 4. Сосновский А. А., Хаймович И.А., Шолупов Е.И. Радиомаячные системы посадки самолетов. М.: Машиностроение, 1974. 256 с.
- 5. **Михайлов С., Кульнев В.** Анализ направлений и состояния разработок функциональных дополнений к спутниковым радионавигационным системам // Беспроводные технологии. 2006. №3. С. 61–69.
- 6. **Арефьев, Р.О.** Методы повышения точности ГЛОНАСС в зоне аэродрома путем оптимизации размещения сети псевдоспутников: диссертация канд. техн. Наук. М., 2017. 162 с.
- 7. Camera Calibration and 3D Reconstruction [Электронный ресурс], Режим доступа: docs.opencv.org/4.x/d9/d0c/group calib3d.html
- Zhu, Chen & Meurer, Michael & Günther, Christoph. (2022). Integrity of Visual Navigation Developments, Challenges, and Prospects. Navigation, Journal of the Institute of Navigation. 69.
- 9. Али Б., Садеков Б., Цодокова В. Алгоритмы навигации беспилотных летательных аппаратов с использованием систем технического зрения // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30, № 4(119). С. 87-105.
- Патент № 2769016 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/62, G01C 21/00, B64F 1/18. Система управления посадкой многоразовой ракеты с искусственным интеллектом : № 2021123863 : заявл. 11.08.2021 : опубл. 28.03.2022 / С. Д. Ваулин, Д. А. Кацай, В. А. Сурин, Н. И. Циоплиакис ; заявитель Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Южно-Уральский государственный университет.

D. A. Katsay, N. V. Dudarev, V. A. Surin, N. I. Tsiopliakis, A. A. Kuznetsov, A.A. Kolenchuk, S.S. Lysov (Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education "South Ural State University (national research university)", Chel-yabinsk). Complexed Inertial Radar-Satellite Navigation System with Technical Vision

*Abstract.* We consider a navigation system implemented on the basis of integrating several navigation systems: a strapdown inertial navigation system, a satellite navigation system, a radio navigation system and a system based on technical vision. The general scheme of interaction of subsystems, methods of their operation and preliminary testing of subsystems as part of a prototype complex are described. The simulation results will serve as the basis for building a demonstrator of an integrated navigation system for a moving object.

### А. В. ФОМИЧЕВ (ПАО «МИЭА», Москва)

# О ВЛИЯНИИ РАССИНХРОНИЗАЦИИ ИЗМЕРЕНИЙ В ТРАКТАХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ПОГРЕШНОСТИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Рассматривается влияние рассинхронизации измерений инерциальных датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на ошибки навигационного решения. Изучаются принципиальные вопросы их исследования на основе теории ошибок БИНС и проводится качественный анализ. Описываются характерные эффекты от рассинхронизации, наблюдаемые в стендовых экспериментах и эксплуатации, позволяющие выявить, оценить и скомпенсировать рассинхронизации.

Введение. Рассинхронизация измерений инерциальных датчиков БИНС при определенных условиях может вносить существенный вклад в ошибки навигационного решения. Причиной рассинхронизации обычно являются аппаратные или программные особенности БИНС, либо обработка измерений датчиков, например, фильтрация. Различным аспектам данной проблемы были посвящены, например, работы [1-6], перечисленные в хронологическом порядке. В них анализировались различные модели задержек, включая частотнозависимые случаи ошибок датчиков угловой скорости (ДУС), приводились планы отдельных экспериментов, позволяющих выявить и оценить величины рассинхронизаций.

Предлагаемый доклад посвящен анализу задачи на основе уравнений ошибок БИНС с учетом разделения ошибок на кинематические и динамические составляющие [7]. Показано, что рассинхронизации и другие искажения сигналов инерциальных датчиков эквивалентны некоторым приведенным дрейфам тракта ДУС в кинематической группе уравнений ошибок БИНС и приведенным смещениям нулевых сигналов акселерометров БИНС в динамической группе.

Для простейшего, но практически важного, случая постоянных задержек приводятся планы стендовых экспериментов, позволяющие выявить и оценить величины рассинхронизаций в трактах акселерометров, в трактах ДУС и рассинхронизации между датчиками одного типа. Описаны отличия между стендовыми экспериментами и маневрами с существенными перегрузками.

Анализ влияния рассинхронизаций на основе уравнений ошибок: общие положения и качественный анализ. Любые погрешности в трактах инерциальных датчиков сводятся к приведенным дрейфам и смещениям нулей в правых частях уравнений ошибок БИНС, зависящих от координатных систем, используемых для решения навигационной задачи. В околоземной навигации обычно используется опорный трехгранник x с осями  $x_1$ ,  $x_2$  в горизонтальной плоскости (касательной к модельному земному эллипсоиду для точек на его поверхности) и той или иной азимутальной ориентацией. Для него система уравнений ошибок имеет вид [7]:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r_{1}} &= \delta V_{1} + \beta_{3} V_{2}' - \left(\alpha_{2} - \frac{\Delta r_{1}}{a}\right) V_{3}' + \Omega_{3}' \Delta r_{2}', \\ \Delta \dot{r_{2}} &= \delta V_{2} - \beta_{3} V_{1}' + \left(\alpha_{1} + \frac{\Delta r_{2}}{a}\right) V_{3}' - \Omega_{3}' \Delta r_{1}', \end{aligned}$$
(1)  
$$\begin{aligned} \delta \dot{V_{1}} &= -g\alpha_{2} + \left(\Omega_{3}' + 2u_{3}'\right) \delta V_{2} - \left(\Omega_{2}' + 2u_{2}'\right) \delta V_{3} + \Delta f_{1}, \\ \delta \dot{V_{2}} &= g\alpha_{1} - \left(\Omega_{3}' + 2u_{3}'\right) \delta V_{1} + \left(\Omega_{1}' + 2u_{1}'\right) \delta V_{3} + \Delta f_{2}, \\ \dot{\alpha}_{1} &= -\frac{\delta V_{2}}{a} + \omega_{3}' \alpha_{2} - u_{2}' \beta_{3} - u_{3}' \frac{\Delta r_{1}}{a} + v_{1}, \\ \dot{\alpha}_{2} &= \frac{\delta V_{1}}{a} - \omega_{3}' \alpha_{1} + u_{1}' \beta_{3} - u_{3}' \frac{\Delta r_{2}}{a} + v_{2}, \\ \dot{\beta}_{3} &= \omega_{3}' \left(\alpha_{1} + \frac{\Delta r_{2}}{a}\right) - \omega_{1}' \left(\alpha_{2} - \frac{\Delta r_{1}}{a}\right) + v_{3}, \end{aligned}$$

где индекс 1, 2 или 3 указывает ось трехгранника у – образа трехгранника х, вычисленного которому БИНС, отнесен любой параметр с индексом, к  $\Delta r_i$  – ошибки положения,  $\delta V_i$  – динамические ошибки скорости,  $\alpha_i$  – динамические ошибки вертикали,  $\beta_3$  – азимутальная кинематическая ошибка,  $V'_i$  – компоненты вектора вычисленной скорости относительно Земли в трехграннике x, а – экваториальный радиус Земли,  $\Omega'_{i}$  – компоненты вектора угловой скорости модельного опорного трехгранника y,  $u'_{i}$  – компоненты угловой скорости Земли вектора В осях трехгранника у,  $\omega'_i$  – компоненты вектора абсолютной угловой скорости трехгранника у собственных осях, Δfi – приведенные погрешности тракта акселерометров в проекциях на оси трехгранника у, vi – приведенные погрешности тракта ДУС в проекциях на оси трехгранника у.

Приведенными погрешностями в осях приборного трехгранника *p*, связанного с осями чувствительности БИНС, называются разности измеренных и идеальных сигналов датчиков. Для ДУС  $v_p = \omega'_p - \omega_p$ , где  $\omega'_p$  – измеренное блоком ДУС значение идеальной угловой скорости  $\omega_p$ , аналогично для акселерометров  $\Delta f_p = f'_p - f_p$  где  $f'_p$  и  $f_p$  измеренные и идеальные сигналы акселерометров соответственно. Величины  $\Delta f_i$  и  $v_i$  в правой части (1) получаются пересчетом  $v_p$  и  $\Delta f_p$  в трехгранник *y*:

$$\Delta f_{y} = D'_{zp} \Delta f_{p}, \quad v_{y} = -D'_{zp} v_{p}, \tag{2}$$

для которого используется матрица  $D'_{zp}$ , вычисленная БИНС, в которую входит кинематическая ошибка ориентации, приводящая к появлению еще одного – квазиприборного – трехгранника *z* [7]. Для случая постоянных задержек

$$f'_{p}(t) = \begin{bmatrix} f_{p_{1}}(t-\tau_{1}^{a}) \\ f_{p_{2}}(t-\tau_{2}^{a}) \\ f_{p_{3}}(t-\tau_{3}^{a}) \end{bmatrix} \simeq f_{p}(t) - \begin{bmatrix} \dot{f}_{p_{1}}(t)\tau_{1}^{a} \\ \dot{f}_{p_{2}}(t)\tau_{2}^{a} \\ \dot{f}_{p_{3}}(t)\tau_{3}^{a} \end{bmatrix}, \quad \omega'_{p}(t) = \begin{bmatrix} \omega_{p_{1}}(t-\tau_{1}^{g}) \\ \omega_{p_{2}}(t-\tau_{2}^{g}) \\ \omega_{p_{3}}(t-\tau_{3}^{g}) \end{bmatrix} \simeq \omega_{p}(t) - \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{p_{1}}(t)\tau_{1}^{g} \\ \dot{\omega}_{p_{2}}(t)\tau_{2}^{g} \\ \dot{\omega}_{p_{3}}(t)\tau_{3}^{g} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где  $\tau_i^a$ ,  $\tau_i^g$  – задержки в трактах акселерометров и ДУС соответственно, в сокращенной записи:  $\Delta f_{p_i}^{\tau} = -T^a \dot{f}_p$ ,  $v_p^{\tau} = -T^g \dot{\omega}_p$ ,  $T^a = \text{diag}[\tau_i^a]$ ,  $T^g = \text{diag}[\tau_i^g]$ . На основе (1) – (3) путем численного моделирования анализируется влияние рассинхронизаций на произвольной траектории. За счет модификации (3) возможно обобщение на любые модели задержек или искажений измерений. Из (3) следует, что влияние рассинхронизаций наиболее заметно на фоне интенсивных маневров, когда производные в правых частях велики по модулю.

Отдельный интерес представляют случаи маневров, коротких в сравнении с периодом Шулера и стендовые эксперименты, для которых ускорение измерительного центра БИНС мало, и в измерениях акселерометров доминируют проекции g. В этих случаях воздействия можно считать импульсными и построить приближенные аналитические оценки. При воздействии по трактам акселерометров за время маневра накапливаются ошибки скорости

$$\delta V_1(T) \simeq \int_0^T \Delta f_1^\tau(t) dt, \ \delta V_2(T) \simeq \int_0^T \Delta f_2^\tau(t) dt, \tag{4}$$

где правые части вычисляются по формулам (2) и (3), а *T* – время маневра. На графиках ошибок наблюдаются «ступенеобразные» накопления ошибок скорости. При воздействии по тракту гироскопов изменяется кинематическая ошибка ориентации, описываемая уравнением

$$\dot{\beta}_{y} = \hat{\omega}_{y}^{\prime} \beta_{y} + v_{y}^{\tau} \approx v_{y}^{\tau}, \ \hat{\omega}_{y}^{\prime} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{3}^{\prime} & -\omega_{2}^{\prime} \\ -\omega_{3}^{\prime} & 0 & \omega_{1}^{\prime} \\ \omega_{2}^{\prime} & -\omega_{1}^{\prime} & 0 \end{bmatrix}, \ \left| \omega_{y}^{\prime} \right| \ll 1.$$
(5)

Здесь и далее крышкой отмечается оператор такой, что  $\hat{a}b = -a \times b$ . Отсюда

$$\dot{\beta}_{y}^{\tau} = v_{y}^{\tau}, \ \beta_{y}^{\tau} = \int_{0}^{T} v_{y}^{\tau}(t) dt, \ \delta \dot{V}_{y} = \hat{\beta}_{y} g_{y} = -\hat{g}_{y} \beta_{y}, \ \delta V_{y}(T) = \hat{g}_{y} \int_{0}^{T} \beta_{y}^{\tau}(t) dt.$$
(6)

Из (4) и (6) следует, что ошибка от рассинхронизации акселерометров зависит от действующих перегрузок. Ошибка от рассинхронизации ДУС определяется проекцией g, обусловленной ошибкой ориентации из-за рассинхронизации ДУС. Отметим, что составляющая  $\beta_y^{\tau}$  входит в уравнения (1) как часть вектора ошибки  $\alpha_y$ , поскольку  $\alpha_y = \beta_y + \gamma_y$  [7], а составляющая  $\beta_y^{\tau}$ 

входит в  $\beta_v$ .

Показано, что для стендовых экспериментов, если допустимо считать, что акселерометры измеряют текущие проекции *g*, а ускорения от движения малы в сравнении с *g*, то для одинаковых задержек по всем трем осям акселерометров

$$\delta V_{y} = \tau^{a} I \times g_{x} = g \tau^{a} \left[ I_{2}, -I_{1}, 0 \right]^{T}, \quad \left[ I_{1}, I_{2}, I_{3} \right]^{T} = \int_{0}^{T} D'_{zp}(t) \omega'_{p}(t) dt, \tag{7}$$

а для одинаковых задержек в трактах ДУС выражение для ошибки отличается знаком:

$$\delta V_{v}(T) = -g \tau^{g} I \times g_{x} = g \tau^{g} \left[ -I_{2}, I_{1}, 0 \right]^{T}.$$
(8)

Можно установить аналогичные формулы для отличающихся задержек по разным осям и описаны планы экспериментов, позволяющие выделить и оценить рассинхронизации на фоне инструментальных погрешностей. Например, несовпадающие задержки в трактах акселерометров можно оценить при последовательных разворотах относительно осей чувствительности. Рассинхронизации ДУС оцениваются при качке относительно горизонтальной оси, образующей углы в 45° между осями чувствительности [4-6].

Оценки рассинхронизаций, полученные в экспериментах, можно использовать для коррекции измерений акселерометров по формулам (3), и корректировать вычисленную ориентацию  $D'_{zp} \rightarrow D'_{zp} (E + T^{g} \omega_{p})$ , где  $T^{g} \omega_{p}$  - кососимметрический оператор, отвечающий вектору  $T^{g} \omega_{p}$ , перед пересчетом (2) удельной силы в опорный трехгранник.

Заключение. Показано, что погрешности от задержек в трактах датчиков угловой (ДУС) скорости приводятся к эквивалентным дрейфам в правой части кинематической группы уравнений ошибок, а погрешности от задержек в трактах акселерометров – к эквивалентным смещениям нулевых сигналов акселерометров в правой части уравнений динамической группы. Это позволяет моделировать эффекты от рассинхронизации на произвольных траекториях и для любых моделей задержек или искажений сигналов датчиков.

Для случая маневров, коротких в сравнении с периодом Шулера, и постоянных задержек получены приближенные аналитические выражения, которые удобно использовать для анализа рассинхронизации в стендовых экспериментах. Установлено, что для быстрого маневра ошибки скорости от задержек акселерометров определяются траекторией и действующими перегрузками, а для рассинхронизации в тракте ДУС ошибки скорости обусловлены проекцией g (а не перегрузкой от движения), вызванной кинематической ошибкой вычисления ориентации из-за задержек.

Для случая одинаковых задержек всех трех акселерометров или всей триады ДУС развороты в стендовом эксперименте приводят к одинаковым выражениям, отличающихся знаком, если развороты выполняются так, что в измерениях акселерометров доминируют проекции *g*. Можно привести планы экспериментов, позволяющие оценить задержки, не совпадающие по разным осям [5, 6].

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Marc J. G., Tazartes D. A. Application of Coning Algorithms to Frequency Shaped Gyro Data. 6<sup>th</sup> Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. RTO meeting proceeding 43. 1999.
- Слюсарь В. М. Актуальные вопросы проектирования алгоритмов ориентации БИНС. Часть 3. Анализ-синтез алгорритмов с учетом влияния частотных характеристик гироскопов // Гироскопия и навигация. № 4(55) 2006.

- 3. Кухтевич С. Е., Рафельсон В. Ф., Фомичев А. В. О погрешностях БИНС, обусловленных несинхронностью трактов измерения угловых скоростей и линейных ускорения и геометрией блока акселерометров. Труды МИ-ЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2011. № 3. С. 86-65.
- **4.** Златкин Ю. М., Калногуз А. Н., Воронченко В. Г. и др. Лазерная БИНС для ракеты-носителя «Циклон-4». Гироскопия и навигация. 2013. № 2(81).
- 5. Богданов О. Н., Фомичев А. В. О влиянии задержек в трактах датчиков угловой скорости на точность навигационного решения бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. № 2 (101). С. 15-28.
- 6. Козлов А. В., Капралов Ф. С., Фомичев А. В. Методика калибровки рассинхронизации гироскопических трактов БИНС. В сборнике: XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. 2019. С. 153-157.
- 7. Голован А. А., Парусников Н. А. Математические основы навигационных систем. Часть І. Математические модели инерциальной навигации. 3-е изд., испр. и доп. М.: МАКС Пресс, 2011. 136 с.

# A.V. Fomichev (Moscow institute of electromechanics and automatics, JSC, Moscow). On the effect of measurement desynchronization in inertial sensors on error of a strapdown inertial navigation system

*Abstract.* The influence of the desynchronization of measurements of inertial sensors of a strapdown inertial navigation system (SINS) on navigation solution errors is considered. The fundamental issues of their research are studied on the basis of the theory of BINS errors and a qualitative analysis is carried out. The characteristic effects of out-of-sync observed in bench experiments and operation are described, which make it possible to identify, evaluate and compensate for out-of-sync.

#### Е.В. ДРАНИЦЫНА и «ШНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санка

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

Д.А. ГОНТАРЬ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

# АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ НАВИГАЦИОННОЙ КАЛИБРОВКИ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ К НЕТОЧНОСТИ ЗНАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОЦЕНИВАЕМЫХ ВЕЛИЧИН

Описывается модель погрешностей инерциальных датчиков (ИД), сформулирована задача рекуррентной фильтрации погрешностей бесплатформенных инерциальных навигационных систем, направленная на их уточнение в рамках навигационной калибровки, при наличии эталонной информации о координатах и скорости движения. Проанализирована чувствительность задачи фильтрации к неточности задания параметров моделей (как диапазонов оцениваемых величин, так и шумовые составляющих выходных сигналов), определяющих свойства сигналов ИД, при проведении навигационной калибровки.

Введение. При построении бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) большая часть нагрузки по обеспечению требуемой точности ложится на инерциальные датчики (ИД): акселерометры и гироскопы, которые в данном случае работают в большом диапазоне угловых скоростей и линейных ускорений. Уровень точности БИНС в значительной степени определяется погрешностями калибровки ИД в составе инерциальных измерительных модулей (ИИМ). Калибровка ИД БИНС по прямым измерениям предъявляет жёсткие требования к стендовому оборудованию и не доступна для проведения в полевых условиях, поэтому в настоящее время широко используется метод уточнения составляющих модели погрешностей ИД при решении задачи фильтрации погрешностей БИНС. В этом случае задача калибровки решается в рамках байесовского подхода как задача рекуррентной фильтрации погрешностей БИНС с использованием алгоритма фильтра Калмана (ФК). В качестве измерений выступают разности вырабатываемых БИНС и эталонных значений составляющих линейной скорости движения и координат объекта. Оцениваемые составляющие моделей погрешностей ИД включаются в состав вектора состояния системы. Будем называть такой метод уточнения коэффициентов моделей погрешностей ИД калибровкой по навигационному решению БИНС.

Такая постановка задачи калибровки обладает рядом неоспоримых преимуществ [1, 2, 3]: оценки калибруемых параметров согласованы между собой, а их совокупность обеспечивает минимизацию погрешностей выходных навигационных параметров, не предъявляются жесткие требования к точности задания испытательных режимов, и, наконец, не требуется запись выходных данных ИД, что позволяет решать задачу непосредственно в собственном вычислителе БИНС в режиме реального времени. Основными недостатками такого метода калибровки является длительная сходимость, необходимость создания динамики движений обеспечивающей наблюдаемость оцениваемых параметров и настройки ФК [4, 5]. Наиболее привлекательным такой метод калибровки становится при использовании автокомпенсационного вращения БИНС, позволяющего создать необходимую динамику движения.

При использовании ФК для оценки калибруемых параметров БИНС серьезным вопросом, требующим решения, остается вопрос настройки фильтра. В условиях объекта внешние воздействия могут отличаться, от тех при которых проходила настройка и соответственно могут измениться как диапазоны оцениваемых величин, так и шумовые составляющие выходных сигналов ИД. С целью обеспечения адекватности оценок калибруемых параметров в рамках настоящей работы предполагается на модельной задаче проанализировать чувствительность к неточности задания параметров моделей, определяющих свойства сигналов, при проведении навигационной калибровки.

Описание модели. Для решения задачи анализа чувствительности настройки ФК к неточности задания параметров моделей, определяющих свойства сигналов, была разработана модель, имитирующая выходные показания ИД с учетом их инструментальных погрешностей в зависимости от выбранного закона углового движения ИИМ и работу навигационного алгоритма БИНС. В работе рассматривалась следующая модель погрешностей акселерометров  $\Delta a_i$  и гироскопов  $\Delta \omega_i$ , j = x, y, z:

$$\begin{aligned} \Delta\omega_{x} \\ \Delta\omega_{y} \\ \Delta\omega_{z} \end{aligned} = \begin{bmatrix} \Delta\omega_{0x} \\ \Delta\omega_{0y} \\ \Delta\omega_{0z} \end{aligned} + \begin{bmatrix} \Delta M_{\omega x} & G_{xz} & G_{xy} \\ G_{yz} & \Delta M_{\omega y} & G_{yx} \\ G_{zy} & G_{zx} & \Delta M_{\omega z} \end{aligned} \begin{bmatrix} \omega_{x} \\ \omega_{y} \\ \omega_{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_{\omega x} \\ \eta_{\omega y} \\ \eta_{\omega z} \end{bmatrix},$$
(1)

$$\begin{bmatrix} \Delta a_x \\ \Delta a_y \\ \Delta a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta a_{0x} \\ \Delta a_{0y} \\ \Delta a_{0z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta M_{ax} & 0 & 0 \\ A_{yz} & \Delta M_{ay} & 0 \\ A_{zy} & A_{zx} & \Delta M_{az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_{ax} \\ \eta_{ay} \\ \eta_{az} \end{bmatrix}.$$
(2)

Здесь  $\Delta i_{0j}$ , i = a,  $\omega$  – смещения нулей гироскопов и акселерометров;  $\Delta M_{ij}$  – погрешность масштабного коэффициента;  $A_{yz}$ ,  $A_{zx}$ ,  $A_{zy}$ , – неортогональность осей связанной с ИИМ системы координат (СК), построенной на ортах акселерометров [6];  $G_{xy}$ ,  $G_{xz}$ ,  $G_{yx}$ ,  $G_{yz}$ ,  $G_{zx}$ ,  $G_{zy}$  – углы отклонения измерительных осей блока гироскопов от связанной с ИИМ СК;  $\omega_j$ ,  $a_j$  – проекции угловой скорости и кажущегося ускорения на оси связанной с ИИМ СК;  $\eta_{ij}$  – шумовые составляющая выходных сигналов ИД, описанные несмещенным белым шумом.

Все составляющие модели погрешностей ИД задавались в виде случайных констант с определенным значением средней квадратической погрешности (СКП). Значения СКП выбирались из диапазонов свойственных гироскопам навигационного класса точности [7] и кварцевым акселерометрам [8]. Динамика движения выбиралась таким образом, чтобы при наличии двух осей вращения можно было обеспечить разделение и наблюдаемость всех составляющих модели погрешностей (1)-(2). При этом анализировались матрица наблюдаемости системы и работа ковариационного канала ФК [4,9].

При решении задачи фильтрации погрешностей БИНС они могут быть представлены моделью, линеаризованной относительно истинных текущих значений кинематических параметров движения [10], полученных по алгоритмам идеальной работы [11]:

$$x_{k+1} = \Phi_{k/k+1} \cdot x_k + \Gamma_{k/k+1} \cdot w_k,$$
  

$$z_{k+1} = H_{k+1} \cdot x_{k+1} + v_{k+1},$$
(3)

где

 $x = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \gamma & \Delta V_E & \Delta V_N & \Delta V_H & \Delta \varphi & \Delta \lambda & \Delta h & \Delta \omega_{0x} & \Delta \omega_{0y} & \Delta \omega_{0z} & \Delta a_{0x} & \Delta a_{0y} & \Delta a_{0z} \\ \Delta M_{\omega x} & \Delta M_{\omega y} & \Delta M_{\omega z} & \Delta M_{ay} & \Delta M_{az} & G_{xy} & G_{xz} & G_{yx} & G_{yz} & G_{zx} & G_{zy} & A_{yz} & A_{zy} \end{bmatrix}^T$ вектор состояния системы размерностью 30х1, учитывающий погрешности БИНС в построении географического трехгранника *ENH*  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ , выработке составляющих вектора линейной скорости  $\Delta V_E$ ,  $\Delta V_N$ ,  $\Delta V_H$  и географических координат  $\Delta \varphi$ ,  $\Delta \lambda$ ,  $\Delta h$ , а также составляющие модели погрешностей ИД (1)-(2).

В качестве измерений в задаче фильтрации здесь выступали погрешности вырабатываемых БИНС навигационных параметров  $\Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H, \Delta \varphi, \Delta \lambda, \Delta h$ , определенные при наличии известных координат места установки.

Анализ чувствительности оценок калибруемых параметров к неточности настройки ФК. СКП оцениваемых констант принимались в качестве начальных значений элементов матрицы ковариации, а СКП белошумной составляющей выходного сигнала – элементов матрицы порождающих шумов погрешностей БИНС в построении географического трехгранника и выработки составляющих вектора линейной скорости (для всех остальных задавались равными нулю). Результаты моделирования представлены на рисунке 1(а). По графикам видно, что значения оценок калибруемых параметров быстро сходятся к истинным значениям (обозначены на графиках пунктирными линиями). На рисунке 1(б) представлена работа ковариационного канала ФК. На графиках приведено изменение корней квадратных из диагональных элементов матрицы ковариации с течением времени, отнесенных к начальному значению. По графикам видно, что уровень начальной неопределенности снижается для всех оцениваемых величин более, чем на порядок, что также говорит об уточняемости оцениваемых величин при использовании метода навигационной калибровки. Исключение составляют смещения нулей гироскопов, которые хуже оцениваются при фильтрации погрешностей БИНС при наличии высокой динамики движения, необходимой для оценки погрешностей масштабных коэффициентов и углов неортогональности ИД.





Рис. 2. Оценка неортогональностей измерительных осей гироскопов при неточном задании диапазонов изменения оцениваемых величин: а) при увеличении оцениваемой величины; б) при увеличении элементов матрицы ковариации.

На первом этапе анализировалась чувствительность к неточности задания диапазонов оцениваемых величин для чего величина СКП задания случайных констант калибруемых параметров увеличивалась на порядок, а настройки матрицы ковариации не менялись и наоборот, СКП оставались без изменений, а начальные значения элементов матрицы ковариации увеличивалась.

На рисунке 2 представлены результаты оценивания углов неортогональности гироскопов. При увеличении значения оцениваемой величины оценка довольно быстро приходит к истинному значению. При загрублении матрицы ковариации, наоборот длительность оценивания затягивается. Оценки остальных калибруемых параметров ведут себя схожим образом, что говорит об отсутствии необходимости загрублять элементы матрицы коварииации даже при наличии возможности значительного увеличения оцениваемых величин.На втором этапе анализировалась чувствительность к увеличению уровня шумов выходных сигналов ИД для чего величина СКП белошумной составляющей увеличивалась на порядок. Анализ работы оценочного и ковариационного каналов ФК показал, что при увеличении шумовой составляющей значительно искажаются оценки калибруемых параметров, хотя сходимость ковариационного канала при этом меняется незначительно. Даже при отсутствии в модельных данных инструментальных погрешностей ИД и наличии увеличенного шума оценки калибруемых параметров выходят на определенный уровень, значение которого определяется интенсивностью шума. Особенно увеличение шума сказывается на оценках погрешностей гороскопов, что не удивительно так как погрешности акселерометров напрямую входят в измерения, а погрешности гироскопов через погрешности построения вертикали места.

Заключение. Описана задача калибровки погрешностей ИД как задача рекуррентной фильтрации погрешностей БИНС с использованием алгоритма ФК. Проанализирована чувствительность задачи фильтрации к неточности задания параметров моделей, определяющих свойства сигналов ИД, при проведении навигационной калибровки. Анализ показал, что отсутствует необходимость загрублять элементы матрицы ковариации при наличии возможности значительного увеличения оцениваемых величин. А увеличение шумовой составляющей выходных сигналов ИД значительно искажает оценки калибруемых параметров, особенно гироскопов

> Исследование выполнено за счет гранта РНФ № 23-19-00626, https://rscf.ru/project/23-19-00626/

### ЛИТЕРАТУРА

- Farhangian F, Benzerrouk H, Landry R Jr. Opportunistic In-Flight INS Alignment Using LEO Satellites and a Rotatory IMU Platform. Aerospace. 2021; 8(10):280. https://doi.org/10.3390/aerospace8100280.
- 2. Sui J, Wang L, Huang T, Zhou Q. Analysis and Self-Calibration Method for Asynchrony between Sensors in Rotation INS. Sensors. 2018; 18(9):2921. https://doi.org/10.3390/s18092921
- 3. Zhang Q, Wang L, Liu Z, Feng P. An Accurate Calibration Method Based on Velocity in a Rotational Inertial Navigation System. Sensors. 2015; 15(8):18443-18458. https://doi.org/10.3390/s150818443
- 4. **Емельянцев Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П.** Об оценивании параметров модели погрешностей вращающегося измерительного модуля на ВОГ бесплатформенной ИНС в условиях объекта // Гироскопия и навигация. Том 29. №4 (115), 2021. С. 97-114. DOI 10.17285/0869-7035.0075.
- Li J, Su L, Wang F, Li K, Zhang L. An Improved Online Fast Self-Calibration Method for Dual-Axis RINS Based on Backtracking Scheme. Sensors. 2022; 22(13):5036. https://doi.org/10.3390/s22135036
- 6. **Емельянцев, Г.И.** О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трёхгранника / Г.И. Емельянцев, Б.А. Блажнов, Е.В. Драницына, А.П. Степанов // Гироскопия и навигация. 2016. № 1(92). С. 36–48.
- 7. Lefevre H.C. The Fiber Optic Gyroscope, 3rd ed. Norwood: Artech House Publishers, 2022. 512 p.
- 8. **Матвеев, В.В.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. СПб.: ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2009. 280 с
- 9. **Е.В. Драницына, А И. Соколов.** Вращение инерциального измерительного модуля как способ повышения точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Аналитический обзор // Гироскопия и навигация. Том 31. №4 (123), 2023.
- Степанов, А.О. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации.
   Ч.1. Введение в теорию оценивания / Изд. 2-е, испр. и доп. / А.О. Степанов. СПб.: ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2010.– 509 с.
- Емельянцев, Г. И. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Г.И. Емельянцев, А.П. Степанов / Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова СПб.: ГНЦ РФ АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2016. 394 с.

E.V. Dranitsyna (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg), D.A. Gontar' (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Analysis of sensitivity of strapdown inertial navigation system calibration to uncertainty in the parameters of estimated values

*Abstract.* The paper describes the error model of inertial sensors and formulates the problem of recursive filtering of errors of strapdown inertial navigation systems intended to update the errors within the navigation calibration in the presence of reference coordinates and speed. We analyze how filtering is sensitive to uncertain setting of model parameters (ranges of estimated values and noise components of output signals), which determine the properties of inertial sensor signals, during the navigation calibration.

А. В. БОЛЬШАКОВА, А. М. БОРОНАХИН, Д. Ю. ЛАРИОНОВ, Л. Н. ПОДГОРНАЯ, Р. В. ШАЛЫМОВ (СПбГЭТУ «ЛЭТИ» им. В. И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург)

# СОПОСТАВИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПОКАЗАНИЙ ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ ДВИЖЕНИЯ

Предлагаемый доклад посвящен анализу показаний инерциальных датчиков, установленных на колесах ходовой тележки вагона и используемых для диагностики дефектов поверхностей катания рельсов. Основной проблемой, рассматриваемой в докладе, являются зависимости этих показаний от таких особенностей как: расположение датчика на тележке; направление движения вагона; скорость движения вагона. В работе обобщены результаты измерительных проездов. Сделано заключение о том, что выделение составляющей сигнала, обусловленной искомыми дефектами, на фоне прочих механических воздействий, наибольшим образом затруднено из-за наложения ускорения колеса, вызванного прохождением неровности поверхности катания рельса, на собственные колебания в системе «вагон-рельсовый путь», возбуждаемые этим прохождением.

Введение. Инерциальные датчики (гироскопы и акселерометры), установленные на буксах тележки вагона, являются хорошо зарекомендовавшим себя способом диагностики рельсового пути [1]. Их преимуществами являются всепогодность, малые габариты и энергопотребление, низкая стоимость и способность работы при высоких скоростях. С другой стороны, их использование требует выделения составляющей сигнала, обусловленной искомыми дефектами, на фоне многочисленных прочих механических воздействий [2]. В свою очередь, это требует сопоставления показаний, полученных в различных условиях измерений, чему и посвящен предлагаемый доклад.

Условия проведения измерительных проездов. В состав измерительной системы [3], помимо четырех инерциальных модулей, входил датчик пути (одометр). Также (в качестве источника референтных данных о дефектах) использовалась бортовая высокоскоростная видеокамера вагона.

В рамках настоящего исследования был осуществлен сопоставительный анализ показаний датчиков в серии проездов по участку Рыбинск-Псков, 1-ый путь, от отметки 252 км 750 м до отметки 254 км, что соответствует 251 обнаруженным дефектам поверхности катания [4]. От проезда к проезду менялась ориентация вагона относительно пути; направление движения вагона; продольная скорость вагона при прохождении дефектов; наличие/отсутствие ускорений/замедлений.

# Сопоставительный анализ показаний датчиков в последовательных проездах по одному и тому же участку рельсового пути.

Сравнение показаний инерциальных датчиков, установленных на буксах впереди и позади идущих колес, расположенных с одной стороны вагона. В идеальных условиях траектории впереди и позади идущих колес, проезжающих один и тот же дефект поверхности катания, должны совпадать, и показания инерциальных датчиков, установленных на них, должны быть идентичны. В реальных условиях эти показания могут, теоретически, отличаться вследствие следующих факторов: восприятие датчиком отзвуков ударов, испытанных другими колесами; разное поведение рельсошпальной решетки перед и после въезда на нее тележки; ускорение/замедление вагона в момент прохождения дефекта; неточности сведения показаний из-за погрешностей одометра; влияние на показания датчиков динамических свойств рессор и демпферов, которые могут отличаться в рамках одной и той же тележки.

Анализ экспериментальных данных показал, что в подавляющем большинстве случаев (~97%) вышеперечисленные факторы влияют пренебрежимо мало (приводят к отличиям в рассчитанной глубине дефекта в пределах нескольких десятых долей миллиметра). Исключения зафиксированы, например, при нахождении под местом дефекта поверхности катания рельса несколько сильно отрясенных шпал, что создает разные условия прохождения для колес. Сравнение показаний инерциальных датчиков при проезде одного и того же дефекта при разных направлениях движения вагона. Дефект поверхности катания рельса, полностью симметричный в продольном направлении относительно своего центра, в идеальных условиях должен приводить к одинаковой траектории колеса, а значит — к идентичным показаниям инерциальных датчиков (с поправкой на скорость движения вагона), вне зависимости от направления движения вагона.

В реальных условиях эти показания могут, теоретически, отличаться вследствие анизотропии дефектов; если сам дефект, и/или динамические свойства всей рельсошпальной решетки в целом, таки не являются симметричными в продольном направлении, автоколебательные процессы системы «вагон-рельсовый путь» (возбужденные ударом о дефект) будут накладываться на отличающиеся участки дефекта и приводить к отличающимся рисункам ускорений. Анализ экспериментальных данных показал, что в подавляющем большинстве случаев (~99%) данный фактор влияет пренебрежимо мало (для первого полупериода колебаний, по которому измеряются габариты дефекта). Исключения зафиксированы при наличии отрясенной шпалы, смещенной по координате относительно дефекта, или для случая двойного дефекта (некорректно воспринятого как одинарный).

Сравнение показаний инерциальных датчиков при проезде одного и того же дефекта в одном направлении с разной скоростью. Естественно ожидать, что амплитуда вертикального ускорения колеса при прохождении им неровности поверхности катания рельса будет расти с ростом скорости движения вагона. Однако то же рассуждение некорректно для собственных колебаний в системе «вагон-рельсовый путь», возбуждаемых этим прохождением: энергия, передаваемая упругим элементам этой колебательной системы, определяется лишь величиной линейного перемещения вдоль условных эквивалентных пружин (вдоль рессор, поперек рельсов); иными словами, глубиной дефекта и глубиной вдавливания рельсошпальной решетки в балластную призму.

Это приводит к ситуации, при которой во время проезда одного и того же дефекта с разной скоростью амплитуда основных ударов (первого полупериода) существенно отличается (в первом приближении — пропорционально квадрату скорости), в то время как амплитуда последующих собственных колебаний отличается гораздо слабее или не отличается вовсе. Эти рассуждения также были экспериментально подтверждены.

Заключение. Проведенный сопоставительный анализ показал, что:

- показания датчиков на впереди и позади идущих колесах отличаются несущественно;
- влияние направления прохождения дефекта также незначительно;
- скорость движения вагона требует учета при обработке показаний инерциальных датчиков;

- выделение составляющей сигнала, обусловленной искомыми дефектами, на фоне прочих механических воздействий, наибольшим образом затруднено из-за наложения ускорения колеса, вызванного прохождением неровности поверхности катания рельса, на собственные колебания в системе «вагон-рельсовый путь», возбуждаемые этим прохождением.

Направлением дальнейших исследований, таким образом, видится анализ и сравнение эмпирических и аналитических (например, на основе вейвлет-преобразования) подходов к разделению этих сигналов.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Larionov D.Yu., Filatov Yu.V., Boronahin A.M., Podgornaya L.N., Bokhman E.D., Shalymov R.V. Inertial System for Railway Track Diagnostics, Proceedings of the Symposium Inertial Sensors and Systems, pp. 17.1-17.20, DGON, Karlsruhe, Germany, September 2012.
- 2. Лысюк В.С., Сазанов В.Н., Башкатова Л.В. Прочный и надежный железнодорожный путь. М.: ИКЦ «Академкнига», 2003. – 589 с.
- 3. Боронахин А.М., Подгорная Л.Н., Бохман Е.Д., Филипеня Н.С., Филатов Ю.В., Шалымов Р.В., Ларионов Д.Ю. Использование микромеханических чувствительных элементов в задачах диагностики рельсового пути. Гироскопия и навигация. 2012. № 1 (76). С. 57-66.
- Инструкция «Дефекты рельсов. Классификация, каталог и параметры дефектных и остродефектных рельсов». Утверждена распоряжением ОАО «РЖД» № 2499р от 23.10.2014.

A. V. Bolshakova, A. M. Boronakhin, D. Yu. Larionov, L. N. Podgornaya, R. V. Shalymov (Saint Petersburg Electrotechnical University «LETI», Saint Petersburg). Comparative Analysis of Railway Inertial Sensor Readings Under Different Rolling Conditions

*Abstract.* The proposed report is devoted to the analysis of the readings of inertial sensors installed on the wheels of the car bogie and used to diagnose defects in the rolling surfaces of rails. The main problem considered in the report is the dependence of these readings on such features as: the location of the sensor on the bogie; the direction of the car's movement; the car's velocity. The paper summarizes the results of measurement passes. It is concluded that the isolation of the signal component caused by the sought defects, against the background of other mechanical effects, is most difficult due to the superposition of the wheel acceleration caused by passing the unevenness of the rail running surface, and the eigen oscillations in the "carrailtrack" system excited by this passage.

В.М. БОГОЛЮБОВ, О.В. ЦЫГАНОВ, Л.У. БАХТИЕВА (Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ), Казань)

## ГИРОКОМПАС НА МОДУЛЯЦИОННОМ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОМ ГИРОСКОПЕ С ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ НАКАЧКОЙ

Рассмотрены методы определения направления истинного меридиана модуляционным микромеханическим гироскопом гибридного типа с параметрической накачкой. Применен режим некогерентного параметрического возбуждения, обеспечивающий ориентирование объекта посредством качания осей чувствительности гироскопа относительно направления истинного меридиана. Определение его положения осуществляется путем создания «равносигнального направления», совпадающего с центром колебаний амплитуды и фазы чувствительного элемента прибора.

Введение. Известно, что имеются ограничения, препятствующие достижению высокой точности микромеханических гироскопов (ММГ), что вызвано малой массой чувствительного элемента (ЧЭ) и, соответственно, незначительным значением гироскопического момента, создаваемого измеряемой угловой скоростью. Это приводит к требованию сверхвысокой чувствительности системы съема его колебаний. Кроме того, неточность изготовления упругого подвеса ЧЭ и отсутствие возможности его доводки вызывает значительное «нулевое смещение», компенсация которого является одной из важнейших проблем ММГ [1].

Тенденция создания гибридных ММГ, сочетающих применение ЧЭ, выполненного на основе кремниевой технологии, с электромеханическими элементами (емкостный датчик угла, магнитоэлектрический датчик момента, вентильный электропривод), а также наработанных технических решений в области роторных вибрационных гироскопов позволяет при малых габаритах прибора (20-30мм) существенно улучшить его технические характеристики.

С целью устранения «нулевого смещения», а также существенного повышения точности предлагается использовать в приборе хорошо отработанный в роторных вибрационных гироскопах принцип модуляции первичной информации в механическом контуре (на основе этого принципа сформировалось так называемое «модуляционное направление в роторных вибрационных гироскопах» [2]). Особенность модуляционного принципа заключается в том, что измерение информации о движении основания и ее обработка осуществляются в системе координат, вращающейся вместе с валом приводного двигателя, а не относительно системы координат, связанной с корпусом прибора. При этом регистрация углового поворота основания прибора осуществляется не измерением этого поворота относительно корпуса (как это происходит в ММГ), а измерением амплитуды и фазы колебаний его ЧЭ во вращающейся системе координат. В этом случае информация об угловом движении основания содержится в указанных параметрах сигнала переменного тока, и наличие постоянной составляющей, вызванной, например, несовершенством прибора, связанного со «смещением нуля», не отражается в выходном сигнале прибора. Повышения точности и долговременной стабильности показаний модуляционного ММГ добиваются размещением ЧЭ совместно с системами съема и обработки информации в герметичной ампуле.

Предлагаемый доклад посвящен исследованию нетрадиционного режима работы модуляционного ММГ, связанного с параметрической накачкой чувствительного элемента путем модуляции его динамической жесткости. Показано, что в этом случае прибор может быть эффективно использован в качестве гирокомпаса. Предложены методы повышения точности определения истинного меридиана.

Особенности динамики работы гирокомпаса. Авторами доклада построена математическая модель движения модуляционного ММГ в условиях параметрической накачки [3]. Симуляция модели проводилась в пакетах Matlab&Simulink и Maple, поскольку аналитическое исследование параметрически возбуждаемой колебательной системы в прямой постановке затруднительно, а применение для анализа специальных функций Матье не дает решений в аналитической форме.

Проведенные исследования показали, что рассматриваемый прибор может работать в двух режимах: когерентном и некогерентном. Реализация когерентного режима в модуляционном ММГ при определении направления истинного меридиана требует принятия дополнительных мер к сохранению фазовых соотношений между гироскопическим моментом, обусловленным движением основания, и частотой напряжения генератора накачки. Однако выполнение этого условия в ряде случаев оказывается затруднительным. Это связано с критичностью прибора как двухмерного измерителя угловой скорости к начальной фазе периодически изменяющегося гироскопического момента, зависящей от соотношения значений проекций горизонтальной составляющей вращения Земли на оси чувствительности прибора. Кроме того, стабильность начальной фазы генератора накачки, модулирующего динамическую жесткость ЧЭ посредством колебаний угловой скорости вращения вала его приводного двигателя, также влияет на удержание прибора в режиме когерентного возбуждения. Поэтому более предпочтительным является некогерентный режим параметрического возбуждения гироскопа, у которого требования к ранее указанным факторам в значительной мере снижаются. В некогерентном режиме параметрической накачки имеет место как «сильный резонанс» (амплитуда колебаний ЧЭ возрастает по сравнению с ее значением при резонансе), так и «слабый резонанс» (амплитуда колебаний ЧЭ снижается по сравнению с резонансным значением). Это связано с изменением величины эквивалентного коэффициента демпфирования гироскопа. Форма колебаний ротора в этом режиме не сохраняется, и вместо гармонического колебания с одной спектральной компонентой получается сложное колебание, состоящее из двух гармонических компонент, наблюдаемое как колебание биений с периодически изменяемой амплитудой и фазой [4]. Указанное изменение фазы колебаний ЧЭ приводит к «качанию» осей чувствительности прибора с частотой биений по отношению к их положению, соответствующему отсутствию параметрического возбуждения.

Применение некогерентного режима возбуждения ЧЭ позволило реализовать возможность определения направления истинного меридиана на основе амплитудного метода с использованием принципа «равносигнальной зоны», а также фазового метода. Разработана структурная схема прибора, реализующего эти методы. Приведены результаты экспериментального исследования опытного макета.

Заключение. Построенная математическая модель модуляционного ММГ с параметрической накачкой, предложенные методы определения направления истинного меридиана и разработанная структурная схема, реализующая эти методы, позволяют:

– определять направление истинного меридиана как на основе измерения колебаний амплитуды, так и измерения колебаний фазы;

– определять положение меридиана по амплитуде колебаний либо по нулевым, либо по ее максимальным значениям;

– определять положение меридиана по фазе колебаний путем достижения равенства амплитуды колебаний фазы относительно значения  $\varphi = \pi/2$ ;

– использовать принцип определения направления истинного меридиана, аналогичный методу равносигнальной зоны, что повышает точность измерений в  $\sqrt{2}$  раз.

Выше перечисленные возможности компасирования могут быть реализованы без вмешательства в механический контур прибора.

### ЛИТЕРАТУРА

<sup>1.</sup> Коновалов С.Ф., Пономарев Ю.А., Майоров Д.В. Гибридные микроэлектромеханические гироскопы и акселерометры // Научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2011. № 10. с. 1-23.

<sup>2.</sup> **Голован А.А., Белугин В.Б.** Модуляционное направление в динамически настраиваемых гироскопах. Ракетная техника. НТС, сер. Х. Гироскопические приборы для баллистических ракет и космических объектов. Вып.3. 1987. с. 12- 15.

<sup>3.</sup> Боголюбов В.М., Бахтиева Л.У., Цыганов О.В. Имитационная модель параметрически возбуждаемого модуляционного микромеханического гироскопа // Информационные и математические технологии в науке и управлении. 2023. № 2 (30), с. 68-74.

<sup>4.</sup> Кушнир В.Ф., Ферсман Б.А. Теория нелинейных электрических цепей. – М.: Связь, 1974. – 383с.

# V.M. BOGOLYUBOV, O.V. TSYGANOV, L.U. BAKHTIEVA (Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev (KNRTU-KAI), Kazan) **Gyrocompass based on a modulation micromechanical gyroscope with parametric pumping**

Methods for determining the direction of the true meridian by a modulating micromechanical gyroscope of a hybrid type with parametric pumping are considered. A mode of incoherent parametric excitation is applied, which ensures the orientation of the object by swinging the axes of sensitivity of the gyroscope relative to the direction of the true meridian. Its position is determined by creating an "equal signal direction" that coincides with the center of oscillation of the amplitude and phase of the sensor element of the device.

Д. Г. ГРЯЗИН (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор, Университет ИТМО, С.-Петербург)

> Т. В. ПАДЕРИНА (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор, С.-Петербург)

### РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРА КАЧАНИЯ СУДНА

В докладе предлагается решение задачи определения координат центра качания судна в условиях качки путём применения разностных измерений выходных сигналов девяти бюджетных трехосных микромеханических акселерометров (ММА), установленных в разнесенных на судне точках контроля так, чтобы соответствующие оси всех триад ММА были взаимно коллинеарны, и при этом каждые три из этих триад были установлены на отдельной оси ортогональной системы координат, связанной с судном. Приводятся результаты моделирования предлагаемого решения, подтверждающие, что погрешность вычисления каждой из координат центра качания судна в этом случае не превышает (0,03 - 0,05) м.

Введение. Положение центра качания судна при качке на волнении обусловлено равнодействующим моментом приложенных к судну сил, включающих силу веса, силу плавучести и силу инерции. Необходимость в определении центра качания судна возникает в связи с тем, что ряд навигационных приборов, как указано в требованиях на их размещение, должен устанавливаться вблизи центра качания судна. К числу таких приборов относятся бесплатформенные системы ориентации, измеряющие угловую и вертикальную качку судна, например, "IMU Motion Sensors" фирмы Ship Motion Control (Мальта), "Motion reference unit" фирмы Kongsberg Seatex AS (Норвегия), "Ellipse" фирмы SBG System (Франция), "Мининавигация" АО «Концерн "ЦНИИ "Электроприбор" (Россия) и др. Благодаря такому размещению эти приборы имеют минимальную погрешность и могут правильно вырабатывать параметры качки, необходимые для работы судовых систем. Кроме того, формирование текущей информации о положении центра качания судна является важнейшим и необходимым условием при оценке безопасности судовождения на волнении.

В настоящее время для обеспечения судоводителей информацией, необходимой для поддержки принятия решений, используются системы, которые в том числе выполняют расчёт положения центра тяжести судна. Этот расчёт выполняется на основе информации о расходовании топлива и приёме грузов, вводимых в бортовой вычислитель систем вручную. Однако применение этого метода приводит к большим погрешностям в определении координат центра тяжести судов, а для рыболовецких судов использование таких систем в принципе невозможно в связи с недостатком информации о весе улова. В статье [1] предлагается автоматизированная информационно-измерительная система, которая позволяет определять текущее положение центра качания судна при его движении. Для этой цели используется значительного числа приборов первичной информации: 6 приборов MRU (Motion reference unit) (по 2 прибора на каждую ось системы координат (СК) 0ХҮZ, связанной с судном) и судовая БИНС, в состав которой входит гравиметр. В каждый прибор MRU входит либо триада микромеханических гироскопов (ММГ) и триада микромеханических акселерометров (ММА), либо к этим ММГ и MMA добавляется еще триада магнитометров. Такое количество измерителей усложняет и удорожает предложенную информационно-измерительную систему.

Настоящий доклад посвящен альтернативному решению задачи определения координат центра качания судна в условиях качки, в основе которого лежит использовании разностных измерений выходных сигналов девяти трехосных бюджетных ММА, установленных в разнесенных на судне точках контроля таким образом, чтобы каждые три из этих ММА были расположены на отдельной оси СК 0ХҮΖ.

**Решение задачи определения координат центра качания судна.** Проекции кажущегося ускорения на оси СК 0ХҮZ в месте установки каждого ММА имеют вид [2]:

$$n_X = n_X^0 - (\omega_Y^2 + \omega_Z^2)\rho_X + (-\dot{\omega}_Z + \omega_X\omega_Y)\rho_Y + (\dot{\omega}_Y + \omega_X\omega_Z)\rho_Z$$

$$n_{Y} = n_{Y}^{0} + (\dot{\omega}_{Z} + \omega_{Y}\omega_{X})\rho_{X} - (\omega_{X}^{2} + \omega_{Z}^{2})\rho_{Y} + (-\dot{\omega}_{X} + \omega_{Y}\omega_{Z})\rho_{Z}$$
(1)  
$$n_{Z} = n_{Z}^{0} + (-\dot{\omega}_{Y} + \omega_{Z}\omega_{X})\rho_{X} + (\dot{\omega}_{X} + \omega_{Z}\omega_{Y})\rho_{Y} - (\omega_{Y}^{2} + \omega_{X}^{2})\rho_{Z}$$

где  $n_X^0, n_Y^0, n_Z^0$  - проекции кажущегося ускорения в центре качания судна, зависящие от линейных ускорений и проекций силы тяжести,

 $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$  - проекции угловой скорости судна на оси СК 0ХҮZ;

 $\rho_X, \rho_Y, \rho_Z$  - проекции отстояния трехосного MMA от центра качания судна на оси СК 0ХҮZ.

На основании (1) за центр качания принимаем точку на судне, в которой в условиях качки судна отсутствует действие переносных ускорений.

Определение центра качания судна основано на том, что при установке трех трехосных ММА на каждой оси СК 0ХҮZ с известными расстояниями между ними, могут быть сформированы три разности одноименных выходных сигналов этих ММА, в которых компенсируются кажущиеся ускорения, действующие в центре качания судна  $n_X^0, n_Y^0, n_Z^0$  (1), а также переносные ускорения [3], пропорциональные проекциям отстояния  $\rho_X, \rho_Y, \rho_Z$  (1) на оси СК 0ХҮZ, не совпадающие с осью размещения этих ММА.

Так, разности выходных сигналов X - осей каждой пары ММА из трех акселерометров, установленных по оси 0Z СК 0XYZ (рис.1), имеют следующий вид:

$$n_{X1} - n_{X2} = (\dot{\omega}_{Y} + \omega_{X}\omega_{Z})(\rho_{Z1} - \rho_{Z2}) = (\dot{\omega}_{Y} + \omega_{X}\omega_{Z}) \cdot (-L_{1} + 2\rho_{Z1}),$$
  

$$n_{X1} - n_{X3} = (\dot{\omega}_{Y} + \omega_{X}\omega_{Z})(\rho_{Z1} - \rho_{Z3}) = (\dot{\omega}_{Y} + \omega_{X}\omega_{Z}) \cdot (-L_{1} - L_{2} + 2\rho_{Z1})$$
(2)  

$$n_{X3} - n_{X2} = (\dot{\omega}_{Y} + \omega_{X}\omega_{Z})(\rho_{Z3} - \rho_{Z2}) = (\dot{\omega}_{Y} + \omega_{X}\omega_{Z}) \cdot L_{2}$$

где  $\rho_{Z1}, \rho_{Z2}, \rho_{Z3}$  - отстояния по оси OZ соответственно акселерометров A1, A2, A3 от центра качания судна (рис.1),  $L_1, L_2$  - известные расстояния между акселерометрами A1 и A2, A2 и A3.



На основании (2) следует, что информация об известных расстояниях между ММА позволяет ввести в разности сигналов трех ММА только одно неизвестное значение (в приведенном примере – это  $\rho_{z1}$ ), представляющее отстояние первого из ММА от центра качания, и при этом, в одной из полученных трех разностей это неизвестное значение будет скомпенсировано.

Правая часть третьего уравнения в (2) для разности  $n_{X3} - n_{X2}$  представляет произведение известного расстояния между ММА  $L_2$  и неизвестного множителя ( $\dot{\omega}_Y + \omega_X \omega_Z$ ). Следовательно, данное выражение позволяет вычислить этот множитель: ( $\dot{\omega}_Y + \omega_X \omega_Z$ ):  $= \frac{n_{X3} - n_{X2}}{L_2}$ , который

далее используется в первом уравнении (2) для вычисления отстояния  $\rho_{z_1}$ :  $\rho_{z_1} = \frac{1}{2} \left( \frac{n_{x_1} - n_{x_2}}{\dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z} + L_1 \right)_{\text{ИЛИ}} \rho_{z_1} = \frac{1}{2} \left( \frac{(n_{x_1} - n_{x_2})L_2}{n_{x_3} - n_{x_2}} + L_1 \right).$ 

Повторяя приведенную выше процедуру для всех осей трехосных ММА, установленных по осям системы координат 0XYZ, можно получить значения отстояний соответствующих ММА от центра качания судна и, следовательно, определить координаты этого центра качания.

Таким образом, разности одноименных составляющих сигналов девяти ММА, установленных по осям системы координат 0ХҮZ, используются двояким образом: с помощью одних разностей вычисляются комбинации угловых скоростей и угловых ускорений судна, обуславливающих воздействие переносных ускорений, с помощью других – с учетом полученных комбинаций угловых скоростей и угловых ускорений вычисляются координаты центра качания судна.

Результаты имитационного моделирования. Приведем один из вариантов моделирования. Условия моделирования: используются трехосные ММА с погрешностью определения линейного ускорения на уровне  $\pm 10^{-2}$  м/с<sup>2</sup>, задана качка судна с амплитудой до 20° и периодом до 20с; расстояния между ММА А2 и А1, А8 и А7, А5 и А4, составляют 2м, погрешность определения этих расстояний  $\pm 0,02$ м, расстояния между ММА А2 и А3, А8 и А9, А5 и А6 составляют 1м, погрешность определения этих расстояния этих расстояний  $\pm 0,02$ м, расстояний  $\pm 0,01$ м; значения координат Х7, Y4, Z1 ММА А7, А4, А1 по осям 0X,0Y,0Z: составляют X7 = 0,5*м*, Y4 = 1*м*, Z1 = 1*м* с погрешностями на уровне  $\pm 0,01$ м, истинные координаты центра качания судна имеют следующие значения  $X_K^{i_{3a}aa_{ah}} = -0,5$ м,  $Y_K^{i_{3a}aa_{ah}} = 0,5$ м.

В результате проведенного моделирования получены следующие значения отстояний ММА А7, А4, А1 от центра качания судна:  $\rho_{X7} = 1,039 M$ ,  $\rho_{Y4} = 0,528 M$ ,  $\rho_{Z1} = 0,471 M$ . С учетом выражения  $X_K = X7 - \rho_{X7}$   $Y_K = Y4 - \rho_{Y4}$   $Z_K = Z1 - \rho_{Z1}$  получены следующие значения координат центра качания судна:  $X_K = -0,529 M$ ,  $Y_K = 0,472 M$ ,  $Z_K = 0,529 M$ , погрешности вычисления которых не превышают ±0,03 M:

Заключение. В докладе рассмотрено решение задачи определения координат центра качания судна в условиях качки путём применения разностных измерений выходных сигналов девяти бюджетных трехосных микромеханических акселерометров, установленных в разнесенных на судне точках контроля таким образом, чтобы каждые три из этих ММА были расположены на отдельной оси СК 0ХҮZ, связанной с судном. Полученные результаты имитационного моделирования подтверждают достоверность предлагаемого способа определения центра качания судна и возможность вычисления координат центра качания с погрешностями, не превышающими (0,03 - 0,05)м.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Куркова О.П. Автоматизированная система мониторинга фактической остойчивости судна в условиях рейса // Журнал E-Scio, 2020, №8 (47), С.240-25
- Анучин О.Н., Емельянцев Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов // ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург, 2003
- Ривкин С.С. Определение линейных скоростей и ускорений качки корабля инерциальным методом. Часть І. Линейные скорости и ускорения качки корабля // ЦНИИ «Румб», 1980

D. G. Gryazin (JSC Concern CSRI Elektropribor, ITMO University, St. Petersburg), T. V. Paderina (JSC Concern CSRI Elektropribor St. Petersburg) Solution of the Problem of Determining the Center of Rocking of a Ship

*Abstract.* The report proposes a solution to the problem of determining the coordinates of the ship's rocking center under rolling conditions by using difference measurements of the output signals of nine low-cost triaxial micromechanical accelerometers (MMA) installed at control points spaced apart on the ship so that the corresponding axes of all MMA triads are mutually collinear, and at the same time each three of these triads were set on a separate axis of the orthogonal coordinate system associated with the ship. The simulation results of the proposed solution are presented, confirming that the error in calculating each of the coordinates of the vessel's rocking center in this case does not exceed (0.03 - 0.05) m.

### И. А. ХАЗОВ

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» имени В. И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург)

## КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ АДАПТИВНОСТИ СХЕМЫ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИНКЛИНОМЕТРА К ТРАЕКТОРИИ СКВАЖИНЫ

В докладе предлагается базирующийся на минимальных конструктивной и схемотехнической модификациях способ преодоления принципиального недостатка гироскопических инклинометров, присущего традиционной схеме ориентации осей чувствительности датчиков угловой скорости в плоскости поперечного сечения скважинного прибора - неработоспособности в режиме непрерывной съемки вертикальных стволов, а в точечном - направленных на Восток (Запад). Синтезируются соответствующие алгоритмы выработки углов ориентации. Проводится сравнительный анализ эффективности традиционной и модифицированной схем.

Введение. При гироинклинометрической съемке (определении траектории) скважин малого диаметра габаритные ограничения в сочетании с исторически сложившимися стереотипами конструктивного исполнения традиционно применяемых гироскопических датчиков угловой скорости (ДУС) не оставляют иного выбора, как расположение гироскопов с механическим носителем вектора кинетического момента по продольной оси гироскопического инклинометра (ГИ). Таким образом измерительные оси двухосного (или двух одноосных) ДУС оказываются в плоскости поперечного сечения ГИ [1, 2], в том числе и при гипотетическом использовании «волновых» ДУС, не имеющих вектора кинетического момента.

Любые гироскопические системы ориентации с неполной информацией в связанных с Землей системах координат, например, в географической, имеют «мертвые зоны» - направления, по мере приближения к которым ошибки системы резко возрастают до неприемлемых величин, как в непрерывном режиме («гироскопа направления»), так и в режиме гирокомпасирования («точечного», т.е. на остановках). Для описанной выше схемы ГИ такими «мертвыми зонами» определения азимута будут положения продольной оси ГИ по вертикали для гироскопа направления, и на Восток (Запад) для гирокомпасирования.

Эти ограничения принимают как данность, прежде всего потому, что трехосные («полные») схемы по известным [1,2] причинам применения практически не нашли. Выбирается компромисс: например, производят съёмку вертикальных стволов в режиме гирокомпасирования, который, наряду с низкой производительностью, вносит дополнительные методические погрешности, и, самое главное, может ухудшить начальные условия в точке перехода в режим гироскопа направления.

В настоящей работе ставится задача разрешения указанных противоречий, что достигается с помощью нижеописываемых локальных доработок конструкции и схемотехники и порождаемой ими модификации алгоритмов. Эффект внедрения иллюстрируется проводимым анализом точности съёмки модифицированным ГИ.

### Принципиальные ограничения традиционных схем построения гироскопических инклинометров.

На рис. 1. показана упомянутая выше традиционная схема построения ГИ: в подшипниках корпуса ГИ размещена вращающаяся рамка, на которой установлены двигатель, двухосный ДУС с измерительными осями, расположенными в поперечной плоскости ГИ, и измеритель ускорений (ИУ) – трёхосный акселерометр.

На рис. 2 показана ориентация осей ГИ относительно географической системы координат: A – азимут,  $\psi$  – угол поворота ГИ относительно апсидальной плоскости,  $\theta$  – зенитный угол.

Непосредственно из рис. 2 можно получить:

$$A\sin\theta = -\omega_x \sin\psi - \omega_y \cos\psi + \Omega\sin\varphi \sin\theta + \Omega\cos\varphi \cos A\cos\theta, \tag{1}$$

где Ω – угловая скорость вращения Земли, *φ* – широта места.

Из (1) очевидно, что ошибка  $\Delta A$  пропорциональна  $1/\sin \theta$ , что принципиально ограничивает использование такой схемы в непрерывном режиме при малых  $\theta$ . Внедрение в одной из моделей ГИ [3] дополнительного микромеханического гироскопа с измерительной осью вдоль продольной оси *z* позволило понизить уровень проблемы, но принципиально её не решило.



Рис. 2. Ориентация географической (ENh) и связанной с корпусом ГИ (xyz) систем координат

Конструктивное решение, обеспечивающее адаптивность гироскопического инклинометра к траектории скважины. Под адаптивностью ГИ к траектории скважины будем понимать соизмеримость его погрешностей при различных зенитных углах. Для её достижения предлагается, прежде всего, установить гироскоп с некоторым углом неортогональности  $\chi$ , что схематично представлено на рис. 3. Выбор значения этого угла ограничен сверху конструктивными параметрами ДУС выбранного типа при жестко заданных габаритах корпуса. С другой стороны, угол  $\chi$  и не должен быть велик, поскольку эффективность начальной выставки, осуществляемой методом компасирования, падает пропорционально  $1/\cos\chi$ .

Выражение для угловой скорости  $\omega_{y'}$ , измеряемой ДУС, имеет вид:

$$A\sin\theta = -\omega_x \sin\psi - \omega_y \cos\psi + \Omega \sin\varphi \sin\theta + \Omega \cos\varphi \cos A \cos\theta.$$
(2)



Из (2) очевидно, что при определенных положениях ГИ в скважине (например,  $\theta=20^{\circ}$ ,  $\psi=180^{\circ}$ ) коэффициенты при  $\dot{A}$  в выражениях для  $\omega_y$  ( $\omega_x$  не приводится в целях сокращения) обнуляются. Во избежание этого достаточно провести схемотехническую доработку предусмотреть переход в режим "грубой" стабилизации рамки ( $\psi\approx0^{\circ}$ ) по информации от ИУ с помощью двигателя. В результате, выражение (2) можно преобразовать следующим образом:

$$\dot{A}\sin(\theta + \chi) = -\omega_{y'} + + \dot{\psi}\sin\chi - \psi \cdot \dot{\theta}\cos\chi + \Omega\sin\varphi \cdot \cdot \sin(\theta + \chi) + \Omega\cos\varphi \cdot (3)$$
$$\cdot [\psi\sin A\cos\chi + \cos A \cdot \cos(\theta + \chi)].$$

(4)

Рис. 3. ГИ с "неортогонально" расположенным ДУС.

Из сравнения (3) и (1) очевидно, что множитель при  $\hat{A}$  многократно возрастает за счёт угла  $\chi$ . Заметим, что теперь его вторая измерительная ось – x – не участвует в формировании азимута, что позволяет в перспективе использовать в схеме только один одноосный ДУС, если, разумеется, позволит его качество.

Анализ сравнительной эффективности использования модифицированной схемы в непрерывном режиме. Сравним погрешности схем, представленных на рис. 1 и рис. 3 (имея в виду их дрейфовые составляющие, т.к. вклад ИУ в погрешность азимута относительно невелик и примерно одинаков для обеих схем) с помощью соотношения:



Рис. 4. Точность определения азимута в непрерывном режиме в схеме с  $\chi=20^{\circ}$  по отношению к схеме с  $\chi=0^{\circ}$ 

симость (4), отражающая эффективность (точнее, величину ей обратную) использования «неортогонального» ( $\chi$ =20°) расположению к использованной в качестве базы для сравнения схемы с  $\chi$ =0°. Уровень точности последней на рис. 4 принят за 1. Эффективность модифицированной схемы особенно заметна для малых зенитных углов: при  $\theta$ =5° точность возрастает в 5 раз, а для  $\theta$ =2° – более, чем в 10 раз, что чрезвычайно важно, т.к. позволяет сохранить в процессе движения в скважине повышенную точность начальной выставки ГИ в устье.

Заключение. Рассмотренная конструктивно-техническая модификация ГИ позволяет разрешить свойственную существующей схеме проблему съемки стволов, близких к вертикали в непрерывном режиме. Это достигается отклонением положения оси чувствительности ДУС от ортогональности к продольной оси ГИ на некоторый угол, значение которого определяется, прежде всего, конструктивными соображениями. Важную и перспективную роль играет также введение режима стабилизации подвижной рамки, обеспеченного наличием в составе ГИ следящего привода.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Патент РФ № 124731 U1. Инклинометр модульный гироскопический (варианты), МПК Е21В 47/02. Общество с ограниченной ответственностью "СПТ-Гео". Опубликовано 10.02.2013.
- Лысенко А. С. О применении гироинклинометра, построенного по продольной схеме в вертикальных скважинах // Мат-лы XXIX конф. памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н. Н. Острякова, Санкт-Петербург, 07–09 октября 2014 года / Санкт-Петербург: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2014. С. 137– 149.
- 3. **Лысенко А. С.** Алгоритмы работы и схема построения гироинклинометра с продольной компоновкой для вертикальных участков стволов скважин // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. № 1 (92). С. 72–87. DOI: 10.17285/0869-7035.2016.24.1.072-087.

### I.A. Khazov, (Saint Petersburg Electrotechnical University 'LETI', Saint Petersburg). Design solution providing adaptability of the gyroscopic inclinometer to the well trajectory

*Abstract.* A method based on minimal design and circuit modifications is proposed to overcome the fundamental drawback of gyroscopic inclinometers inherent in the traditional scheme of orientation of the sensitivity axes of angular velocity sensors in the cross-sectional plane of the downhole tool - inoperability in the mode of continuous shooting of vertical shafts, and in point-by-point shooting - directed to the East (West). The corresponding algorithms for generating orientation angles are synthesized. A comparative analysis of the effectiveness of traditional and modified schemes is carried out.

### Секция 3

# ОБРАБОТКА НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

### М.Ю. ТХОРЕНКО (ИПУ РАН, Москва)

## ФИЛЬТР КАЛМАНА НА ГЛАДКИХ МНОГООБРАЗИЯХ: НОВЫЙ ВЗГЛЯД НА СТАРУЮ ЗАДАЧУ

В настоящей работе дается краткий обзор результатов нового подхода к оцениванию вектора состояния для нелинейных систем – так называемого фильтра Калмана на гладких многообразиях. Для простой модельной задачи, заключающейся в определение ориентации неподвижного объекта с использованием инерциальных и магнитных измерений, формулируется алгоритм фильтрации на базе описываемого подхода. Далее показывается, что в линейном приближении полученные уравнения оказываются идентичны уравнениям фильтра Калмана, основанного на уравнениях ошибок.

**Ключевые слова:** фильтр Калмана на дифференцируемых многообразиях, группа Ли, интегрированные навигационные системы.

Введение. Как известно, для задания ориентации в навигационных приложениях широко применяются кватернионы [1]. Прямое использование обобщенного фильтра Калмана (ОФК) [2] для оценивания кватерниона, однако, невозможно. Дело в том, что на компоненты кватерниона накладывается дополнительное нелинейное условие (единичность нормы), которое никак не учитывалось при выводе уравнений ОФК. Для преодоления этой трудности существует два основных подхода. Первый подход опирается на описание ошибки ориентации с помощью вектора малого поворота, уравнения ОФК записываются именно для этого вектора. По-видимому, впервые в открытой литературе данный способ описан в статье [3]. Второй подход появился относительно недавно и основан на т.н. фильтрах Калмана на гладких многообразиях (ФКМ) [4–7]. Применению данного подхода для решения задачи определения ориентации и будет посвящена настоящая работа.

**Группа вращений трехмерного пространства.** Рассмотрим некоторый вектор x и две системы координат A и B. Пусть координаты вектора x в системе  $A - x_A$ , а в системе  $B - x_B$ . Введем отображение  $\Phi_{BA}: x_B = \Phi_{BA}(x_A)$ . Все такие отображения образуют группу Ли (называемую группой SO(3)) относительно операции композиции  $\circ: (\Phi_{CB} \circ \Phi_{BA})(x) = \Phi_{CB}(\Phi_{BA}(x)) \forall x$ . Рассмотрим отображение  $exp: R^3 \to SO(3)$  и обратное ему  $log: SO(3) \to R^3$ . Можно показать, что [6]:

$$x_B = Cx_a, C = I + sin|\phi|u^{\times} + (1 - cos|\phi|)(u^{\times})^2,$$

где  $\phi \in R^3$ ,  $u = \frac{\phi}{|\phi|}$  и  $u^{\times}v = u \times v \forall v$ .

Введем две операции  $\bigoplus: SO(3) \times R^3 \to SO(3)$  и  $\bigoplus: SO(3) \times SO(3) \to R^{31}$  следующим образом:  $\bigoplus: \Phi, \phi \to exp\phi \circ \Phi, \bigoplus: \Phi_1, \Phi_2 \to log(\Phi_1 \circ \Phi_2^{-1})$ . Определим производную некоторой функции  $f: R^3 \to SO(3)$  как:

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>В литературе, посвященной использованию аппарата групп Ли в задачах оценивания, данные операции обозначаются обычно как «плюс в квадрате» и «минус в квадрате». К сожалению, в настоящей работе нет возможности использовать данные устоявшиеся обозначения из-за типографских ограничений.

$$\frac{\partial}{\partial t}f = \lim_{\epsilon \to 0} \frac{f(x+\epsilon) \ominus f(x)}{\epsilon}.$$
(1)

Используя соотношение (1), можно показать, что [4]:

$$\frac{\partial}{\partial \phi} exp\phi = \Gamma(\phi), \Gamma(\phi) = I + \frac{(1 - \cos|\phi|)u^{\times}}{|\phi|} + \frac{(|\phi| - \sin|\phi|)(u^{\times})^2}{|\phi|}, \tag{2}$$

а также

$$\frac{\partial}{\partial x} \Phi(x) = C(\Phi),$$

$$\frac{\partial}{\partial x} (\Phi_1 \circ \Phi_2) = I,$$

$$\frac{\partial}{\partial x} (\Phi_1 \circ \Phi_2) = C(\Phi_1),$$

$$\frac{\partial \Phi^{-1}}{\partial \Phi} = -C^T(\Phi_1).$$
(3)

Определим теперь производную величины  $\Phi_{BA}$  по времени как:

$$\frac{\partial}{\partial t}\phi_{BA} = \lim_{\epsilon \to 0} \frac{\phi_{B(t+\epsilon)A(t+\epsilon)} \ominus \phi_{B(t)A(t)}}{\epsilon};$$

тогда несложно показать, что [6]

$$\frac{\partial}{\partial t}\Phi_{BA}=-\omega_{B,AB},$$

где  $\omega_{B,AB}$  - угловая скорость системы *B* относительно системы *A* в проекциях на оси системы *B*.

**Модельная задача.** Покажем теперь, как на основе описанного в предыдущем пункте формализма построить фильтр Калмана для конкретной навигационной задачи. Предположим, что требуется определить ориентацию некоторого объекта, центр масс которого неподвижен, относительно опорной системы координат. Угловым вращением Земли для простоты пренебрежем, поэтому опорная система будет являться инерциальной; в связи с этим будем обозначать ее нижним индексом «*I*». Предположим также, что нам доступны измерения абсолютной угловой скорости  $\omega'_B$ , ускорения силы тяжести  $f'_B$  и компонент вектора магнитного поля  $m'_B$  в проекции на оси связанной системы координат «*B*». Введем ошибки измерения угловой скорости  $\Delta \omega_B$ , ускорения свободного падения  $\Delta f_B$  и магнитного поля  $\Delta m_B$ . Тогда справедливы следующие уравнения:

$$\dot{\Phi} = \Phi(\omega),$$

$$\omega = \omega'_B - \Delta \omega_B,$$

$$\dot{\Delta \omega_B} = 0,$$

$$\dot{\Delta f_B} = 0,$$

$$\dot{\Delta m_B} = 0,$$
(4)

где введено обозначение  $\Phi = \Phi_{IB}$ .

Дискретизируя первое из уравнений (4), будем иметь на *k*-том шаге:

$$\Phi_k = \Phi_{k-1} \circ exp(\omega_{k-1}\Delta t) = f_{k-1}(\Phi_{k-1}),$$

где  $\Delta t$  - интервал дискретизации. Теперь можно вычислить якобианы с помощью соотношений (2), (3); действительно:

$$\frac{\partial f_k}{\partial \Phi_k} = I, \frac{\partial f_k}{\partial \Delta w_k} = -C(\Phi_k)\Gamma(\omega_k \Delta t)\Delta t,$$
<sup>(5)</sup>

остальные производные находятся тривиально.

Перейдем к выводу уравнений измерений.

Рассмотрим измерение  $z_f = f'_B - \Delta f_B - \Phi^{-1}(f) = h(\Phi)$ , где за f обозначено известное ускорения силы тяжести в системе «*I*». С использованием последнего соотношения из (3) получаем якобианы:

$$\frac{\partial h}{\partial \Delta f_B} = -I, \frac{\partial h}{\partial \Phi} = C^T(\Phi)f.$$
<sup>(6)</sup>

Совершенно аналогичные выражения можно получить и для магнитного измерения  $z_m = m'_B - \Delta m_B - \Phi^{-1}(m)$ .

Зададим теперь конкретную параметризацию для группы SO(3). Именно, рассмотрим кватернион единичной нормы  $q = (q_0, \bar{q})$ , тогда [5]:

$$C(\Phi) = (2q_0^2 - 1)I + 2q_0\bar{q}^{\times} + 2\bar{q}\bar{q}^T,$$
$$q = (\cos|\phi|, u\sin|\phi|).$$

Выражения (5) и (6) позволяют вычислить матрицы F, H и использовать стандартный алгоритм ОФК, с точностью до замены операции + на операцию  $\oplus$  на этапе коррекции.

Разумеется, поставленная в настоящем разделе задача не является новой. Традиционный подход к ее решению состоит в записи линейных уравнений ошибок с использованием вектора малого поворота и применение фильтра Калмана к полученной линейной системе [8], [9]. Автор настоящей статьи показал, что данный подход и подход, основанный на ФКМ, приводят к идентичным выражениям, если в уравнениях для ФКМ пренебречь членами второго и большего порядков малости. К сожалению, данный анализ не вошел в настоящий реферат из-за ограничений объема, но обязательно будет включен в расширенную версию доклада.

Заключение. В настоящей работе продемонстрирован новый подход к построению нелинейных фильтров - фильтр Калмана на гладких многообразиях. На основе полученных соотношений для группы *SO(3)*, записаны уравнения фильтра для модельной задачи, состоящей в определении ориентации неподвижного объекта по данным инерциальных и магнитных измерений. Сравнительный анализа ФКМ и подхода, основанного на уравнениях ошибок, а также результаты численного моделирования, не вошли в настоящую работу из-за ограничений объема и будут представлены в расширенной версии доклада.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.** Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
- 2. Simon D. Optimal state estimation: Kalman,  $H_{\infty}$  and Nonlinear Approaches. Whiley, 2006. 530 p.
- 3. Leferts E.J., Markley F.L., Shuster M.D. Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation. J. Guidance. 1982. Vol. 5, No. 5. P. 417-429.
- 4. He D., Xu W., Zhang F. Kalman filters on differentiable manifolds. arXiv preprint arXiv:2102.03804. 2021.
- 5. Bernal-Polo P., Martinez-Barbera H. Kalman Filtering for Attitude Estimation with Quaternions and Concepts from Manifold Theory. Sensors. 2019. Vol. 19, No. 1. P. 149.
- 6. Bloesch M. et al. A Primer on the Differential Calculus of 3D Orientations. arXiv preprint arXiv:1606.05285. 2016.
- 7. **Тхоренко М.Ю.** Использование фильтров Калмана на дифференцируемых многообразиях в навигации. ВСПУ-2024. с. 1902-1904.
- 8. Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А. Краткий курс инерциальной навигации. М.: ИПУ РАН, 2022. 147 с.
- 9. Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы навигационных систем. М. МАКС-ПРЕСС, 2012. 170 с.

### M.Yu. Tkhorenko (ICS RAS, Moscow). Kalman filters on differentiable manifolds: a new look at an old problem

*Abstract.* The paper provides a brief overview of a new approach to estimating the state vector for nonlinear systems – the Kalman filter on smooth manifolds. For a simple model problem consisting of determining the orientation of a stationary object using inertial and magnetic measurements, a filtering algorithm based on the described approach is formulated. It is also shown that in a linear approximation the resulting equations are identical to the equations of the Kalman filter based on the error equations.

Keywords: Kalman filters on differentiable manifolds, Lie group, integrated navigation systems.

### А.В. НЕБЫЛОВ, В.А. НЕБЫЛОВ (Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург)

# СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ПОСТАНОВКИ ЗАДАЧИ СИНТЕЗА РОБАСТНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Доклад посвящен обсуждению особенностей постановки задачи проектирования интегрированных измерительных систем, включая выбор моделей первичных датчиков и критерия оптимальности. Используются непараметрические классы случайных процессов. Рассмотрен пример синтеза робастного интегрированного измерителя путевой скорости по достоверным числовым характеристикам воздействий.

Введение. Синтез навигационных приложений задач фильтрации при неполной априорной информации всегда связан с рассмотрением дилеммы: либо применить усложненную модель приложенных к системе воздействий, но с риском ошибок в задании их параметров, либо рассматривать упрощенную модель, но с более достоверными значениями параметров, полученными экспериментально или теоретически. Указанная проблема практически всегда существует и наиболее понятно проявляется при синтезе двухкомпонентных интегрированных радио-инерциальных навигационных систем. Позиционный датчик высоты или географической координаты – радиотехнический, а датчик ускорений или скоростей – МЭМС акселерометр или гироскоп. Критерием качества будем считать минимизацию результирующей среднеквадратичной ошибки (СКО), точнее, верхней оценки СКО.

Измеряемая координата - случайный процесс (варианты – стационарный или нестационарный) с неполным спектрально-корреляционным описанием. Погрешности датчиков – также случайные процессы, и что принципиально с сильно различающимися спектральными свойствами, что, собственно, и обеспечивает высокую эффективность интегрированной измерительной системы.

В двухкомпонентной интегрированной системе измерения ошибка в общем случае имеет три компонента:

- за счет погрешности позиционного датчика
- за счет погрешности инерциального датчика
- динамическая ошибка за счет того, что система не успевает отрабатывать быстрые изменения измеряемого процесса.

В инвариантной системе последний компонент ошибки отсутствует при точной реализации условия инвариантности.

Погрешность позиционного радиотехнического датчика как правило можно считать белым шумом с известной максимально возможной интенсивностью  $S_{vl}(\omega)=S_{vl}$ .

Погрешность инерциального датчика инфранизкочастотная и хорошо описывается как экспоненциально-коррелированный или даже экспоненциально-косинусно-коррелированный шум. Однако значения параметров этих моделей сложно задать достаточно достоверно. Поэтому часто используют непараметрический класс моделей в виде ограничений числовых значений параметров рассматриваемых случайных процессов.

- При этом существенны два вопроса:
- какие именно параметры случайных процессов наиболее целесообразно рассматривать;
- какие способы достоверной оценки указанных числовых параметров наиболее эффективны.
   Ответы на указанные вопросы являются основным содержанием настоящей публикации.

С точки зрения физики и кинематики движения наиболее понятен выбор следующих трех параметров движения: позиция, скорость и ускорение. Дисперсии  $D_0$ ,  $D_1 u D_2$  этих случайных процессов обычно и есть наиболее часто используемые характеристики при задании непараметрического класса случайных процессов.

Для стационарных случайных процессов и их производных статистические и спектральнокорреляционные характеристики определяются как средние по бесконечно большому числу реализаций или, при выполнении условия эргодичности, по реализации бесконечно большой длительности. Характеризуя свойства всей совокупности возможных реализаций, они обычно являются неслучайными величинами или неслучайными функциями.

На практике количество обрабатываемых реализаций и их длительность всегда ограничены. Это связано не только с трудоемкостью и стоимостью экспериментов, но также с конечной длительностью отрезков времени, на которых тот или иной случайный процесс можно считать стационарным. Поэтому любую статистическую характеристику, полученную путем обработки опытных данных, следует рассматривать лишь как оценку истинной характеристики. Значения такой оценки, вычисленные для различных реализаций, будут иметь случайный разброс. С увеличением длительности обрабатываемых реализаций значения оценки должны все более тесно группироваться вокруг истинной характеристики. Мерами сгруппированности или точности оценки принято считать дисперсию и математическое ожидание ее случайного отклонения от истинной характеристики.

Оценка признается несмещенной, если ее математическое ожидание равно оцениваемой характеристике, и состоятельной, если она сходится по вероятности к оцениваемой характеристике при неограниченном увеличении длительности реализации оценки стремятся к нулю. Закон распределения погрешности оценки, как правило, можно считать нормальным. Тогда, задавшись некоторой максимальной абсолютной величиной погрешности и зная дисперсию погрешности, легко вычислить вероятность нахождения погрешности в пределах заданного доверительного интервала. Эта вероятность называется доверительной и служит мерой достоверности оценки.

Необходимая для получения оценок обработка реализаций воздействий обычно выполняется на цифровых вычислительных устройствах. В этом случае обрабатываются дискретные (во времени и по уровню) значения реализаций, а алгоритмы вычисления следует рассматривать как результат дискретизации соответствующих непрерывных алгоритмов. Заметим, что иногда дискретные алгоритмы обеспечивают меньшую методическую погрешность оценки, чем непрерывные", хотя чаще связанное с дискретизацией отбрасывание части содержащейся в реализации информации препятствует повышению точности оценки.

Заметим, что три указанные дисперсии  $D_0$ ,  $D_1$  и  $D_2$  однозначно определяют три первых члена разложения корреляционной функции процесса в ряд Маклорена. Эти три члена конечно не позволяют получить полное представление об особенностях формы корреляционной функции. А знание трех дисперсий производных воздействия, как будет показано, позволяет с хорошей достоверностью оценить искомую СКО. Это является хорошим достоинством развития методов нахождения верхней и иногда также нижней оценок СКО по числовым характеристикам воздействий. Представляет интерес также использование не дисперсий (практически СКО, а максимальных значений производных. Однако получение аналитических выражений при этом затруднительно.

Заметим, что возникает вопрос, при каких условиях степенной ряд сходится и бесконечная последовательность дисперсий производных определяет корреляционную функцию (а также конечно спектральную плотность) однозначно. Такие условия можно наложить на числовые характеристики дисперсий воздействия [].

Фактически указанные условия заключаются в том, что спектральная плотность процесса должна на высоких частотах убывать быстрее, чем  $exp(-\omega \tau_m)$ , где  $\tau_m$  – максимальное значение аргумента корреляционной функции, при котором построение еще интересно. Это условие, в частности, с большим запасом выполняется даже при таут бескон для гауссовой спектральной плотности, а также для всех спектральных плотностей, отличных от нуля лишь в ограниченной полосе частот.

При конечном числе известных дисперсий производных можно восстановить лишь начальную часть кривой спектральной плотности.

Интересен частный случай выполнения равенства  $D_2/D_1=D_1/D_0$  вместо соответствующего неравенства  $D_2/D_1>D_1/D_0$ . Легко показать, что этот случай соответствует воздействию в виде одной гармоники на частоте корень из  $D_2/D_1$  с амплитудой  $D^2_1/D_2$  и случайной начальной фазой.

Для экспериментальной оценки производных воздействия очень эффективен подсчет числа особых точек воздействия (точек перегиба, пересечений уровня и др.) на отрезке определенной длинны.

Существуют многочисленные примеры эффективного решения прикладных задач [].

Ключевые слова: стационарные линейные системы, гарантирование точности, моментные характеристики, параметрическая оптимизация робастных систем.

**Пример синтеза.** Пусть требуется оптимизировать по критерию наивысшей гарантируемой точности интегрированный измеритель путевой скорости, содержащий доплеровский датчик и акселерометр с продольной осью чувствительности. Для погрешности доплеровского датчика, приведенной к его входу, известна спектральная плотность  $S_{vl}(\omega)=S_{vl}$ . Для погрешности акселерометра, приведенной к его входу и имеющей размерность скорости, известна максимальная величина дисперсии первой производной  $D_{v2}$ .

Измеряемый параметр g(t)=V(t) имеет дисперсию, ограниченную сверху заданной величиной  $D_s$ , при некотором математическом ожидании, принятом за условный нуль шкалы скорости и не влияющем на точность измерения. Критерием оптимальности является минимум верхней границы дисперсии центрированной ошибки измерений. Заданные характеристики не позволяют сделать заключение о целесообразности исключения одного из датчиков из состава измерителя или об априорном наложении условия инвариантности. Поскольку наивысший из порядков ограниченных производных воздействий равен единице, берем порядок знаменателей передаточных функций n=1. Этим определяется вид передаточных функции канала доплеровского датчика  $H_1(s)$  и канала акселерометра  $H_2(s)$ :

$$H_1(s) = b_{10} / (1 + a_1 s), H_2(s) = b_{21} s / (1 + a_1 s)$$

Тогда передаточная функция, связывающая изображения измеряемого параметра и динамической ошибки, составит

$$H_3(s) = 1 - H_1(s) - H_2(s) = \left[1 - b_{10} + (a_1 - b_{21})s\right] / (1 + a_1s).$$

Целевую функцию оптимизации принимаем в виде

$$\overline{D}_e = D_{e1} + \overline{D}_{e2} + \overline{D}_{eg} \to \min,$$

где  $D_{e1} = S_{v1} \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |H_1(j\omega)|^2 d\omega = \frac{b_{10}^2 S_{v1}}{2a_1}$  дисперсия ошибки по каналу локационного дат-

чика,  $\overline{D_{e2}}$  и  $\overline{D_{eg}}$  - верхние границы дисперсий ошибки по каналу акселерометра и динамической ошибки, для которых, следуя [4], запишем формулы  $\overline{D}_{e2} = b_{21}^2 D_{v2}, \overline{D}_{eg} = D_g [\max\{1 - b_{10}, 1 - b_{21}/a_1\}]^2.$ 

Подвергнув аналитическому исследованию на минимум полученную функцию трех переменных  $\overline{D_e}$  ( $a_1, b_{10}, b_{21}$ ), найдем выражения для оптимальных значений параметров измерителя

$$a_{1}^{0} = \left[\frac{S_{\nu 1}}{4D_{\nu 2}}\right]^{1/3}, b_{10}^{0} = \left[\frac{3D_{\nu 2}^{1/3}S_{\nu 1}^{2/3}}{4^{2/3}D_{g}} + 1\right]^{-1}, b_{21}^{0} = a_{1}^{0}b_{10}.$$

Например, при  $S_{\nu l}=1$ м<sup>2</sup>/с,  $D_{\nu 2}=10^{-3}$ м <sup>2</sup>/с<sup>4</sup>,  $D_{g}=0,5$ м<sup>2</sup>/с<sup>2</sup> получим  $a_{1}^{0}=6,30$ с,  $b_{10}^{0}=0,808$ ,  $b_{21}^{0}=5,09$ с,  $\overline{D_{e}}$  ( $a_{1}^{0}$ ,  $b_{10}^{0}$ ,  $b_{21}^{0}$ )=0,096 м/с. Для сравнения найдем минимальную возможную величину  $\overline{D_{e}}$  в случае априорного наложения условия инвариантности  $H_{1}(s) + H_{2}(s) = 1$ :  $\overline{D_{e}}$  ( $a_{1}^{0}$ , 1,  $a_{1}^{0}$ )=1,19  $D_{\nu 2}^{1/3} S_{\nu 1}^{2/3} = 0,119$  м<sup>2</sup>/с<sup>2</sup>. Видно, что принятие условия инвариантности приводит к проигрышу в потенциальной точности.

Заметим, что оптимальные значения параметров приводят передаточную функцию  $H_3(s)$  к виду  $H_3(s) = 1 - b_{10}^0$  ( $0 < b_{10} \le 1$  всегда), соответствующему безынерционному звену. Физически это объясняется отсутствием априорной информации о частотном составе случайного процесса
g(t), в связи с чем целесообразно сделать все его спектральные составляющие равноправными при формировании динамической ошибки измерения. Если  $D_g \to \infty$ , то есть вообще отсутствует какая-либо информация об измеряемой координате, то  $b_{10}^0 \to 1$ ,  $H_3(s) \to 0$  и выполняется условие инвариантности. Такой же результат, но при ограниченно высокой точности измерения, получается при  $S_{v1} \to 0$ , когда отсутствует погрешность локационного датчика (в этом случае используется только локационный датчик), и при  $D_{v2} \to 0$ , когда погрешность акселерометра квазипостоянна. В последнем случае оптимальные параметры обеспечивают нулевую установившуюся ошибку лишь при бесконечно большом наблюдательном времени.

Благодарность. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства Российской Федерации, соглашение № FSRF-2023-0003, "Фундаментальные основы построения помехозащищенных систем космической и спутниковой связи, относительной навигации, технического зрения и аэрокосмического мониторинга"

Заключение. В работе обсуждены некоторые эффективные варианты математической постановки задачи интегрированных измерителей параметров движения при отсутствии полной априорной информации о приложенных к измерителю воздействиях. Даны рекомендации по выбору и теоретическому или экспериментальному оцениванию числовых характеристик воздействий. Показано, что при правильном контроле достоверности задаваемых непараметрических моделей получаются результаты синтеза, имеющие более высокую практическую ценность, чем при задании не вполне достоверных спектрально-корреляционных характеристик. Направлением дальнейших исследований может быть развитие методов оптимизации измерительной системы по критерию минимума максимальной ошибки.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Анцев Г. В. Экранопланы: настоящее и будущее. 25 февр. 2022 г. 766.https://www.youtube.com >
- 2. Небылов А.В., Небылов В.А., Панферов А.И. Концепция морской горизонтальной посадки крыльевого космического аппарата путем стыковки с экранопланом //Инновационное приборостроение. 2022, №1. Стр.
- 3. Liang Yum, Alan Bliault, Johnny Doo. WIG-craft and Ekranoplane. Springer; 2010thedition, 468p.
- 4. Nebylov A.V., Nebylov V.A. Russian ekranoplanes: new perspectives in international lcooperation // Russian engineer. No. 4. 2013. p. 33-36. (in Russian).
- 5. Nebylov, A.V. and Wilson P. Ekranoplane Controlled Flight close to Surface. Monograph. WIT-Press, UK, 2002, 320 p.
- 6. **Небылов А.В., Небылов В.А.** Российские экранопланы: перспективы сотрудничества. Русский инженер, № 4. 2013. р. 33-36.
- 7. Nebylov A.V. and Watson J., Editors. Aerospace Navigation Systems. John Wiley & amp; Sons, Ltd, UK, 2016, 420 p.
- 8. Nebylov A. V. Ensuring Control Accuracy. Springer, Berlin. 2004, p. 244.

A.V. Nebylov, V.A. Nebylov (Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation). Comparative analysis of options for setting the task of synthesizing robust navigation systems

*Abstract.* The report is devoted to discussing the specifics of setting the task of designing integrated measurement systems, including the choice of primary sensor models and optimality criteria. Nonparametric classes of random processes are used. An example of the synthesis of a robust integrated ground speed meter based on reliable numerical characteristics of impacts is considered.

# М.Б.РОЗЕНГАУЗ (АО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», Санкт-Петербург)

## ПРИМЕНЕНИЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

В докладе рассмотрено прогнозирование состояния навигационных систем с применением нечетких моделей. Предложенный алгоритм позволяет описать процесс принятия решения о состоянии диагностируемого объекта на естественном языке с использованием качественных оценок и привязки этих оценок к строгому математическому аппарату.

Введение. Надежное и безопасное функционирование современных навигационных систем немыслимо без решения задач технической диагностики, в частности без прогнозирования их технического состояния. Кроме того, прогнозирование позволяет проводить такое техническое обслуживание, когда замена элемента навигационной системы происходит не по отказу, а по результатам прогнозирования его технического состояния. На навигационных системах устанавливают множество датчиков, и регистрируется много параметров, в том числе диагностических, что позволяет прогнозировать техническое состояние системы. В настоящее время существуют алгоритмы прогнозирования, такие как применение теории вероятностей [1], адаптивное динамическое регрессионное моделирование, методы машинного моделирования. Однако, каждый из них имеет свои преимущества и недостатки и нет универсальной модели, с помощью которой можно было бы с высокой точностью оценить принадлежность объекта к тому или иному состоянию [2-5].

**Постановка задачи.** Рассмотрим навигационную систему, состояние которой Y зависит от некоторого набора контролируемых диагностических параметров  $x_1, x_2,...x_n$ . Предполагается, что имеется массив исходных данных диагностических параметров объекта, по значениям которых можно оценить исправность работы объекта или нарушение процесса его функционирования. Обычно этот массив представляет собой систему временных рядов. Требуется на основе этих данных построить такой алгоритм, с помощью, которой можно было бы получить прогноз технического состояния объекта, т.е. требуется по результатам тизмерений каждого из диагностических параметров за время  $t_1, t_2,...t_m$ ;  $x_{11}, x_{12},...x_{1m}$ ;  $x_{21}, x_{22},...x_{2m}$ ;  $x_{n1}, x_{n2},...x_{nm}$  спрогнозировать состояние системы в момент времени  $t_{II} > t_m$ .

В качестве такого алгоритма в докладе предлагается использовать алгоритм, основанный на применении нечетких моделей.

**Построение алгоритма.** Весь процесс построения алгоритма можно разбить на несколько этапов, используя алгоритм вывода Мамдани [6]:

## 1) введение нечеткости (фазификация)

На этом этапе четкие значения диагностических параметров преобразуются в значения лингвистической переменной – термы. Так, если диагностический параметр х – температура, то термы могут быть такими: «нормальная», «высокая», «очень высокая». Далее, согласно положениям теории нечетких множеств [7], каждому значению терма может быть поставлено в соответствие некоторое число от 0 до 1, определяющее степень принадлежности физического значения параметра к тому или иному терму лингвистической переменной, называемой функцией принадлежности. Так, для значения терма x<sub>2</sub> - температура, лежащего в диапазоне 25°C - 30°C, можно задать степень принадлежности к терму «нормальная», равную 0.8, к терму «высокая» - 0.15 и к терму «очень высокая» - 0.05. Построение функции принадлежности является довольно сложным вопросом, требующим своего решения в каждом отдельном случае. Обычно используют треугольные, трапециевидные, Z-образные и S-образные функции принадлежности, однако для конкретной задачи можно выбрать и более подходящую функцию принадлежности. Параметры функций принадлежности характеризуют критические границы контролируемых параметров. В настоящее время установлено [7], что для большинства приложений достаточно 3 – 7 термов на каждую переменную. Минимальное (3) числа термов, используемое в большинстве практических случаев, вполне оправданно, поскольку содержит минимальное, максимальное и среднее значения.

#### 2) логический вывод, т.е. разработка нечетких правил и получение заключения

На этом этапе определяются продукционные правила, связывающие лингвистические переменные, т.е. строится база правил. Каждое правило состоит из антецедента (часть ЕСЛИ...) и консеквента (часть ТО...). Затем необходимо определить степень принадлежности всего антецедента правила с помощью операторов МІN для связки И или оператора МАХ для связки ИЛИ. Таким образом, находятся уровни «отсечения» для предпосылок каждого из правил α<sub>1</sub>, α<sub>2</sub>,..., α<sub>N</sub>, где N – количество продукционных правил. Затем определяют «усеченные» функции принадлежности для каждой из лингвистических переменных:

$$C'_{1}(Y) = (\alpha_{1} \wedge C_{1}(Y));$$
  

$$\vdots$$

$$C'_{N}(Y) = (\alpha_{N} \wedge C_{N}(Y));$$
(1)

где  $C_i(Y)$  - функция принадлежности *i* - ой лингвистической переменной.

Такая операция отрабатывается для каждого правила из базы правил. Следующим шагом является собственно вывод или заключение. Аналогично предыдущему, используя операторы MAX/MIN, вычисляют значение консеквента. Исходными данными служат вычисленные на предыдущем шаге значения степеней принадлежности антецедентов правил. Таким образом, получаем нечеткое значение выходной переменной.

3) композиция

Проводится объединение найденных усеченных функций принадлежности с помощью операции MAX, что приводит к получению итогового нечеткого подмножества для переменной вывода У с функцией принадлежности:

$$\mu_{\Sigma}(Y) = C(Y) = C'_{1}(Y) \lor C'_{2}(Y) \lor \dots C'_{N}(Y)$$
<sup>(2)</sup>

#### 4) дефаззификация (приведение к четкости).

Так как результатом нечеткого вывода может быть несколько термов выходной переменной, то правило дефаззификации должно определить, какой из термов выбрать. Существует несколько методов дефаззификации: метод центра тяжести, метод наибольшего значения, метод центроида и др. Таким образом, с помощью одного из перечисленных методов из полученного нечеткого множества значений выходной переменной можно найти конечное прогнозируемое состояние в виде нечеткого терма «исправно» или «неисправно».

Работу предлагаемого алгоритма рассмотрим на примере упрощенного алгоритма нечеткого вывода [8]. Он отличается тем, что каждое из продукционных правил задается в виде: ЕСЛИ  $x_1 = C_1$  и  $x_2 = C_2$  ТО  $Y = D_1$ , где  $D_1$  – некоторое четкое число. Работа этого алгоритма представлена на рис. 1. Продукционные правила имеют вид:

Если  $x_1$  есть  $C_1$  и ЕСЛИ  $x_2$  есть  $C_3$ , ТО  $Y = D_1$ ;

Если  $x_1$  есть  $C_2$  и ЕСЛИ  $x_2$  есть  $C_4$ , TO  $Y=D_2$ 

где  $C_1$ ,  $C_2$ ,  $C_3$ ,  $C_4$  – некоторые заданные функции принадлежности;  $D_1$  и  $D_2$  – некоторые четкие числа.





Рис. 1 Иллюстрация к упрощенному алгоритму нечеткого логического вывода

- Введение нечеткости. Находятся степени истинности для предпосылок каждого из правил C<sub>1</sub>(x<sub>10</sub>), C<sub>2</sub>(x<sub>10</sub>), C<sub>3</sub>(x<sub>20</sub>), C<sub>4</sub>(x<sub>20</sub>)
- 2) Нечеткий вывод. Находятся уровни «отсечения» для предпосылок каждого из правил:

$$\alpha_1 = C_1(x_{10}) \wedge C_3(x_{20}); \quad \alpha_2 = C_2(x_{10}) \wedge C_4(x_{20})$$

3) Определяется четкое значение выходной переменной У:

$$Y = \frac{\alpha_1 D_1 + \alpha_2 D_2}{\alpha_1 + \alpha_2} \tag{3}$$

В общем случае N правил:

$$Y = \sum_{i=1}^{N} \alpha_i D_i / \sum_{i=1}^{N} \alpha_i$$
(4)

Заключение. В докладе предложен алгоритм прогнозирования состояния навигационных систем, основанный на теории нечетких множеств. Основным достоинством разработанного алгоритма является то, что он позволяет описать процесс принятия решения на естественном языке с использованием привычных качественных оценок и привязка этих оценок к строгому математическому аппарату.

Можно оценить качество прогнозирования. Для этого массив исходных данных разбивается на 2 выборки – обучающую и контрольную. С помощью обучающей выборки находятся параметры и модели. Далее по построенной модели проводится прогнозирование состояния объекта, и полученные результаты проверяются по контрольной выборке. При этом используются такие критерии как процент верных прогнозов, критерий AUC (area under the curve), F-мера [2].

Для оценки эффективности предлагаемого подхода была проведена диагностика состояния объекта по 8 заданным диагностическим показателям. Проведенные исследования с помощью программы Mathcad показали, что применение нечеткой логики позволяет повысить точность прогнозирования на 5% - 8% по сравнению с базовыми методами.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **А.В.Майструк**. Прогнозирование надежности и безопасности технических систем при композиции законов распределения параметров структурных элементов, 2019. Научные труды КубГТУ, №3, С.643-656.
- Ю.Е.Кувайскова, В.Р.Крашенинников, В.И.Клячкин, А.В.Алекссева «Нечеткие модели прогнозирования технического состояния объектов», VI Международная конференция и молодежная школа «Информационные технологии и нано технологии» (ИТНТ-2020), 2020. С. 366-371.
- 3. **О.В.Крюков** «Применение теории нечетких множеств при прогнозировании и обработке данных» Вопросы электромеханики, 2016. Т.150, С. 18-26.
- Э.3. Мухаметзянов Нечеткий логический вывод и нечеткий метод анализа иерархий в системах поддержки принятия решений: приложение к оценке надежности технических систем 2017. Кибернетика и программирование, №2. С. 59-77
- 5. **Н.А.Попов, Д.В.Скворцов** Применение теории нечетких множеств для диагностирования сложных технических систем Известия ТузГУ. Технические науки, 2021. вып. 3, С. 168-171
- 6. **В. Снитюк, С.Говорухин** Технология нечеткого прогнозирования характеристик сложных объектов и систем, International Book Series «Information Science and Computing, 2008. C.117-122
- 7. **Brakovich A**. Data mining for industrial facilities New Electrical and Electronic Technologies and their Industrial Implamentations, 2013. Proc. of the 8-th International Conference, Zakopane, Poland, P.145
- О.С.Амосов, Интеллектуальные информационные системы. Нейронные сети и нечеткие системы, 2005. Комсомольск-на Амуре, 106 с.

## M.B. Rozengauz (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). The Application of Fuzzy Logic to Navigation Systems Prediction

*Abstract.* Navigation systems prediction using fuzzy models is considered in the paper. The suggested algorithm makes it possible to describe the process of solution to the problem on the state of diagnostic object in natural language using quantity estimations and their relation to rigorous mathematical apparatus.

# М. МОХРАТ, Ж. МАХМУД, С.А. КОЛЮБИН (Национальный исследовательский университет ИТМО, Санкт-Петербург)

## ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ НЕЙРОННО-ОСНОВАННЫХ СИСТЕМ ОДНОВРЕМЕННОЙ ЛОКАЛИЗАЦИИ И ПОСТРОЕНИЯ КАРТ

В этой работе представлен обзор современных методов построения карт и локализации (SLAM), основанных на нейронных и точечных представлениях, таких как Neural Radiance Field (NeRF) и 3D Gaussian Splatting (3D-GS). Эти методы предлагают новые подходы к решению задач SLAM, обеспечивая высокую точность рендеринга и улучшенные возможности для работы в реальном времени. В обзоре подробно рассматриваются преимущества и недостатки каждого подхода, а также их потенциальное применение в различных сценариях. Основное внимание уделяется анализу уже существующих методов, их сравнению и оценке с точки зрения эффективности и применимости в практических задачах.

Введение. Система (SLAM) является фундаментальной концепцией в области компьютерного зрения и робототехники, решая задачу автономной навигации машин и создания карт неизвестных сред. Традиционно техники SLAM полагались на различные сенсоры, включая камеры, лазерные дальномеры, инерциальные устройства и GPS. При разработке системы SLAM выделяются несколько ключевых критериев. К ним относятся глобальная согласованность, устойчивое отслеживание камеры, точное моделирование поверхности, работа в реальном времени, и робастность к шумовым данным. Традиционные подходы имеют свои ограничения, особенно в сложных условиях с динамическим освещением или движением. В последние годы достижения в области глубокого обучения привели к разработке новых методов, повышающих точность и надежность SLAM. В этом обзоре рассматриваются некоторые из этих инновационных методов, сосредоточенных на нейронных NeRF [1] и 3D-GS [2], которые демонстрируют перспективы улучшения точности построения карт и отслеживания.

**Обзор литературы.** За прошедшие годы были разработаны различные подходы к решению задачи SLAM, начиная с вероятностных методов, таких как фильтр Калмана, переходя к подходам оптимизации факторных графов, а в последнее время используя такие передовые методы, как гауссово расщепление и нейронные NeRF.

На рисунке 1 представлена классификация исторического развития методов SLAM за последние 20 лет, основанная на нескольких факторах, таких как настройки датчиков, методы слияния и методы выделения визуальных признаков.

Эволюция методов оценки стала очевидной, поскольку такие работы, как Mono-SLAM [3], Rovio [4] и Open-VINS [5], применяли фильтры для оценки состояния на различных сенсорных платформах. Фильтр Калмана (KF), представленный в 1960-х годах, является влиятельным методом SLAM, который оценивает положение робота и ориентиры в окружающей среде путем прогнозирования и обновления состояния системы на основе зашумленных измерений. КF предполагает линейные модели движения и датчиков с гауссовским шумом, обеспечивая оптимальные оценки при таких условиях. Однако SLAM на основе KF, например, расширенный фильтр Калмана (EKF), сталкивается с трудностями при работе с нелинейностями и становится вычислительно дорогим по мере увеличения числа ориентиров.

С течением времени факторные графы, такие как ORB-SLAM [6], и VINS-Mono [7], получили широкое распространение. SLAM на основе факторных графов обладает значительными преимуществами перед фильтрами Калмана благодаря своей масштабируемости, гибкости, возможностям оптимизации, упрощённость добавления дополнительных датчиков, таких как IMU и колесные энкодеры. Он эффективно обрабатывает большие среды без вычислительных затрат, связанных с поддержанием большого вектора состояния, как это требуется в фильтрах Калмана. Факторные графы естественным образом управляют нелинейными отношениями между переменными, преодолевая ограничения фильтров Калмана, предполагающих линейность. Кроме того, они отлично справляются с интеграцией ограничений на замыкание контуров, что очень важно для уточнения карты и корректировки предыдущих оценок. Глобальная оптимизация, выполняемая факторными графами, в отличие от инкрементных обновлений в фильтрах Калмана, приводит к более точным и последовательным решениям SLAM.

Со временем SLAM начал развиваться для решения задач в динамических средах, и такие методы легче адаптировать в рамках подходов на основе факторных графов, как, например, Kimera [8] и RVWO [9], которые используют семантическую сегментацию на базе CNN. Однако в последние пять лет основное внимание уделяется глубоким нейронным методам, таким как NERF и гауссианы, которые становятся всё более популярными в области SLAM.



Рис. 1. Классификация исторического развития методов SLAM за последние 20 лет

Neural Radiance Field (NeRF) представляет собой полностью связную нейронную сеть, разработанную для генерации новых видов и имплицитного представления сцен. Этот метод получил признание благодаря своей способности рендерить 3D сцены на основе набора позированных 2D изображений. Модели NeRF самонастраиваемы, требуя для обучения только изображений и их соответствующих поз. Основная идея NeRF заключается в использовании 5D входных данных, включающих пространственное положение и направление обзора, для генерации цветовых интенсивностей и объемной плотности через многослойный перцептрон (MLP). Однако, несмотря на высокое качество рендеринга, NeRF имеет свои ограничения. Рендеринг может быть медленным из-за необходимости стохастического семплирования, что делает сложным достижение работы в реальном времени. Кроме того, использование MLP для каждого пикселя требует значительных вычислительных ресурсов, что ограничивает масштабируемость NeRF в задачах SLAM.

**3D** Gaussian Splatting (**3DGS**). Этот метод решает некоторые проблемы, связанные с NeRF, используя 3D гауссианы для моделирования сложных сцен. Этот подход использует параметры, такие как анизотропная ковариация, положение и непрозрачность, которые обучаются с помощью методов машинного обучения. В отличие от NeRF, 3DGS не требует интенсивной обработки при рендеринге, что делает его более подходящим для приложений в реальном времени. В 3DGS сцена представляется как набор 3D гауссианов, каждый из которых вносит свой вклад в итоговое рендеренное изображение на основе своих параметров. Использование точечного рендеринга также позволяет системе более эффективно работать с открытыми сценами и отражающими объектами.

Системы SLAM, использующие NeRF и 3D Gaussian Splatting. В последние годы интеграция NeRF и 3D Gaussian Splatting в системы SLAM привлекла значительное внимание, поскольку такие системы стремятся объединить преимущества обоих подходов. Один из примечательных примеров — NeRF-SLAM [10] использует методы NeRF для решения задач SLAM. Основой системы является модуль Droid-SLAM [11], который обеспечивает плотные карты глубины и позы для каждого ключевого кадра. Система NeRF-SLAM включает два основных потока: трекинг и построение карты. Трекер минимизирует ошибку повторной проекции для активного окна ключевых кадров, тогда как маппер оптимизирует все ключевые кадры, полученные от трекера. Основное внимание уделяется оптимизации NeRFs, основанных на позах и глубинах, вычисленных Droid-SLAM. С помощью метода глубинной супервизии система минимизирует функции потерь, такие как цветовая ошибка и ошибка по глубине. Для вычисления ошибки по глубине используется расстояние до завершения луча, что позволяет достичь высокой точности карт и более качественного трекинга.

Аналогично, SplaTAM [12] является первой плотной RGB-D SLAM системой, использующей 3D Gaussian Splatting. Эта методика моделирует окружающую среду с помощью 3D гауссиан, рендеря изображения высокого разрешения и глубины. SplaTAM использует дифференцируемый рендеринг и градиентную оптимизацию для улучшения поз камеры в каждом кадре и создания объемной карты окружающей среды. Система включает три ключевых компонента: трекинг камеры, уплотнение гауссиан и обновление карты. Трекер камеры оценивает позы новых RGB-D кадров и минимизирует ошибки реконструкции изображений и глубины относительно параметров позы. В процессе уплотнения система добавляет новые гауссианы на карту, основываясь на изображениях глубины, улучшая качество модели сцены. Обновление карты выполняется с помощью дифференцируемого рендеринга, который оптимизирует параметры гауссиан для достижения более точного соответствия реальным данным. Эти методы, хотя и предлагают значительные преимущества, также имеют свои ограничения и требуют дальнейших исследований для полного раскрытия их потенциала в реальных условиях.

Заключение. Этот обзор подчеркивает важности систем SLAM, с акцентом на интеграцию передовых нейронных и точечных представлений, таких как NeRF и 3D Gaussian Splatting. Хотя эти методы предлагают значительные преимущества в плане качества изображения и скорости рендеринга, у них также есть свои ограничения. Анализируя плюсы и минусы каждого подхода, данная работа направлена на предоставление комплексного понимания текущего состояния технологий SLAM и возможных направлений их развития. По мере дальнейшего развития этой области, совершенствование этих техник будет играть ключевую роль в решении задач, связанных с SLAM, что в конечном итоге приведет к созданию более устойчивых и эффективных автономных систем для широкого спектра приложений.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. B. Mildenhall, P. P. Srinivasan, M. Tancik, J. T. Barron, R. Ramamoorthi, and R. Ng, "NeRF: Representing scenes as neural radiance fields for view synthesis," 2020.
- 2. B. Kerbl, G. Kopanas, T. Leimk"uhler, and G. Drettakis, "3d gaussian splatting for real-time radiance field rendering," ACM Transactions on Graphics, vol. 42, July 2023
- A. J. Davison, I. D. Reid, N. D. Molton and O. Stasse, "MonoSLAM: Real-Time Single Camera SLAM," in IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, vol. 29, no. 6, pp. 1052-1067, June 2007.
- 4. **M. Bloesch, S. Omari, M. Hutter and R. Siegwart**, "Robust visual inertial odometry using a direct EKF-based approach," 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), Hamburg, Germany, 2015.
- P. Geneva, K. Eckenhoff, W. Lee, Y. Yang and G. Huang, "OpenVINS: A Research Platform for Visual-Inertial Estimation," 2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Paris, France, 2020.
- C. Campos, R. Elvira, J. J. G. Rodríguez, J. M. M. Montiel and J. D. Tardós, "ORB-SLAM3: An Accurate Open-Source Library for Visual, Visual–Inertial, and Multimap SLAM," in IEEE Transactions on Robotics, vol. 37, no. 6, pp. 1874-1890, Dec. 2021
- 7. T. Qin, P. Li and S. Shen, "VINS-Mono: A Robust and Versatile Monocular Visual-Inertial State Estimator," in IEEE Transactions on Robotics, vol. 34, no. 4, pp. 1004-1020, Aug. 2018, doi: 10.1109/TRO.2018
- 8. Antoni Rosinol, Marcus Abate, Yun Chang, & Luca Carlone. (2020). Kimera: an Open-Source Library for Real-Time Metric-Semantic Localization and Mapping.
- J. Mahmoud, A. Penkovskiy, H. T. Long Vuong, A. Burkov and S. Kolyubin, "RVWO: A Robust Visual-Wheel SLAM System for Mobile Robots in Dynamic Environments," 2023 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), Detroit, MI, USA, 2023.
- A. Rosinol, J.J. Leonard, and L. Carlone, "NeRF-SLAM: Real-time dense monocular slam with neural radiance fields," 2022.
- 11. Z. Teed and J. Deng, "DROID-SLAM: Deep Visual SLAM for Monocular, Stereo, and RGB-D Cameras," Advances in neural information processing systems, 2021.

 N. Keetha, J. Karhade, K. M. Jatavallabhula, G. Yang, S. Scherer, D. Ramanan, and J. Luiten, "Splatam: Splat, track & map 3d gaussians for dense rgb-d slam," in Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2024.

M. Mohrat, J. Mahmoud, S.A. Kolyubin (ITMO University, Saint Petersburg). Review of Modern Methods of Neuro-Based SLAM

*Abstract.* This work presents an overview of contemporary methods in Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) that utilize neural and point-based representations, including Nerual Radiance Fields (NeRF) and 3D Gaussian Splatting (3D-GS). These approaches introduce modern techniques for enhancing SLAM tasks, offering high rendering accuracy and improved real-time capabilities. The review focuses on analyzing the advantages and disadvantages of each method and assessing their applicability in various scenarios. The primary aim is to provide a comprehensive analysis of existing methods, highlighting their strengths, limitations, and potential for practical use in SLAM systems.

# О.С. АМОСОВ, С.Г. АМОСОВА, К.А. КУЛАГИН (Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия)

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИРТУАЛЬНОГО ПОЛИГОНА ДЛЯ ОТРАБОТКИ СОВМЕСТНОЙ НАВИГАЦИИ ГРУППЫ РАЗНОРОДНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрено создание виртуального полигона для симуляции навигации группы беспилотных аппаратов, работающих в разных средах. Выбраны модели реальных аппаратов с набором измерительных датчиков для симуляции. Дана математическая постановка задачи оценивания и навигации подвижных объектов по разным измерительным средствам. Предложен проект системы и алгоритмы комплексирования для навигации подвижных объектов с использованием интеллектуальных технологий. Проведены тестовые симуляции навигации беспилотных аппаратов на сцене виртуального полигона на примере ровера и гексакоптера.

Введение. Актуальной проблемой сегодняшнего дня является согласованное поведение и взаимодействие группы беспилотных аппаратов (БА), работающих в разных физических средах: под водой, на воде, на суше и в воздухе. Эта группа образует динамическую многоагентную систему. На ее поведение существенное влияние оказывает навигация не одиночных аппаратов, а группы. Совместная навигация группы БА разного типа, находящихся в различных физических средах, предполагает для разработки эффективных по точности и быстродействию алгоритмов использование и комплексирование навигационной информации от различных систем и устройств [1–6]. Довольно трудно при этом обеспечить взаимодействие БА. Для отработки такого взаимодействия может использоваться виртуальный полигон (ВП) для создания виртуальных сред, в которых группы БА могут быть протестированы на совместимость и эф-

**Предлагаемый доклад** посвящен разработке и моделированию ВП с характеристиками реальных беспилотных воздушных, надводных, подводных и наземных аппаратов для реализации проекта системы и алгоритмов комплексирования для навигации подвижных объектов с использованием интеллектуальных технологий. Проведение экспериментов с указанной группой требует подкрепления полученных имитационных результатов на физическом полигоне.

**Постановка задачи.** Необходимо выбрать платформу для создания ВП для моделирования совместно работающих в группе разнородных БА. Осуществить выбор операционной среды и инструмента для увязки аппаратного и программного обеспечения совместной работы в группе БА.

Необходимо в виртуальной среде разработать проект совместной навигации и функционирования разнородной группы БА и проверить их работу на физическом полигоне.

Пусть рассматриваемая система *S* состоит из разнородных БА  $\mathbf{A} = \{a_k, k = 1, ..., n_a\}$  функционирующих в разных физических средах  $\mathbf{E} = \{e_k, k = 1, ..., n_e\}$ . Будем рассматривать четыре физических среды  $n_e = 4$ : воздушная, земная, надводная, подводная и четыре типа БА  $n_a = 4$ : летательный аппарат – дрон, наземный, надводный и подводный аппараты.

Координаты положения БА  $\mathbf{A} = \{a_k, k = 1, ..., n_a\}$  в момент времени *t*, вырабатываемые бортовой навигационной системой каждого подвижного аппарата, передаются вектором  $\mathbf{X}^{\text{HC}} = [X_1^{\text{HC}} X_2^{\text{HC}} X_3^{\text{HC}}]^T$ .

Измерительная информация поступает от следующих систем и устройств [1–6]: инерциальных навигационных систем по показаниям бортовых измерительных датчиков; аппаратуры потребителя информации глобальной навигационной спутниковой системы; радиотехнических систем и устройств; видеосистем; средств одометрии для наземных транспортных средств; данных цифровых карт геофизических полей; эталонных маяков; других доступных средств. В частности, это акустические средства для подводных аппаратов, интеллектуальные маяки, роль которых для подводных аппаратов может быть выполнена летательными дронами с приводнением и способных обеспечить передачу точных координат своего местоположения, данных от спутниковых, радиотехнических систем при использовании надежной безопасной системы связи между аппаратами.

**Математическая постановка задачи** оценивания и навигации подвижных объектов. Необходимо, имея набор измерений от разных источников информации: спутниковой навигационной аппаратуры потребителя  $\mathbf{Y}^{C}$ , бортовых измерителей геофизических полей  $\mathbf{Y}^{A}$ , от точечных ориентиров-маяков  $\mathbf{Y}^{M}$ , от видеокамер наблюдения  $\mathbf{Y}^{B}$ , от датчиков одометрии для наземных БА  $\mathbf{Y}^{O}$  – получить с помощью вычислительных алгоритмов искусственного интеллекта оценки погрешностей  $\Delta \hat{\mathbf{X}}^{HC}$ , использование которых позволяет уточнить показания навигационной системы БА  $\mathbf{X}^{HC} = [X_1^{HC} X_2^{HC} X_3^{HC}]^T$ .

Решение проблемы. Разбивается на решение следующих задач:

Организация группы разнообразных подвижных объектов для совместной работы над задачей. Выбор реальных физических моделей аппаратов, доступных для использования.

Выбор цифровой платформы для имитации деятельности группы различных БА.

Подбор программной среды и инструментария для синхронизации аппаратной и программной частей при коллективной работе БА.

Моделирование процесса навигации беспилотных устройств в виртуальном пространстве.

Разработка алгоритмов оценивания, навигации и комплексирования.

Выполнение задач по коллективной навигации и достижению целей, поставленных перед командой устройств.

Основные результаты работы. Определена группа совместно работающих и реально существующих воздушного, надводного, подводного и наземного аппаратов для выполнения поставленного задания.

В качестве программного обеспечения выбрана среда Unreal Engine 5.3 для моделирования совместно работающих в группе разнородных БА. Выбрана операционная среда ROS (Robot Operating System) и протокол MAVLink (Micro Air Vehicle Link) для управления и связи группой БА в симуляции с использованием кроссплатформенного симулятора AirSim для Unreal Engine и реального эксперимента.

Начато наполнение базы данных ВП моделями дронов, измерительными датчиками, объектами окружающей среды (шейдерами, shaders). Начаты эксперименты с гексакоптером и ровером (рис. 1), содержащих основные компоненты, представленные в табл. 1.

Миссия полета гексакоптера подготавливалась в программе ArduPilot Mission Planner – наземной станции управления самолетами, коптерами и вездеходами, Она используется в качестве утилиты настройки или дополнения к динамическому управлению БА. Для миссии задаются точки маршрута (waypoints), по которым гексакоптер будет следовать. Дополнительно можно задать высоту полета, скорость и другие параметры для каждой точки. Планирование полета осуществлялось по спутниковой карте с использованием картографических данных Google Maps. Для связи гексакоптера с базой использовался протокол MAVLink.

Разработан ВП на основе интеграции AirSim и Unreal Engine 5.3. Данная система обладает функционалом для создания детализированных сценариев как в масштабах, соответствующих глобальной системе координат, так и в пределах локализованных пространств с фиксированными координатными параметрами. Применение Unreal Engine 5.3 способствует достижению высокого уровня реализма в визуализации и текстурных особенностях моделируемых объектов. Каждому элементу в симуляции может быть задан индивидуализированный набор физических и визуальных характеристик, что позволяет точно воспроизводить их динамику и взаимодействие с окружающей средой. Заложена в виртуальном полигоне карта рельефа и высот для выбранного физического полигона.

Для уменьшения ошибок виртуальной симуляции и реального полета проводятся тренировки и тестирования реальных и виртуальных полетов и передвижений с учетом реальных внешних факторов и настройки параметров гексакоптера и ровера.

Важно подчеркнуть, что при реализации проекта системы комплексирования для совместной навигации и функционирования разнородных БА, образующих многоагентную систему,

акцент делается на разработку алгоритмов искусственного интеллекта с целью поиска их достоинств и недостатков в сопоставлении с традиционными алгоритмами [8–15] (табл. 2). Сопоставление традиционных и алгоритмов искусственного интеллекта показывает, что последние обеспечивают точность фильтрации близкую к потенциально достижимой [8–15].



Рис. 1. Беспилотные аппараты: а – гексакоптер; б – ровер

Таблица 1

Основные компоненты БА

Гексакоптер (разработка ИПУ РАН)	Ровер (совместная разработка ИПУ РАН и компа- нии «Прикладная робототехника»)
<ul> <li>GPS-модуль TimeTools T100 GPS NTP Time Server</li> <li>инершиальный измерительный блок (IMU)</li> </ul>	• модуль SIYI M9N GPS GNSS (GLONASS, GPS, Galileo, Beidow)
ICM42688-Р – основной IMU датчик, ICM42605 – вспо- могательный IMU датчик;	<ul> <li>инерциальный измерительный блок</li> <li>ICM42688-P\ICM20948 с системой дублирования</li> </ul>
• полетный контроллер Matek H743-SLIM V3;	• полетный контроллер ARA-FC-AIR;
<ul> <li>процессор STM32H743VI с тактовой частотой 480 МГц;</li> </ul>	<ul> <li>процессор STM32F405;</li> </ul>
<ul> <li>барометр Infineon DPS310;</li> </ul>	<ul> <li>барометр ВМР280</li> </ul>
<ul> <li>магнитометр QMC5883L;</li> </ul>	<ul> <li>магнитометр ICM20948(AK09916)</li> </ul>

Традиционные и интеллектуальные алгоритмы для навигации группы БА

Традиционные алгоритмы навигации и фильтрации	Алгоритмы искусственного интеллекта		
Корреляционные алгоритмы Алгоритмы калмановского типа и их модификации, в частно- сти, итерационный алгоритм, пачечный алгоритм Ансцентный калмановский фильтр Метод (фильтр) точечных масс Метод разделения. Рекуррентно-поисковые алгоритмы Последовательные методы Монте-Карло. Фильтр частиц	Машинное обучение Нейронные сети Нечеткие средства Вейвлеты Кластерный анализ Алгоритмы компьютерного зрения		
Традиционные алгоритмы аппроксимации	Нейросетевые алгоритмы		
Традиционные алгоритмы группового управления	Представление знаний, фреймовые модели Продукционные правила (нечеткого) вывода Агентные модели. Роевые алгоритмы		

Рассмотрена возможность построения нейросетевых моделей для: поверхностной высотной (батиметрической) карты, пространственных карт гравитационного и магнитного полей Земли, а также мультигеофизического поля [16] на основе объединения вышеперечисленных, что дает преимущество при их взаимном дополнении друг друга.

Для совместного функционирования группы разнородных БА предлагается для представления базы знаний использование фреймового подхода и продукционных правил для принятия решений.

Заключение. Построена модель виртуального полигона для симуляции навигации группы БА, работающих в разных средах. Выбраны модели реальных аппаратов с набором измерительных датчиков для симуляции. Дана математическая постановка задачи оценивания и навигации подвижных объектов от разных систем измерения.

Предложен проект системы и алгоритмы комплексирования для навигации подвижных объектов с использованием алгоритмов интеллектуальных систем. Предлагается создание нейросе-

тевых моделей карт геофизических полей Земли, фреймового подхода и продукционных правил для принятия решений для группы БА. Проведены тестовые симуляции навигации БА на сцене виртуального полигона по рельефу местности на примере гексакоптера и ровера. Разрабатываемую модель виртуального полигона предлагается взять за основу для моделирования реальных многоагентных систем на основе БА.

Работа проводилась при поддержке гранта Российского научного фонда № 24-29-00671.

## ЛИТЕРАТУРА

- 1. Степанов О.А., Торопов А.Б. Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. ЧАСТЬ 1. Обзор алгоритмов. Гироскопия и навигация. 2015. №3(90). С. 102–125.
- 2. Степанов О.А., Торопов А.Б. Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. ЧАСТЬ 2. Современные тенденции развития. Гироскопия и навигация. 2015. № 4(91). С. 147–159.
- Степанов О.А., Васильев В.А., Торопов А.Б. Решение задачи навигации по геофизическим полям с учетом изменчивости погрешностей корректируемой навигационной системы. XXIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2022. С. 60–65.
- 4. Джанджгава Г.И., Герасимов Г.И., Августов Л.И. Навигация и наведение по пространственным геофизическим полям. Известия ЮФУ. Технические науки. 2013. № 3 (140). С. 74–84.
- 5. Kim Y.G., Kim D.G., Kim K., Choi C.-H., Park N.I., Kim H.K. An Efficient Compression Method of Underwater Acoustic Sensor Signals for Underwater Surveillance. Sensors. 2022. Vol. 22. No. 3415.
- Амосов О.С., Амосова С.Г. Концепция совместной навигации и связи гетерогенной группы автономных беспилотных аппаратов, находящихся в разных средах. Пятнадцатая международная конференция «Управление развитием крупномасштабных систем» (MLSD'2022). Москва, 2022. С. 865–873.
- Моторин Д.Е. Исследование полимодельного комплекса системы планирования движения гетерогенной группы автономных роботов в условиях пространственно-ситуационной неопределенности. Робототехника и техническая кибернетика. 2019. 7(4). С. 291–299.
- 8. Степанов О.А., Амосов О.С. Оптимальная линейная фильтрация с использованием нейронной сети. Гироскопия и навигация. 2004. № 3 (46). С. 14–29.
- 9. Stepanov O.A., Amosov O.S. Nonrecurrent Linear Estimation and Neural Network. IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline), 2004. P. 213–218.
- Stepanov O.A., Amosov O.S. The Comparison of the Monte-Carlo Method and Neural Networks Algorithms in Nonlinear Estimation Problems. 9th IFAC Workshop "Adaptation and Learning in Control and Signal Processing" (ALCOSP'2007). Saint Petersburg, 2007. Vol. 9. Iss. PART 1. P. 392–397.
- Амосов О.С., Амосова С.Г. Оптимальное оценивание с использованием глубоких нейронных сетей применительно к навигации и управлению движением. Материалы XXXII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н. Н. Острякова. Санкт-Петербург, 2020. С. 160–163.
- Амосов О.С., Амосова С.Г. Машинное обучение с подкреплением для задач оптимального и адаптивного оценивания в навигационных приложениях. В сборнике: XXIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, 2022. С. 300–303.
- 13. Амосов О.С. Системы нечеткой логики для фильтрации марковских последовательностей. Информационные технологии. 2004. № 11. С. 16–22.
- 14. Амосов О.С., Амосова Л.Н., Магола Д.С. Оценивание случайных последовательностей с использованием регрессии и вейвлетов. Информатика и системы управления. 2009. № 3(21). С. 101–109.
- 15. Amosov O.S., Baena S.G. Decomposition Synthetic Approach for Optimum Nonlinear Estimation. IFAC-PapersOnLine. 2015. Vol. 48. No 11. P. 819–824.
- 16. Li Z.Y., Yu H.P., Shen T.Sh., Li Zh.H. Segmented Matching Method of Multi-Geophysics Field SLAM Data Based on LSTM. 2020 3rd IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS), 2020. P.6.

O.S.Amosov, S.G.Amosova, K.A.Kulagin (V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow). Virtual Polygon Simulation for Training Joint Navigation of Heterogeneous Unmanned Vehicles Group

*Abstract.* The creation of a virtual polygon for simulation the navigation of a group of uncrewed vehicles operating in different environments is considered. Models of real devices with the set of measuring sensors for simulation were selected. The mathematical statement for problem of estimation and navigation mobile objects using different measuring instruments is given. The project of the system and integration algorithms for navigation of mobile objects using intelligent technologies is proposed.

Test simulations of the navigation of uncrewed vehicles were carried out on the stage of a virtual test polygon using the rover and the hexacopter as examples.

Д.А. КОШАЕВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

В.В. БОГОМОЛОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ДЛИНОБАЗОВОЙ НАВИГАЦИИ АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА ПРИ ОТСУТСТВИИ АПРИОРНЫХ ДАННЫХ О ЕГО МЕСТОПОЛОЖЕНИИ И НЕДОСТАТОЧНОМ ДЛЯ ОДНОМОМЕНТНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ЧИСЛЕ ДОСТУПНЫХ МАЯКОВ

Разработан пригодный для применения в реальном времени алгоритм определения координат автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) с использованием серии разномоментных измерений дальностей до гидроакустических маяков, вместе с данными относительного лага и курсоуказателя. Предполагается, что априорные координаты АНПА неизвестны, а одномоментные дальномерные измерения не позволяют получить однозначное навигационное решение в силу малого числа доступных маяков. Алгоритм запускается при первом получении одновременных измерений от двух/трех маяков, соответственно, при случайной/неизвестной рассинхронизации шкал времени маяков и АНПА. Текущие и сохраненные до запуска алгоритма измерения обрабатываются с помощью единого обобщенного фильтра Калмана. Предусматривается разрешение неоднозначности между двумя гипотезами о местоположении АНПА. Представлены результаты моделирования и обработки натурных данных, а также оценки быстродействия, подтверждающие эффективность разработанного алгоритма.

**Введение.** В докладе рассматривается задача навигации на основе метода длинной базы [1-4], предполагающем получение измерений времени распространения сигнала от маяков, разнесенных друг от друга на значительное расстояние, к АНПА. Координаты маяков считаются известными, измерения носят беззапросный характер, рассинхронизация шкал времени маяков и АНПА может быть случайной или неизвестной. Предполагается, что на борту АНПА помимо гидроакустической системы имеется двухкомпонентный относительный лаг и курсоуказатель. Вертикальная координата считается известной. Оцениванию подлежат горизонтальные координаты АНПА в локальной прямоугольной системе координат *x*, *y*. Уровень погрешностей координат *x*, *y*, выработанных автономно, превышает расстояния до маяков, т.е. априорная информация о горизонтальном положении АНПА фактически отсутствует.

Для решения задачи длиннобазовой навигации может использоваться детерминированный метод крюйс-дальности и его разновидности [5], где предполагается применение выборочных разномоментных измерений. Более эффективное решение можно получить, используя полную реализацию регулярно поступающих измерений и учитывая свойства их погрешностей.

В задаче используются стохастические модели инструментальных погрешностей измерений лага – белые шумы, погрешности знания скорости звука в воде  $\Delta c$  – случайная константа, погрешности курсоуказателя  $\Delta K$  и неучтенных географических составляющих скорости течения

 $\Delta U^x, \Delta U^y$  – стационарные марковские процессы первого порядка. Вектор состояния включает

6 компонент: *x*, *y*,  $\Delta c$ ,  $\Delta K$ ,  $\Delta U^x$ ,  $\Delta U^y$ . Погрешности дальномерных измерений включают некоррелированные для разных маяков белошумные составляющие и общую для всех маяков составляющую  $\delta$ , которая представляет собой разность шкал времени маяков и АНПА – рассинхронизацию. Предполагается, что шкалы времени маяков синхронизированы друг с другом. Рассматривается два варианта  $\delta$ . Первый, когда  $\delta$  случайная белошумная, и второй, когда  $\delta$  неизвестная, меняющаяся со временем величина. При случайной  $\delta$  в решении непосредственно участвуют исходные измерения. При неизвестной  $\delta$  за исключением вспомогательных этапов начального решения применяются разностные измерения, т.е. разности одномоментных измерений для разных маяков, в которых  $\delta$  исключается. Число разностных измерений на 1 меньше числа используемых в данный момент маяков. Если при неизвестной  $\delta$  имеется измерение только от одного маяка, оно не используется. Задача решается в дискретном времени. При наличии достаточно точной для линеаризации измерений априорной информации о местоположении АНПА метод длинной базы может быть реализован с помощью обобщенного или итерационного фильтров Калмана (ФК) [6, 7]. Но в рассматриваемой задаче априорные координаты вообще отсутствуют и эти методы не применимы в чистом виде. Дополнительную сложность задаче придает то, что число доступных маяков недостаточно для получения однозначного навигационного решения по одномоментным гидроакустическим измерениям. В этих условиях применение стандартных методов оценивания на основе линеаризации измерений оказывается невозможным, так как точка линеаризации не определена. В докладе рассматривается алгоритм оценивания координат АНПА, который запускается в момент  $t_0$  при первом получении одновременных измерений от двух и более маяков при случайной рассинхронизации. Предусматривается постепенная обработка сохраненных до запуска алгоритма измерений совместно с вновь поступающими измерениями с использованием единого обобщенного ФК, который может работать в реальном времени. Сохраненные измерения обрабатываются постепенно в обратном порядке. ФК оценивает расширенный вектор состояния, включающий *х*, *у*,

 $\Delta K$ ,  $\Delta U^x$ ,  $\Delta U^y$  как для текущего момента времени  $t > t_0$ , так и для одного из моментов  $t < t_0$ , предшествующего запуску решения, а также постоянную  $\Delta c$ . Количество сохраненных измерений  $\Delta N$ , которые обрабатываются в интервале между моментами поступления текущих измерений, зависит от имеющихся вычислительных ресурсов. Возможная неоднозначность навигационного решения учитывается благодаря применению двух ФК, настроенных на различные гипотезы о положении АНПА в момент запуска алгоритма. Неоднозначность устраняется по мере учета все большего числа измерений, исходя из отношения апостериорных вероятностей конкурирующих гипотез, которое вычисляется по результатам двух ФК. Более подробное описание алгоритма приведено в [8].

Отметим, что для учета сохраненных до запуска алгоритма измерений могут применяться и другие подходы. В [9, 10] рассмотрен алгоритм обработки сохраненных измерений на основе известной процедуры сглаживания в фиксированной точке [11]. Здесь текущие измерения обрабатываются после обработки всех сохраненных измерений, при значительном количестве которых алгоритм может оказаться нереализуем в реальном времени. Другой вариант учета сохраненных измерений, рассмотренный в [12], предполагает обработку сохраненных измерений (в обратном времени) и текущих измерений (в прямом времени) двумя ФК. Результаты работы двух ФК комплексируются на основе метода фиктивных измерений [13]. Достоинством такого алгоритма является возможность повышения скорости расчетов за счет применения технологии параллельных вычислений. Но этот алгоритм несколько сложнее для программирования по сравнению с представленным здесь алгоритмом.

В докладе представлены результаты моделирования и обработки натурных данных, а также оценки быстродействия, подтверждающие достоинства разработанного алгоритма.

Результаты моделирования. На рис. 1, 2 представлена навигационная обстановка и результаты моделирования предлагаемого алгоритма, полученные при случайной белошумной и неизвестной величине рассинхронизации  $\delta$  шкал времени маяков и АНПА. В первом варианте в задаче участвуют 2 маяка, а во втором – три. Путевая скорость АНПА составляет 5 м/с. Моделирование проведено с использованием 1500 реализаций случайных погрешностей гидроакустических измерений дальности, показаний курса и лага, а также погрешностей знания скорости течения. Параметры погрешностей: среднеквадратические отклонения (СКО) некоррелированных для разных маяков шумов дальномерных измерений – 10 м, при случайной шумовой рассинхронизации  $\delta$  шкал времени маяков и АНПА ее СКО – 5 м, среднеквадратическая погрешность (СКП) знания скорости звука в воде – 3 м/с, СКО шумов показаний лага 0,1 с, СКП курсоуказателя – 5 град, СКП знания составляющих скорости течения – 0,25 м/с, интервалы корреляции погрешностей курсоуказателя и знания скорости течения – 1 ч. Дискретность поступления измерений 1 с. Дальность, на которой от маяков фактически поступают измерения – 1 км. Однозначное решение об одной из двух гипотез о положении АНПА принималось, когда отношение большей апостериорной вероятности к меньшей достигает 10<sup>4</sup>.



Рис. 1 Условия и результаты апробации алгоритма на основе моделирования при случайной расснихронизации шкал времени маяков и АНПА. Показаны окружности, являющиеся линиями положения для измеренных дальностей до маяков в момент запуска решения.



Рис. 2 Условия и результаты апробации алгоритма на основе моделирования при неизвестной расснихронизации шкал времени маяков и АНПА. Показаны гиперболы, являющиеся линиями положения для разностных измерений маяков 2, 1 и 3, 1 в момент запуска решения

До запуска алгоритма при случайной  $\delta$  измерения сохранялись на протяжении 300с, когда появлялись измерения хотя бы от одного маяка, а при неизвестной  $\delta$  – на протяжении 60 с, когда появлялись одномоментные измерения от не менее чем двух маяков. На интервалах между поступлением текущих измерений обрабатывалось  $\Delta N = 10$  сохраненных измерений. Исключение составляет первый после запуска решения интервал, на котором сохраненные измерения не обрабатывались в силу трудоемкости процедуры запуска.

Вернемся к рис. 1, 2. На двух верхних графиках справа показаны действительные (полученные по реализациям погрешностей оценок) и расчетные (вычисленные из ковариационных матриц ФК) СКП [14] оценок координат, выработанных предложенным алгоритмом с учетом и без учета сохраненных до запуска решения измерений. Это СКП только для однозначных решений, т.е. для той части решений, в которых на данный момент времени из двух гипотез о возможном местоположении АНПА была выбрана истинная гипотеза. По этой причине графики СКП начинаются не с самого начала решения, когда число однозначных решений мало. На третьем графике сверху справа показана доля однозначных решений из всех 1500 промоделированных решений. Все однозначные решения оказались правильными, т.е. из двух гипотез выбиралась истинная гипотеза о положении АНПА. По горизонтальной оси на графиках отложено время, прошедшее от момента запуска  $t_0$ . Внизу на рисунках приведены график курса АНПА и диаграмма использованных маяков. На верхнем левом графике помимо истинной траектории показан пример траектории для ложной гипотезы о местоположении АНПА, рассматриваемой до разрешения неоднозначности без учета сохраненных измерений.

Из графиков видно, что и при случайной, и при неизвестной б расчетная СКП адекватно передает реальный уровень погрешности. При моделировании истинная гипотеза о местоположении АНПА выбиралась верно. Из графиков % однозначных решений нетрудно заметить, что обработка сохраненных измерений позволяет повысить долю однозначных решений. Если сравнивать СКП координат среди однозначных решений, то и здесь алгоритм с учетом сохраненных измерений имеет преимущество. С течением времени это преимущество снижается, но остается заметным.

Нетрудно заметить, что разрешению неоднозначности решений со случайной  $\delta$  и двумя маяками способствуют развороты АНПА. В частности, разворот, выполненный до запуска решения позволил резко увеличить число однозначных решений при учете в алгоритме сохраненных измерений. При неизвестной  $\delta$  и трех маяках разрешение неоднозначности происходит достаточно быстро и при прямолинейном движении.

Вместе с тем установлено, что с точки зрения СКП координат однозначных решений предложенный алгоритм практически не отличается от алгоритма, в котором до того, как обрабатывать текущие измерения, обрабатываются все сохраненные измерения с помощью процедуры сглаживания в фиксированной точке [9, 10]. Также не выявлено каких-либо существенных отличий в результатах между предложенным алгоритмом и алгоритмом, где применяется два ФК для раздельной обработки текущих и сохраненных измерений, а их комплексирование выполняется методом фиктивных измерений [12, 13].

**Результаты обработки натурных данных.** Натурные данные были получены с использованием катера, оборудованного приемником сигналов спутниковых навигационных систем (CHC), и буксируемого подводного аппарата с гидроакустической системой, имитирующий АНПА. Для примера рассмотрена ситуация (см. график слева вверху на рис. 3) с участием измерений от двух маяков, когда сначала в течение 97 с имеются измерения только от маяка 1. Предполагалось, что рассинхронизация б шкал времени маяков и АНПА носит случайный характер. Как и при моделировании рассматривались решения с учетом и без учета сохраненных измерений. В отличие от моделирования (рис. 1) в натурном эксперименте аппарат не совершал разворотов на большие углы, но небольшие изменения курса имели место. Путевая скорость аппарата составляла около 4 м/с. Эталонные координаты буксируемого аппарата рассчитаны на основе координат от СНС-приемника, поэтому погрешности курса и течений отсутствуют и в задаче не оцениваются. В остальном эксперимент проводился при тех же параметрах алгоритма, которые использовались при моделировании.

Из графиков погрешностей оценок координат, представленных на рис. 3 справа вверху, видно, что при учете сохраненных измерений неоднозначность устраняется через 4 с после запуска решения, а без учета сохраненных измерений – через 16 с. Это объясняется тем, что после запуска решения аппарат двигался практически прямолинейно, тогда как непосредственно перед запуском он двигался с рысканьем, особенно на 10 с до запуска (см. график курса). Погрешности однозначных решений с учетом и без учета сохраненных измерений отличаются незначительно. Расчетная СКП предложенного алгоритма, как и при моделировании, адекватно передает реальный уровень погрешности. Обращаем внимание, что угол между направлением траектории АН-ПА и линией маяков в натурном эксперименте составляет 35 град, что больше, чем при моделировании. Это способствовало более быстрому получению однозначного решения.



Рис. 3. Условия и результаты апробации алгоритма по натурным данным при случайной расснихронизации шкал времени маяков и АНПА

Оценка быстродействия. Проведено сравнение времени выполнения предложенного алгоритма и других алгоритмов, также предусматривающих постепенную обработку сохраненных измерений, на одном неначальном шаге их работы. Предполагалось, что б имеет случайный характер. До запуска решения поступали измерения от одного маяка, после запуска – от двух маяков. Вычисления, связанные с определением отношения апостериорных вероятностей гипотез в данном сравнении не учитывались.

Для сравнения взят уже упомянутый алгоритм с двумя ФК, обрабатывающими текущие (в прямом времени) и сохраненные (в обратном времени) измерения, и комплексирующий результаты двух фильтров с помощью метода фиктивных измерений [12, 13]. Также в сравнении участвовал аналогичный алгоритм, в котором обработка сохраненных измерений выполняется не с помощью ФК, а путем сглаживания в фиксированной точке (СФТ) [11]. Рассмотрены варианты, когда два ФК или СФТ и ФК задействованы поочередно – обозначим эти алгоритмы как  $\overleftarrow{\Phi K} + \overleftarrow{\Phi K}$ ,  $\overleftarrow{C \Phi T} + \overleftarrow{\Phi K}$ , и когда они реализуются параллельно –  $\overleftarrow{\Phi K} \parallel \overleftarrow{\Phi K}$ ,  $\overleftarrow{C \Phi T} \parallel \overleftarrow{\Phi K}$ . Быстродействие алгоритмов оценивалось при разном числе  $\Delta N$  сохраненных измерений, обрабатываемых за один шаг алгоритма.

В табл. 1 приведено выраженное в % отношение времени выполнения указанных алгоритмов и предложенного в данной работе алгоритма. Алгоритмы реализованы в среде Matlab на персональном компьютере с процессором Intel Core i5 с тактовой частотой 2.9 ГГц. Следует иметь в виду, что отношение времени выполнения алгоритмов варьируется в зависимости от вычислительной техники и среды программирования. При другой размерности вектора состояния оценки быстродействия также могут измениться. Поэтому приведенные данные нельзя распространить на «бортовые» версии алгоритмов. Но они дают примерное представление о сравнительном быстродействии алгоритмов.

Таблица 1

Сравниваемый алгоритм	$\Delta N$						
	1	2	3	5	10	30	100
$\overleftarrow{\Phi K} + \overrightarrow{\Phi K}$	157	145	138	130	131	134	133
$\overleftarrow{\Phi K}    \overrightarrow{\Phi K}$	69	82	85	92	107	124	130
$\overleftarrow{C}\overline{\Phi}\overline{T}+\overrightarrow{\Phi}\overrightarrow{K}$	153	136	131	116	107	98	97
$\overleftarrow{C\Phi T}    \overrightarrow{\Phi K}$	56	68	76	76	81	88	93

Отношение времени выполнения различных алгоритмов и предложенного алгоритма на одном неначальном шаге решения в %

В целом можно сказать, что рассмотренные алгоритмы не имеют кардинальных отличий в быстродействии. Предложенный алгоритм обладает определенными преимуществами перед альтернативными алгоритмами, которые реализуются без применения параллельных вычислений. У  $\overrightarrow{\Phi K} + \overrightarrow{\Phi K}$  он выигрывает 30-60% для разных  $\Delta N$ , а у  $\overrightarrow{C\Phi T} + \overrightarrow{\Phi K} - 30-50\%$ , но только для  $\Delta N$ =1-3. Алгоритмы  $\overrightarrow{\Phi K} \parallel \overrightarrow{\Phi K}$ ,  $\overrightarrow{C\Phi T} \parallel \overrightarrow{\Phi K}$ , реализуемые с применением технологии параллельных вычисленых вычислений, с точки зрения быстродействия имеют преимущество в пределах 50% перед предложенным алгоритмом, но лишь при небольших  $\Delta N$ .

Установлено, что время, затрачиваемое на запуск решения, оказывается меньше, но сопоставимо, со временем выполнения рассмотренных алгоритмов на неначальном шаге с  $\Delta N=100$ , если не применять технологию параллельных вычислений. При использовании такой технологии это время существенно сокращается. Время, которое требуется для вычисления отношения апостериорных вероятностей гипотез, кратно меньше, чем общее время выполнения алгоритмов в случае  $\Delta N=1$ .

В завершение раздела отметим, что при неизвестной δ время выполнения алгоритмов незначительно увеличивается, а отношения времени выполнения алгоритмов практически такое же, как при случайной δ.

Заключение. Предложенный алгоритм апробирован на основе моделирования множества случайных реализаций погрешностей измерений при случайной белошумной и неизвестной величине рассинхронизации шкал времени маяков и АНПА, а также при камеральной обработке натурных данных. Показано преимущество предложенного алгоритма с точки зрения времени получения однозначного решения и точности определения координат по сравнению с алгоритмом, не использующим сохраненные измерения. В результате моделирования выявлено, что получению однозначного решения при случайной рассинхронизации способствуют развороты АНПА, в то время как при неизвестной рассинхронизации получение однозначного решения происходит достаточно быстро и при прямолинейном движении. Установлено преимущество предложенного алгоритма по быстродействию перед другими алгоритмами, не использующими параллельные вычисления.

### ЛИТЕРАТУРА

- Paull, L., Saeedi, S., Seto M., Li H., AUV Navigation and Localization: A Review, IEEE Journal of oceanic engineering, 2014, vol. 39, no. 1, pp. 131–149, DOI 10.1109/JOE.2013.2278891.
- 2. Кебкал К.Г., Машошин А.И. Гидроакустические методы позиционирования автономных необитаемых подводных аппаратов // Гироскопия и навигация. 2016. №3. С. 115–130, DOI 10.17285/0869-7035.2016.24.3.115-130.

- Sigiel N. Methods of autonomous underwater vehicles positioning, Scientific journal of polish naval academy, 2019, vol. 1, pp. 31-43, DOI 10.2478/sjpna-2019-0003.
- 4. Щербатюк Д.А. Алгоритм навигационного обеспечения работы группы АНПА на основе фильтра частиц и разностно-дальномерной гидроакустической системы // Подводные исследования и робототехника, 2021. №4 (38), 2021. С. 50-57.
- 5. Ермолаев Г.Г., Андронов Л.П., Зотеев Е.С., Кирин Ю.П., Черниев Л.Ф. Морское судовождение. Москва: «Транспорт», 1970. 368 с.
- 6. Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации. СПб: Университет ИТМО, 2017. 196 с.
- Богомолов В.В. Анализ эффективности нелинейных решений задачи навигации подводных аппаратов. // Материалы XXIII конференции молодых ученых с международным участием. Санкт-Петербург, 2021. С. 223-227.
- 8. Кошаев Д.А., Богомолов В.В. Алгоритм длинобазовой навигации автономного необитаемого подводного аппарата при отсутствии априорных данных о его местоположении и разреженном расположении маяков // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2024. (в печати).
- Богомолов В.В. Оценка эффективности нелинейных навигационных решений по разномоментным измерениям дальности до гидроакустических маяков. // Материалы XXIV конференции молодых ученых с международным участием. Санкт-Петербург, 2022. С. 120-123.
- Богомолов В.В., Кошаев Д.А. Алгоритм позиционирования подводного аппарата по измерениям дальности до маяков при их недостаточном для одномоментного навигационного решения количестве // Материалы XXXIII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. Санкт-Петербург, 2022. С. 66-69.
- 11. Медич Дж. Статистически оптимальные линейные оценки и управление. М.: Энергия. 1977, с. 440.
- 12. Богомолов В.В. Позиционирование автономного необитаемого подводного аппарата с одновременной обработкой текущих и сохраненных измерений дальностей от менее чем трех гидроакустических маяков // Подводные исследования и робототехника. 2024. №. 2 (48). С. 58–67. DOI: 10.37102/1992-4429\_2024\_48\_02\_07. EDN: TGEOGR.
- 13. Кошаев Д. А. Метод фиктивных измерений для многоальтернативного оценивания процессов в линейной стохастической системе // Автомат. и телемех., 2016. №6. С. 81-108, DOI 10.1134/S0005117916060060.
- 14. Степанов О.А., Исаев А.М. Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования // Гироскопия и навигация. 2023. Том 31. №3 (122). С. 48-65.

D.A. Koshaev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg), V.V. Bogomolov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg). Long Baseline Navigation of Autonomous underwater vehicle with no a priori position data and insufficient number of beacons for INSTANT positioning

*Abstract.* A real-time algorithm for determining the AUV coordinates has been developed, which uses range measurements to sonar beacons taken at different times along with water speed log and heading indicator data. AUV a priori coordinates are assumed unknown, and instant range measurements cannot provide the unambiguous navigation solution due to the small number of available beacons. The algorithm starts when the simultaneous measurements are first received from two/three beacons if the beacon and AUV time scales are random/unknown desynchronization, respectively. The current measurements and those saved before the algorithm start are processed with one extended Kalman filter. The ambiguity between two hypotheses on AUV position is resolved. We present the results from simulation and real data processing, and the speed performance estimates confirming the algorithm efficiency.

### Т. Н. СИРАЯ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

## РАСШИРЕНИЯ СТАЦИОНАРНЫХ МОДЕЛЕЙ СИГНАЛОВ В ЗАДАЧАХ КОНТРОЛЯ НАВИГАЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ

Рассматриваются две группы нестационарных моделей сигналов, актуальных для задач контроля навигационной аппаратуры. Первая группа включает стационарные случайные процессы с наложенными систематическими составляющими, вторая - процессы со стационарными приращениями.

Выделены особенности указанных нестационарных моделей данных. Условия состоятельности оценок параметров в расширенных моделях сопоставлены с условиями для стационарной модели.

**Введение.** При разработке навигационной аппаратуры в настоящее время используются разнообразные методы обработки, основанные на различных моделях данных, в том числе, стационарных и нестационарных моделях [1]. Однако в процедурах контроля навигационных датчиков обычно имеется сравнительно небольшой объем экспериментальных данных, на основе которых необходимо сделать выводы о соответствии характеристик аппаратуры установленным нормам. Это подчеркивает значимость анализа и учета свойств сигналов при контроле аппаратуры.

Применяемые в настоящее время на практике методы обработки данных при контроле датчиков ориентированы, прежде всего, на классические модели – случайные выборки или стационарные модели сигналов [2]. Однако реальные данные, получаемые при контроле аппаратуры, нередко отклоняются от стационарных моделей. Отклонения могут казаться незначительными, но на практике приводят к тому, что при обработке данных на основе стационарной модели можно получить физически неправдоподобные результаты или сделать неверные выводы при контроле. Поэтому целесообразно выделить простые расширения стационарных моделей, которые актуальны для практики.

В докладе рассматриваются две группы нестационарных моделей сигналов, актуальных для задач контроля навигационной аппаратуры. Эти модели, с одной стороны, являются вполне естественными на практике расширениями стационарных моделей (а также, в некотором смысле, могут считаться «минимальными» расширениями). С другой стороны, эти модели имеют простые функциональные представления, которые обеспечивают конструктивную основу для разработки методов оценивания и контроля параметров и характеристик датчиков.

Основные направления расширения стационарных моделей сигналов. В большинстве задач контроля навигационных датчиков базовой моделью является стационарный случайный процесс X(t),  $0 \le t \le T$ , определяемый условиями [1, 2]:

- математическое ожидание постоянно: MX(t) = m;

- корреляционная функция зависит только от разности аргументов: R(t, s) = R(t-s).

Однако во многих практических задачах выявляются отклонения реальных данных от стационарных моделей. Анализ возможных отклонений указывает основные направления формирования простых и полезных нестационарных моделей.

Минимальным нестационарным расширением модели, распространенным на практике, является стационарный процесс с наложенными систематическими погрешностями (СисП) различного вида. Модели СисП могут быть различны – как детерминированные, так и стохастические. Поэтому при обработке данных стремятся использовать модификации традиционных алгоритмов с учетом возможной рандомизации СисП [3, 4].

Вторая группа расширенных моделей, состоящая из процессов со стационарными приращениями, включает в себя винеровские процессы и ряд других нестационарных моделей [5]. В этой группе процессов основной характеристикой является не дисперсия, а структурная функция процесса.

*Стационарные модели с наложенными систематическими составляющими.* Модель сигнала представима в виде:

$$X(t) = A + X_0(t) + \theta(t), \tag{1}$$

где А – постоянный (измеряемый) параметр;  $X_0(t)$  – случайная стационарная погрешность;  $\theta(t)$  - систематическая погрешность.

Согласно характеру изменения традиционно выделяют несколько видов СисП [3, 4]:

– постоянные или кусочно-постоянные (на группах данных);

- прогрессирующие (монотонно возрастающие или убывающий);

- периодические СисП, которые обусловлены циклическими процессами;

- СисП определенного функционального вида (обычно - приближенно известного).

При наличии СисП формальная обработка данных как реализации стационарного процесса приводит к некорректным результатам, например, очень большим (или малым) оценкам дисперсии [6]. Поэтому следует учитывать наличие и свойства СисП при обработке данных.

Для многих видов СисП (например, заданного функционального вида) разработаны методы введения поправок [3, 4]. После их введения обычно применимы традиционные методы обработки, с учетом характеристик остаточных СисП.

Наиболее сложным оказывается введение поправок на постоянные СисП; ключевым вопросом является возможность описания стохастической моделью, или их рандомизации [3, 4]. Постоянные СисП могут различаться по области постоянства их значений:

а) строго постоянные, неизменные при повторении измерений тем же методом;

б) локально-постоянные, которые неизменны:

- в однородной серии измерений;

- в группе измерений с использованием конкретных средств измерений;

– в одной группе данных (в течение одного запуска аппаратуры).

Нередко можно физически обосновать нерегулярность изменений СисП от одной группы данных к другой. На этом базируются стандартизованные методы оценивания СисП, а также методы суммирования случайных и систематических составляющих погрешностей [3, 4].

Практически важным также является случай разбиения данных на однородные группы (с постоянными СисП). В этом случае можно использовать методы дисперсионного анализа [4, 6], которые позволяют оценивать характеристики СисП и случайных погрешностей.

**Модели случайных процессов со стационарными приращениями.** Случайный процесс X(t),  $-\infty < t < \infty$ , называется процессом со стационарными приращениями (СПСП), если математические ожидания приращений пропорциональны разностям аргументов:

$$M(X(s)-X(t)) = a(s-t), \tag{2}$$

и структурная функция (дисперсия приращений процесса)  $D_0(t)$  зависит только от приращений аргумента:

$$D_0(t) = M[X(t+s) - X(s)]^2.$$
(3)

Множество СПСП является существенным расширением стационарных процессов, поскольку содержит также ряд важных нестационарных процессов, включая винеровские. Физически СПСП описываются как процессы со стабильным развитием (накоплением стабильных эффектов); например, они применяются при изучении динамики атмосферы и океана [5].

В классе СПСП основной характеристикой является структурная функция  $D_0(\tau)$  [5]. Оказывается, что ее эффективной оценкой является вариация Аллана (VarAl) [7, 8]:

$$\sigma_a^2(\tau) = \sum_{k=1}^{n-1} (x_{k+1}(\tau) - x_k(\tau))^2 / 2(n-1),$$
(4)

где  $x_k(\tau)$  – среднее значение сигнала X(t) на интервале длины  $\tau : (t_0 + k \tau, t_0 + (k+1) \tau), k = 1...n$ .

В настоящее время VarAl широко используется при контроле навигационных датчиков [9]. Согласно стандартам IEEE (например, [10]), она нормируется для акселерометров, гироскопов и других датчиков. Опыт применения VarAl показал, что она особенно полезна в нестационарном случае (для белых и 1/f-шумов, винеровских процессов), когда обычная дисперсия неприменима.

Отметим, что в прикладной статистике VarAl давно используют как альтернативную оценку дисперсии. Например, в критерии Аббе [3, 4] ее сравнивают с выборочной дисперсией  $S^2$ :

$$r = \sigma_a^2 / S^2. \tag{5}$$

Этот критерий широко применяют для проверки гипотезы о наличии СисП в наборе данных [4].

Условия состоятельности оценок параметров в расширенных моделях. При практическом использовании расширенных моделей важную роль играют условия сходимости оценок к искомым параметрам (состоятельности оценок). Для стационарного процесса  $X_0(t)$  с корреляционной функцией  $R_0(t)$  условие состоятельности оценок задается эргодической теоремой [2, 5]:

$$R_0(t) \to 0$$
 при  $t \to \infty$ . (6)

При наличии СисП условие остается справедливым, если остаточные СисП рандомизуемы. Однако при наличии неисключенных постоянных СисП это условие нарушается, и оценки не состоятельны.

Для СПСП условие состоятельности VarAl [8] формулируется в терминах структурной функции  $D_0(\tau)$ , которая должна удовлетворять условию: при любом  $\tau > 0$ 

$$[D_0(t+\tau)+D_0(t-\tau)]/2-D_0(t)\to 0$$
 при  $t\to\infty$ . (7)

Условие (7) выполняется для ряда СПСП, имеющих неограниченные структурные функции, например, для винеровского процесса, который имеет  $D_0(\tau) = K^2 \tau$ . Однако условие (7) не выполняется, например, для линейной функции со случайными коэффициентами  $X(t)=c_0+c_1 t$ , которая является СПСП.

Очевидно, для стационарного процесса условие состоятельности (7) в классе СПСП слабее, чем условие (6) в классе стационарных процессов. Это означает, что для стационарного процесса VarAl иногда бывает состоятельна, хотя выборочная дисперсии S не состоятельна; то есть, бывает целесообразно оценивать не дисперсию, а структурную функцию, поскольку при этом можно исключить некоторые составляющие СисП [5, 8].

Заключение. Приведенные нестационарные модели сигналов существенно расширяют класс стационарных моделей и позволяют охватить многие актуальные задачи контроля навигационных датчиков. Приведенные расширенные модели просты и физически наглядны. Они могут служить основой для разработки практических методов оценивания и контроля параметров аппаратуры.

Пример вариации Аллана показывает, что расширенные модели также могут быть основой для введения или обоснования новых параметров, полезных для практики.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Степанов О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. - С.-Петербург, 2017. Часть 1 Введение в теорию оценивания - Издание 3-е, испр. и дополн. - 510 с.
- 2. Свешников А. А. Прикладные методы теории случайных функций. Издание 3-е, стер., С.-Петербург, изд. Лань, 2019. 464 с.
- 3. Рабинович С. Г. Погрешности измерений. Л.: Энергия, 1978. 262 с.
- 4. Грановский В. А., Сирая Т. Н. Методы обработки экспериментальных данных при измерениях. Л.: Энергоатомиздат, 1990. 288 с.
- Yaglom A. M. Correlation Theory of Stationary and Related Random Functions. Vol. 1, Vol. 2. Springer-Verlag, New York, 1987.
- 6. Granovsky V. A., Siraya T. N. Systematic errors: methodology of detection, elimination, and evaluation. Proc. XX IMEKO World Congress, 2012, Busan, Republic of Korea.
- 7. Аллан Д. У. Вариации Аллана: история создания, преимущества и недостатки, основные области применения. Гироскопия и навигация, № 4 (91), 2015. С. 3 20.
- 8. Сирая Т. Н. Статистическая интерпретация вариации Аллана как характеристики измерительных и навигацион-ных систем Гироскопия и навигация, 2020, т. 28, № 1. С. 3-18.
- 9. Степанов О. А., Челпанов И. Б., Моторин А. В. Точность оценивания постоянной составляющей погрешности датчиков и ее связь с вариацией Аллана // Гироскопия и навигация. 2016. № 4. С. 63–74.
- 10. IEEE Std 952-1997 IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.

T. N. Siraya (Concern CSRI «Elektropribor», JSC, Saint-Petersburg). Extensions of stationary signal models in testing of inertial sensors

*Abstract.* The paper discusses extensions of stationary signal models for inertial sensors testing. Two basic groups of non-stationary models are considered. The first group consists of the stationary random processes with additional systematic components, and the second one is the set of random processes with stationary increments. Specific features of non-stationary models are discussed. The conditions for estimate consistency are formulated, which are compared with stationary case.

#### А. А. ГОЛОВАН (Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, г. Москва)

#### И. М. МАРКОВ, И. В. СОЛОВЬЕВ, М. А. ШАТСКИЙ (МОКБ «Марс» - филиал ФГУП «ВНИИА», г. Москва)

## ДЕКОМПОЗИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ИНФОРМАЦИИ АППАРАТУРЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Рассматривается задача оценки параметров движения космического аппарата путем комплексирования измерительной информации аппаратуры спутниковой навигации и бортового баллистического прогноза. Традиционные методы решения основаны на использовании фильтра Калмана для оценки координат и вектора скорости. К бортовым алгоритмам навигации предъявляется требование о максимальном сокращении вычислительной нагрузки на бортовой компьютер. В докладе предлагается способ декомпозиции бортового фильтра на три фильтра второго порядка, позволяющий существенно сократить вычислительную сложность алгоритма без потери точности.

Введение. Оценка параметров движения центра масс космического аппарата (КА) осуществляется путем комплексной обработки информации аппаратуры спутниковой навигации (АСН) и бортового баллистического прогноза. Существующие методы решения задачи основаны на использовании фильтра Калмана для оценки трех координат и трех составляющих вектора скорости. Численная реализация соответствующего алгоритма на бортовом вычислителе требует значительных вычислительных затрат. В настоящем докладе предлагается способ декомпозиции фильтра 6 порядка на три фильтра второго порядка, что позволяет существенно сократить вычислительные затраты практически без потери точности решения задачи навигации. Аналогичный метод был ранее использован авторами для решения задачи оценки ориентации космического аппарата в режиме астрокоррекции [1].

## Декомпозированный алгоритм навигации.

**Постановка задачи**. Ставится задача оценивания вектора состояния  $x = (r^T \ v^T)^T$  по измерениям АСН  $z = (z_r^T \ z_v^T)^T = x + \varsigma$ , где r – инерциальные координаты КА, v – вектор абсолютной скорости КА в инерциальных осях,  $z_r = r + \varsigma_r$ ,  $z_v = v + \varsigma_v$  – позиционные и скоростные измерения АСН, соответственно, переведенные в инерциальную систему координат,  $\zeta_r$ ,  $\zeta_v$  – случайные погрешности измерений, представляющие собой белые гауссовские шумы с заданными априорными характеристиками:

$$M\{\varsigma_r\} = 0_{3\times 1}, M\{\varsigma_r(t)\varsigma_r^T(t+\tau)\} = \sigma_r^2 I_{3\times 3}\delta(\tau),$$
  
$$M\{\varsigma_v\} = 0_{3\times 1}, M\{\varsigma_v(t)\varsigma_v^T(t+\tau)\} = \sigma_v^2 I_{3\times 3}\delta(\tau).$$

Здесь М {...}- символ математического ожидания, І – единичная матрица.

Уравнения движения имеют вид  $\dot{r} = v$ ,  $\dot{v} = g(r) + w$ . Здесь g(r) – вычисляемый по известной модели вектор удельной силы тяготения в инерциальных осях, w – случайные возмущения (силы), действующие на КА, моделируемые белым шумом с заданными априорными характеристиками:

$$M\{w\} = 0_{3\times 1}, M\{w(t)w^{T}(t+\tau)\} = \sigma_{w}^{2}I_{3\times 3}\delta(\tau).$$

Модельные уравнения счисления имеют вид  $\dot{r}' = v'$ ,  $\dot{v}' = g(r')$ . Здесь r' – модельные инерциальные координаты КА, v' – вектор модельной абсолютной скорости КА в инерциальных осях.

Введем ошибки инерциального счисления

$$\delta x = x' - x = (\delta r^T \quad \delta v^T)^T, x' = (r'^T \quad v'^T)^T,$$

и разности между параметрами инерциального счисления и измерениями АСН

$$\delta z = x' - z = (r'^T - z_r^T \quad v'^T - z_v^T)^T = (\delta r^T \quad \delta v^T)^T - (\varsigma_r^T \quad \varsigma_v^T)^T.$$

Уравнения ошибок инерциального счисления:

$$\delta \dot{x} = \begin{pmatrix} \delta \dot{r} \\ \delta \dot{v} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ G_{3\times3} & I_{3\times3} \end{pmatrix} \delta x + \begin{pmatrix} 0_{3\times1} \\ I_{3\times1} \end{pmatrix} q_w = F \delta x + Bq_w, \quad q_w = \sigma_w^2.$$

Здесь  $G = g_{ij} = \partial g_i / \partial r_j$ , i, j = 1, 2, 3 – гравитационный тензор.

Уравнения измерений:

$$\delta z = \begin{pmatrix} I_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & I_{3\times3} \end{pmatrix} \delta x + \begin{pmatrix} -\varsigma_r \\ -\varsigma_v \end{pmatrix} = H\delta x + r_z.$$

Задача оценивания, оптимальный фильтр Калмана. Задача оценивания в непрерывном времени:

$$\delta \dot{x} = F \delta x + Bq_w, \, \delta z = H \delta x + r_z.$$

Задача оценивания в дискретном времени:

$$\delta x_k = \Phi_{k|k-1} \delta x_{k-1} + \operatorname{Bq}_{w,k}, \ \delta z_k = H \delta x_k + r_{z,k},$$
  
$$\Phi_{k|k-1} = \begin{pmatrix} I_{3\times3} & I_{3\times3} \Delta t \\ G_{3\times3} \Delta t & I_{3\times3} \end{pmatrix}, \ Q_k = \operatorname{Bq}_{w,k} B^T \Delta t = \begin{pmatrix} 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & I_{3\times3} \end{pmatrix} q_w \Delta t$$

Ее решение доставляет оптимальный дискретный фильтр Калмана.

Задача оценивания, декомпозированные фильтры. Введем три вектора состояния

$$\delta x^{(i)} = (\delta r_i^T \quad \delta v_i^T)^T, i = 1, 2, 3,$$

и три вектора измерений:

$$\delta z^{(i)} = (\delta r_i^T \ \delta v_i^T)^T - (\varsigma_{r,i}^T \ \varsigma_{v,i}^T)^T, i = 1,2,3.$$

Дискретные уравнения ошибок:

$$\delta r_{i,k} = \delta r_{i,k-1} + \delta v_{i,k-1} \Delta t,$$
  
$$\delta v_{i,k} = \delta v_{i,k-1} + g_{i,i} \delta r_{i,k-1} \Delta t + u_{i,k-1},$$

где параметры *u*<sub>*i,k*</sub> рассматриваются как известные управления, которые рассчитываются по оценкам, формируемым соответствующими декомпозированными фильтрами:

$$u_{1,k} = (g_{12,k}\delta r_{2,k} + g_{13,k}\delta r_{3,k})\Delta t, u_{2,k} = (g_{12,k}\delta r_{1,k} + g_{23,k}\delta r_{3,k})\Delta t, u_{3,k} = (g_{13,k}\delta r_{1,k} + g_{23,k}\delta r_{2,k})\Delta t.$$

Переходные матрицы декомпозированных фильтров:

$$\Phi_i = \begin{pmatrix} 1 & \Delta t \\ g_{ii}\Delta t & 1 \end{pmatrix}, i = 1, 2, 3.$$

*Ковариационный анализ точности декомпозированных фильтров.* Из оценок, формируемых декомпозированными фильтрами, составим вектор состояния декомпозированного алгоритма оценивания:

$$\begin{split} \delta \mathbf{x}_{6\times 1} &= \left( \delta x_1^{(1)} \quad \delta x_1^{(2)} \quad \delta x_1^{(3)} \quad \delta x_2^{(1)} \quad \delta x_2^{(2)} \quad \delta x_2^{(3)} \right)^T.\\ \delta \mathbf{x}_k &= (I - \mathbf{K}_k H) \Phi_{k|k-1} \delta \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{K}_k \delta z_k + q_{w,k}. \end{split}$$

Отметим, что этот алгоритм оценивания отличается от оптимального алгоритма только выбором матрицы  $\mathcal{K}_k$ , составленной из коэффициентов усиления, формируемых декомпозированными фильтрами.

Введем относительную ошибку декомпозированного алгоритма и соответствующую ковариационную матрицу:

$$\Delta x_k = \delta \frac{\mathbf{x}_k}{\mathbf{x}_k} - \delta x_k, \ P_\Delta = M \{ \Delta x_k \Delta x_k^T \}.$$

В докладе выводятся рекуррентные соотношения для вычисления ковариационной матрицы  $P_{\Delta}$ .

**Результаты отработки алгоритма на стенде математического моделирования**. На рис. 1 приведены некоторые результаты моделирования декомпозированного алгоритма на стенде математического моделирования – разности ошибок оценок координат и составляющих вектора скорости декомпозированного и оптимального алгоритмов и их среднеквадратичные отклонения, рассчитанные по ковариационной матрице  $P_{\Delta}$ .



Рис. 1. Разности ошибок оценок координат и компонент вектора скорости декомпозированного и оптимального алгоритмов (черные линии) и их СКО (зеленые линии)

Заключение. Рассмотрена задача комплексной обработки информации аппаратуры спутниковой навигации и бортового баллистического прогноза с целью оценки параметров движения космического аппарата. Предложен метод декомпозиции фильтра Калмана 6 порядка на три фильтра второго порядка, что позволяет существенно (на порядок) снизить вычислительную сложность алгоритма. Ковариационный анализ точности декомпозированного алгоритма показывает, что при его использовании потери точности оценок координат и составляющих вектора скорости аппарата по сравнению с оптимальным алгоритмом имеют порядок нескольких миллиметров по координатам и нескольких десятых долей миллиметра в секунду по скорости, т.е. пренебрежимо малы по сравнению с характерными ошибками АСН, что доказывает состоятельность предложенного подхода. Алгоритм внедряется в состав бортового программного обеспечения перспективных космических аппаратов.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Голован А.А., Моргунова С.Н., Соловьев И.В., Шатский М.А. Декомпозированный алгоритм оценки ориентации космического аппарата в режиме астрокоррекции. *Гироскопия и навигация*. Том 30. №4 (119). С. 71–86.

A.A. Golovan (Moscow State University, Moscow, Russia), I.M. Markov, I.V. Solov'ev, M.A.Shatskii (Moscow Experimental Design Bureau MOKB Mars – branch of Dukhov Russian National Research Institute of Automation, Moscow, Russia). Decomposed Algorithm for Spacecraft Position and Velocity Estimation Using Global Navigation Satellite Systems Measurements

*Abstract.* The report discusses the problem of a spacecraft position and velocity estimation and its solution by integrating the measurement data from global navigation satellite systems receiver and onboard gravity model predictions. The traditional solution methods are based on the use of Kalman filter of 6<sup>th</sup> order. The numerical implementation of the corresponding algorithm on an onboard computer requires significant computational burden. To considerably reduce the computational complexity of the algorithm without losing the accuracy, it is proposed to use a method of decomposing the filter of 6<sup>th</sup> order into three filters of the second order.

#### С.С., Н.В.Д

Южно/Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет+. "г. Челябинск+

## ПРИНЦИПЫ РАБОТЫ ПСЕВДОСПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ЭТАПАХ ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В статье рассматриваются принципы работы высокоточной радионавигационной замкнутой системы на основе группы расположенных в зоне посадки летательного аппарата (далее – ЛА) наземных псевдоспутников, осуществляющих определение местоположение объекта в объёмном пространстве. Описаны метод работы псевдоспутниковой системы, алгоритм определения местоположения ЛА, математическая модель работы, оптимизация размещения и результат моделирования работы этой системы. Результаты моделирования псевдоспутниковой системы макета псевдоспутниковой системы и проверки её работоспособности.

Введение. Посадка является завершающим и наиболее сложным этапом полета любого ЛА, на который приходится основная доля происшествий [1, 2]. Основным средством навигационного обеспечения на всех этапах полета, включая заход на взлет и посадку, станут глобальные спутниковые навигационные системы (ГНСС). Однако ГНСС присущ ряд существенных недостатков (низкая помехоустойчивость, влияние геометрического фактора, возможные сбои в работе бортовых приемников, ухудшение точности позиционирования при ионосферных возмущениях и пр.). Вследствие этого становится невозможно выполнить посадку с использованием изолированной ГНСС с необходимой точностью [2].

Для улучшения точности навигации ГНСС в интересах гражданских потребителей разработаны различные функциональные дополнения наземного и спутникового базирования. В их число входят дифференциальные подсистемы и псевдоспутники – наземные передатчики, установленные в точках с известными координатами и излучающие сигналы в формате ГНСС.

Для повышения точности по сравнению с применением ГНСС с целью обеспечения посадки РН предлагается использовать в зоне посадки псевдоспутники (ПС), образующие сеть [3-6].

Цель работы – определить алгоритм работы псевдоспутниковой навигационной системы и провести его моделирование на гипотетической траектории движения ЛА, а также оценить погрешность его работы.

#### Задачи исследования:

- 1. определение алгоритма работы ПС-системы;
- определение координаты ЛА в объёмном пространстве (задача нахождения точек пересечения трёх сфер);
- описание критерия оптимизации размещения псевдоспутников на поверхности Земли, позволяющего уменьшить погрешность определения координат приёмника ГНСС в объёмном пространстве;
- оценка погрешности работы псевдоспутниковой системы с помощью нахождения математического ожидания и среднеквадратического отклонения случайной величины координаты.

## 1. АЛГОРИТМ РАБОТЫ ПС-СИСТЕМЫ

Алгоритм работы ПС-системы в общем виде является модифицированным алгоритмом спутниковой навигационной системы [7].

Так же, как и в спутниковой навигационной системе, задача измерения расстояния от псевдоспутника с известными координатами до ЛА представляет собой нахождение радиуса сферы, центром которой является псевдоспутник с известными координатами [8].

При измерении расстояния до двух псевдоспутников от одного потребителя область поиска выродится в окружность, на которой будет находиться искомый объект.

В случае измерения расстояния до третьего псевдоспутника возможное местоположение ограничивается двумя точками в области пересечения двух предыдущих сфер.

Отличие от алгоритма работы спутниковой навигационной системы состоит в том, что псевдоспутники расположены в определённых с высокой точностью стационарных местах [7].

## 2. ДАННЫЕ О ДАЛЬНОСТИ ОТ ПС ДО ЛА

Эфемериды псевдоспутников содержат информацию, необходимую и достаточную для вычисления мгновенных координат спутника в момент наблюдений.

Координаты спутника в момент наблюдений вычисляют путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений, описывающих движение спутника [8, 9].

## 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТЫ ЛА В ОБЪЁМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ



Рисунок 1 – Задача нахождения точек пересечения трёх сфер

Эта задача принимает форму задачи нахождения точек пересечения трёх сфер (рис. 1).

Таким образом, решение задачи нахождения точек пересечения трёх сфер является решением нелинейной системы трёх квадратных уравнений с тремя неизвестными (1):

$$\begin{cases} (X - X_0)^2 + (Y - Y_0)^2 + (Z - Z_0)^2 = r_0^2; \\ (X - X_1)^2 + (Y - Y_1)^2 + (Z - Z_1)^2 = r_1^2; \\ (X - X_2)^2 + (Y - Y_2)^2 + (Z - Z_2)^2 = r_2^2, \end{cases}$$
где X, Y, Z – координаты PH;  
X<sub>n</sub>, Y<sub>n</sub>, Z<sub>n</sub> – координаты n-го ПС;   
r<sub>n</sub> – расстояния от n-го ПС до PH.

## 4. ОСНОВНОЙ ФАКТОР, ВЛИЯЮЩИЙ НА ТОЧНОСТЬ ПС-СИСТЕМЫ

Одним из основных факторов, оказывающим существенное влияние на точность навигационных определений в ПС-системе, является так называемый геометрический фактор (ГФ) GDOP (Geometric Dilution of Precision), который зависит от взаимного положения потребителя и ПС-системы. Физический смысл геометрического фактора – отношение погрешности местоопределения в объёмном пространстве к погрешности измерения топоцентрического расстояния (2):

$$\sigma = GDOP \cdot \sigma_0,\tag{2}$$

где  $\sigma$  – погрешность измерений;

 $\sigma_0$  – погрешность в данной координате при позиционировании.

ГФ является детерминированной величиной, поэтому именно его предлагается использовать для определения границ рабочих зон (полей потенциальной точности) ПС-системы в заданной зоне. Определение совокупности точек в пространстве, в которых значение ГФ является постоянным или лежит в заданных пределах, позволит построить поля потенциальной точности (рабочие зоны) ПС-системы в горизонтальной (по HDOP) и вертикальной (по VDOP) плоскостях в заданных областях [10].

## 5. МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ПС-СИСТЕМЫ

Моделировалось велось на случайно сгенерированном участке ландшафта размером 10x10 км с шагом 100 м (рис. 2). Для моделирования работы ПС-системы было взято 6 псевдоспутников, расположенных и оптимизированных по методу деформируемого многогранника Нелдера-Мида [11] таким образом, чтобы вертикальная составляющая пространственного геометрического фактора была минимальной.

Для определения погрешности работы алгоритма была взята гипотетическая траектория движения ЛА, приведённая к максимальной высоте 10 км. Результаты моделирования для всей траектории движения ЛА показаны на рис. 3.



Рисунок 2 – Расположение ПС-системы на случайно сгенерированном участке местности

Рисунок 3 – Моделирование работы определения местоположения ЛА по ПС: а) первые 200 м траектории;

б) высший участок траектории;

в) последние 400 м траектории.

Оценка погрешности работы навигации ПС-системы велась при помощи формул определения математического ожидания  $\mu_k$  (3) и СКО  $\sigma_k$  соответствующей координаты (x, y или z) (4):

$$\mu_k = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n k_i = \frac{1}{n} (k_i + \dots + k_n); \quad (3)$$

$$\sigma_k = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} (k_i - \mu)^2},$$
 (4)

Таблица 1

где:

 $k_i - i$ -е измерение соответствующей координаты (*x*, *y* или *z*);

*n* – количество измерений (в моделировании принимается 11001).

Оценка погрешности работы ПС-системы с шестью видимыми псевдоспутниками и сравнение её с комбинированной ГНСС GPS/ГЛОНАСС с восемнадцатью видимыми спутниками [12] представлена в Таблице 1.

Координа	Оценка	GPS/ГЛОНАСС <i>σ</i> , м	ПС-система <i>σ</i> , м	Отношение СКО, %
х		2,81	2,29	81
У		1,68	1,57	93
Z		4,70	3,88	83

Сравнение СКО определения координат с помощью ПС-системы и комбинированной ГНСС

Заключение. С помощью сети наземных псевдоспутников можно однозначно и с хорошей точностью определить местоположение ЛА в любой момент времени вдоль всей посадочной траектории при условии постоянного нахождения ЛА в зоне покрытия ПС-системы.

Точность определения местоположения с помощью ПС-системы по результатам моделирования для шести видимых псевдоспутников сравнима с работой комбинированной ГНСС GPS/ГЛОНАСС с восемнадцатью видимыми спутниками (различия не превышают 20%).

Дальнейшая работа по теме будет заключаться в расширении функционала ПС-системы и её применение в определении углового положения РН в пространстве.

Работа проводилась в рамках государственного задания № FENU-2024-0004 (2024024ГЗ)

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Осипов, Ю. В. Требования к средствам и программам обучения операторов БПЛА в беспилотных авиационных системах / Ю. В. Осипов // Вооружение. Политика. Конверсия. М.: «Воентехлит», №. 3. 2011. С. 99.
- 2. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide O 1959–2016. Режим доступа: <u>http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about\_bca/pdf/statsum.pdf</u> (дата обращения: 30.12.2023).
- Скрыпник, О.Н. Межсамолетная навигация при управлении воздушным движением: дис... д-ра. тех. наук 05.22.13 /Скрыпник Олег Николаевич. – М.: МГТУ ГА, 2010, 313 с.
- Скрыпник, О.Н. Радионавигационные системы воздушных судов: учебник / О.Н. Скрыпник. М.: Инфра-М, 2014. – 348 с.
- 5. Сосновский, А.А. Авиационная радионавигация. Справочник. / А.А. Сосновский, И.А. Хаймович М.: Транспорт, 1980. 264 с.
- 6. Сосновский, А.А., Радиомаячные системы посадки самолетов. / А.А. Сосновский, И.А. Хаймович, Е.И. Шолупов М.: Машиностроение, 1974. 256 с.
- Михайлов, С. Анализ направлений и состояния разработок функциональных дополнений к спутниковым радионавигационным системам / С. Михайлов, В. Кульнев // Беспроводные технологии. — 2006. — №3'2006. — С. 61–69.
- 8. Doc 9849 ИКАО. AN/457 Руководство по глобальной навигационной спутниковой системе (GNSS). 2-е изд. 2013.
- 9. Инструкция по использованию глобальной навигационной спутниковой системы в гражданской авиации [Электронный pecypc], Режим доступа: <u>https://www.mintrans.ru/documents/detail.php?ELEMENT\_ID=17850</u>
- 10. Арефьев, Р.О. Методы повышения точности ГЛОНАСС в зоне аэродрома путем оптимизации размещения сети псевдоспутников: диссертация канд. техн. наук / Р.О. Арефьев. М., 2017. 162 с.
- Богданова Е.Л. Оптимизация в проектном менеджменте: программирование: учебное пособие / Е.Л. Богданова, К.А. Соловейчик, К.Г. Ар-кина. – СПб.: Университет ИТМО, 2017. – 190 с.
- Арефьев, Р.О. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ МУЛЬТИСИСТЕМНОГО GNSS ПРИЕМНИКА / Р.О.Арефьев, О.Н.Скрыпник, М.А.Межетов // Международный информационно-аналитический журнал «Crede Experto: транспорт, общество, образова-ние, язык». – 2023. – № 2 (37). Июнь 2023.

**S.S. Lysov**, **N.V. Dudarev** («Aircraft Control Systems», South Ural State University, Chelyabinsk, Russia) Principles of operation of a pseudo-satellite navigation system at the stages of takeoff and landing of an aircraft

The article discusses the principles of operation of a high-precision closed-loop radio navigation system based on a group of ground-based pseudo-satellites located in the landing zone of an aircraft, which determine the location of an object in a three-dimensional space. The method of operation of the pseudo-satellite system, the algorithm for determining the location of the aircraft, the mathematical model of operation, the optimization of placement and the result of modeling the operation of this system are described. The simulation results will serve as the basis for building a mock-up of a pseudo-satellite system and checking its operability.

## С. С. Л , Н. В. Д

Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет)" г. Челябинск

## УЛУЧШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ГНСС-ПРИЁМНИКА ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ КОЛИЧЕСТВА ВИДИМЫХ СПУТНИКОВ

В статье рассматриваются два метода улучшения позиционирования ГНСС-приёмника для воздушной навигации на основе увеличения количества видимых навигационных спутников: метод усреднения вычисленных координат от каждой группы спутников и метод взятия лучшей группы спутников относительно коэффициента геометрии. Проведено моделирование распределения коэффициента геометрии в зависимости от числа видимых спутников и оценка изменения параметров распределения случайной величины коэффициента геометрии. Моделирование велось на гипотетической траектории движения воздушного транспортного средства.

Введение. Основным вспомогательным средством навигационного обеспечения на всех этапах полета воздушных транспортных средств станут глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) [1]. Однако ГНСС присущ ряд существенных недостатков (низкая помехоустойчивость, влияние геометрического фактора, ухудшение точности позиционирования при ионосферных возмущениях и пр.) [2-4], что снижает эффективность их применения.

Одним из методов улучшения характеристик первичного навигационно-временного поля ГНСС является фиксация бо́льшего числа одновременно видимых спутников ГНСС-приёмником [5, 6].

**Цель работы** – оценить изменение точности работы ГНСС-приёмника при увеличении числа видимых спутников на модели.

## Задачи исследования:

- 1. провести моделирование работы определения местоположения воздушного транспортного средства по ГНСС;
- 2. провести оценку погрешности работы ГНСС-приёмника;
- 3. сравнить два метода улучшения точности определения местоположения ГНСС (метод усреднения координат и метод взятия минимального коэффициента геометрии).



## Рисунок 1 – Моделирование работы определения местоположения воздушного транспортного средства по ГНСС: а) первые 200 м траектории;

- б) высший участок траектории;
- в) последние 400 м траектории.

1. МОДЕЛИРОВАНИЕ

Для определения точности работы ГНССприёмника была взята гипотетическая траектория движения воздушного транспортного средства, приведённая к максимальной высоте 10 км. Результаты моделирования для всей траектории движения показаны на рис. 1.

Оценка погрешности работы ГНССприёмника будет вестись при помощи формул определения математического ожидания  $\mu_k$  (1) и СКО  $\sigma_k$  соответствующей координаты (*x*, *y* или *z*) (2):

$$\mu_k = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n k_i = \frac{1}{n} (k_i + \dots + k_n);$$
(1)

$$\sigma_k = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} (k_i - \mu)^2},$$
(2)

где:

 $k_{i}$  – *i*-е измерение соответствующей координаты (*x*, *y* или *z*);

*n* – количество измерений (в моделировании принимается 11001).

Согласно метрологическим исследованиям, при проведении серии из n измерений случайной величины, обладающей неизменными характеристиками, точность её определения возрастает в n раз [7].

Однако случайная величина при приёме данных с разных групп спутников не обладает неизменными характеристиками, в частности, из-за влияния геометрического фактора [4]. Характер зависимости распределения коэффициента геометрии от числа видимых спутников (2) имеет вид, приближенный к (3) [5]:

$$C_n^m = \frac{n!}{m! (n-m)!};$$
 (2)

$$\Gamma \Phi = -\ln(C) + \text{const},\tag{3}$$

где С – количество групп спутников в зависимости их видимого количества;

m = 3 – константа. Количество спутников в одной группе;

*n* – общее количество видимых спутников;

*const* – константа. Наименьшее значение, к которому стремится коэффициент геометрии при выборе наилучшего способа размещения спутников в группе относительно потребителя и друг друга. Принимается равным единице.

Тогда при  $n \in [3; 20]$  распределение коэффициента геометрии в зависимости от выбранной группы спутников примет вид (рис. 2):



Рисунок 2 – Распределение коэффициента геометрии в зависимости от выбранной группы спутников

По определению коэффициента геометрии, это отношение погрешности местоопределения в объёмном пространстве к погрешности измерения топоцентрического расстояния, то есть коэффициент при СКО определения координаты [8, 9]. Тогда при определении параметров

случайной величины можно применить закон на рис. 2. Результаты моделирования для всей траектории движения воздушного транспортного средства показаны на рис. 3 и 4. Также на этих рисунках для сравнения приведён метод минимизации погрешностей, основанный на выборе единственной группы с наименьшим коэффициентом геометрии.



Рисунок 3 – Параметры распределения случайной величины

Оба метода показывают эффективность при достижении поставленной цели, так как геометрический коэффициент при СКО не превышает единицы, т.е. точность определения местоположения приёмника ГНСС не ухудшается. При этом метод усреднения значений координат значительно превосходит метод нахождения наименьшего коэффициента геометрии. Разница в коэффициенте при СКО варьируется от 10% при четырёх видимых спутниках до 90% при двадцати видимых спутниках и составляет единицу в случае метода нахождения группы спутников с наименьшим коэффициентом геометрии.

Заключение. По итогам моделирования двух методов улучшения позиционирования ГНССприёмника на гипотетической траектории движения воздушного транспортного средства можно сделать вывод, что метод усреднения вычисляемых координат различными группами видимых навигационных спутников значительно превосходит метод выбора группы с наилучшим коэффициентом геометрии.

Дальнейшая работа по теме будет заключаться в исследовании иных методов обеспечения требуемых точностных характеристик взлета/посадки воздушных транспортных средств, в частности, обособленной псевдоспутниковой системы.

Работа проводилась в рамках государственного задания № FENU-2024-0004 (2024024ГЗ)

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Амелин, К.С. Метод ориентирования сверхлегкого БПЛА при редком обновлении данных о его местоположении / К.С. Амелин. СПб: изд-во Санкт-Петербургский государственный университет. 2014. С. 3.
- 2. Осипов, Ю.В. Требования к средствам и программам обучения операторов БПЛА в беспилотных авиационных системах // Вооружение. Политика. Конверсия. М.: «Воентехлит», №. 3, 2011, С. 99.
- Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide O 1959–2016 [Электронный ресурс], Режим доступа: http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about \_bca/pdf/statsum.pdf свободный.
- 4. Скрыпник, О.Н. Радионавигационные системы воздушных судов: учебник / О.Н. Скрыпник. М.: Инфра-М, 2014. – 348 с.
- 5. Инструкция по использованию глобальной навигационной спутниковой системы в гражданской авиации [Электронный ресурс], Режим доступа: https://www.mintrans.ru/documents/detail.php?ELEMENT\_ID=17850
- 6. Скрыпник, О.Н. Методика построения и анализ полей точности ГЛОНАСС в заданной зоне воздушного пространства / О.Н. Скрыпник, Р.О. Арефьев, Н.Г. Астраханцева // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. №221. С. 43–50.
- Володарский, В.Я. Актуальные проблемы метрологического обеспечения испытаний изделий авиационного приборостроения. Оценка полной погрешности результата измерений / В.Я. Володарский, М.: Машиностроение, 1988. – 71 с.
- 8. Сосновский, А.А. Авиационная радионавигация. Справочник. / А.А. Сосновский, И.А. Хаймович М.: Транспорт, 1980. 264 с.
- 9. Сосновский, А.А. Радиомаячные системы посадки самолетов. / А.А. Сосновский, И.А. Хаймович, Е.И. Шолупов М.: Машиностроение, 1974. 256 с.

**S05.** Lysov, NOV. Dudarev'\*«Aircraft Control Systems», South Ural State University, Chelyabinsk, Russia+ Kortqxgf 'r qukkqpkpi 'ceewtce{ ''qh'y g'I PUU'tgegkxgt 'y kj ''cp'kpetgcug'kp''y g''pwo dgt''qh'xkukdrg''ucvgmkgu

The article discusses two methods for improving the positioning of a GNSS receiver for aerial navigation based on increasing the number of visible navigation satellites: the method of averaging the calculated coordinates from each group of satellites and the method of taking the best group of satellites relative to the geometry coefficient. The distribution of the geometry coefficient is modeled depending on the number of visible satellites and the estimation of changes in the distribution parameters of a random variable of the geometry coefficient is carried out. The simulation was conducted on a hypothetical trajectory of an air vehicle.

УДК 681.51

Д.В. ГУБСКИЙ, А.П. КОЛЕВАТОВ, А.М. СЕРГЕЕВ (ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания», г. Пермь)

## ДЕТЕКТИРОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ СПУТНИКОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ВЫСОТЫ ОБЪЕКТА ПО ДАННЫМ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

В работе приведены результаты испытаний бесплатформенной инерциальной навигационной системы в составе объекта в режимах коррекции по данным спутниковой навигационной системы, автономного измерителя скорости и высотомера. Выявлена проблема плавного увеличения погрешности спутниковых измерений при изменении высоты объекта. Представлены методы и результаты комплексной обработки навигационной информации, позволяющие определить достоверность данных получаемых от внешних измерителей

Введение. В ходе испытаний бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), корректируемой по данным спутниковой навигационной системы (СНС), автономному измерителю скорости и высотомеру, на объекте [1] разработчики столкнулись с двумя видами погрешностей спутниковых измерений. Первый вид погрешностей является традиционным, когда внешние измерения меняются скачкообразно, по отношению к предыдущим значениям. Второй вид погрешностей проявляется при изменении высоты объекта: погрешности спутниковых измерений нарастают постепенно и, как правило, в итоге не превышают предельно допустимых погрешностей СНС измерений. Погрешности первого вида удаётся устранить с помощью известных подходов отбраковки ошибочных измерений [2-9]. Постепенно нарастающие погрешности спутниковых измерений (погрешности второго вида) выявить с помощью известных подходов эффективно не удается. Для их устранения ранее исследовался подход, базирующийся на реализации в бортовом вычислителе двух комплексных навигационных систем. В первой, основной системе, коррекция БИНС выполняется по показаниям СНС. Во второй, вспомогательной, выполняется комплексирование БИНС с показаниями автономного измерителя скорости. Выявить увеличение погрешности спутниковых измерений удаётся в результате обработки разности навигационных данных, полученных от указанных комплексных систем. Подобный подход в работе [10] назван многоплатформенным. Однако этот подход оказывается ресурсоёмким и не всегда подходит для реализации в бортовом вычислителе. В настоящей работе предложен менее ресурсоёмкий подход, базирующийся на реализации в бортовом вычислителе двух критериев детектирования данных СНС. Первый критерий базируется на оценке разности между действительными погрешностями показаний СНС и БИНС и прогнозом ошибок БИНС. Второй – на оценке разности спрогнозированных координат СНС по предыдущим пришедшим значениям координат СНС и действительным значениям координат СНС. Однако практика показывает, что даже этих критериев может оказаться недостаточно для полноценного детектирования данных СНС в условиях плавного изменения высоты объекта. Для этих случаев предлагается использовать данные по высотомеру, которые позволят определять моменты времени постепенно нарастающих погрешностей СНС в следствии подъёма/снижения объекта и не принимать их в расчёт.

Выявление плавного ухудшения спутниковых измерений в условиях подъёма и снижения объекта. На рис. 1 графиком красного цвета продемонстрировано плавное увеличение погрешностей СНС координат при просадке объекта; отключение СНС приёмника на незначительной высоте; скачкообразные изменения СНС координат при подъёме объекта с последующим приведением к стационарным значениям. Синим цветом приведён график высоты снижения объекта, по которому хорошо видны участки подъёма и просадки объекта. При отключении приёмника СНС комплексирование БИНС выполняется по данным автономного измерителя скорости. Комплексное решение на графике показано чёрным цветом. Для реализации комплексирования применен фильтр Калмана. В качестве измерений используются разности координат и скоростей БИНС с данными внешних измерителей навигационной информации. На графиках видно, что увеличение погрешностей определения координат СНС негативно сказываются на комплексных координатах.

Детектирование данных СНС при просадке/подъеме. Для парирования постепенного увеличения погрешностей СНС измерений предложен подход, базирующийся на реализации в бортовом вычислителе двух критериев для детектирования данных СНС. Первый критерий оценивает разность данных прогноза ошибок БИНС и действительных ошибок по данным СНС согласно формуле (1). Второй – оценивает прогноз значений координат СНС согласно формулам (2 – 3). Невыполнение хотя бы одного из этих критериев приводит к отбраковке СНС данных и переходу системы в автономный режим.

$$\left|z_{k} - H_{k,k-1} \cdot x_{k/k-1}\right| \le 3 \cdot \sigma_{k/k-1} \tag{1}$$

$$\varphi_k^{\text{CHC}} - \varphi_{k-1}^{\text{CHC}} - V_{N,k-1}^{\text{CHC}} \cdot \Delta t \Big| \le r^{\text{CHC}}$$
<sup>(2)</sup>

$$\left|\lambda_{k}^{\text{CHC}} - \lambda_{k-1}^{\text{CHC}} - V_{E,k-1}^{\text{CHC}} \cdot \Delta t\right| \le r^{\text{CHC}}$$
(3)

где  $z_k$  – вектор измерений;  $H_{k,k-1}$  – матрица наблюдений;  $x_{k/k-1}$  – априорная оценка вектора состояний (погрешностей БИНС);  $\sigma_{k/k-1}$  – СКО априорной погрешности БИНС;  $\varphi_k^{\text{CHC}}, \lambda_k^{\text{CHC}}$  – СНС широта и СНС долгота на k-ый момент времени, соответственно;  $V_{N,k}^{\text{CHC}}, V_{E,k}^{\text{CHC}}$  - северная и восточная составляющие СНС скорости;  $\Delta t$  – время между соседними СНС измерениями,  $r^{\text{CHC}}$  – допуск на погрешность СНС координат.



Рис. 1 – Результаты работы КНС с плавным увеличением погрешностей спутниковых координатных измерений

На рис. 2 приведены результаты работы БИНС с реализацией предложенных критериев детектирования СНС.

В результате применения данных критериев разброс значений координаты широты и долготы комплексной системы БИНС+СНС при просадке/подъеме уменьшился с 20 до 10 метров. Хотя полученные значения погрешностей удалось уменьшить в результате применения критериев, однако от системы требуется на порядок меньшее значение итогового расхождения, нежели получившееся в результате применения данных критериев. Для улучшения работы комплексной навигационной системы предлагается использовать данные высотомера, которые позволят отслеживать моменты просадки объекта и «отсекать» данные СНС на этих временных участках. Результаты применения данного подхода продемонстрированы на рис. 3 и в таблице 1.


Рис. 2 – Результаты работы комплексной навигационной системы при реализации критериев детектирования СНС



Рис. 3 – Результаты работы комплексной навигационной системы при реализации критериев детектирования СНС с использованием данных высотомера

Таблица 1

# Сравнительное влияние наличия критериев детектирования СНС на комплексную навигационную систему

	Погрешность комплексной навигационной системы				
	Без критериев детектирова- ния СНС, м	С критериев детектирования СНС, м	С использованием данных высотомера, м		
Просадка	20	10	1-2		
Подъем	25	10	1-2		

Заключение. В данной работе предложены критерии, позволяющие выявить постепенное увеличение погрешностей спутниковых измерений, возникающих при изменении высоты объекта. Критерии основаны на оценке разностей между полученными и прогнозируемыми значениями СНС по предыдущим данным и оценке разности между действительными погрешностями показаний СНС и БИНС и прогнозом ошибок БИНС. А также на использовании данных высотомера для отказа от данных СНС в моменты просадки/подъема объекта.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. С.С. Добронравов, В.Г. Дронов. Строительные машины и основы автоматизации: Учеб. для строит. вузов. М.: Высшая школа, 2001. 575 с.
- 2. **Г.И. Емельянцев, А.П. Степанов.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. – 394 с.
- А.А. Голован, Н.А. Парусников. Математические основы навигационных систем. Часть II: Приложения методов оптимального оценивания к задачам навигации. М: МАКС Пресс, 2012. – 172.
- С.П. Дмитриев, Н.В. Колесов, А.В. Осипов. Информационная надежность контроль и диагностика навигационных систем. СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2003. – 207 с.

- 5. С.П. Дмитриев, А.В. Осипов. Контроль и диагностика информационных нарушений в навигационных системах методами многоальтернативной фильтрации. // Гироскопия и навигация, 2004, № 1, с. 119-126.
- 6. С.П. Дмитриев. Инерциальные методы инженерной геодезии. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 1997. – 208 с.
- 7. **И.А. Барков.** Использование спутниковых систем навигации для управления дорожно-строительной техникой. // Шаг в науку, 2023, № 3, с. 10-14
- С. Я. Галицков, А. С. Лукьянов, А. С. Фадеев. Анализ причин появления ошибок при высотном позиционировании отвала автогрейдера системой автоматического управления на базе приемника глобальной навигационной спутниковой системы // Механизация и автоматизация строительства: Сборник статей. – Самара: Самарский государственный технический университет, 2019. – с. 119–127.
- 9. O.S. Salychev. Verified Approaches to Inertial Navigation. BMSTU Press, Moscow, 2017. 368 p.
- 10. O.S. Salychev. MEMS-based Inertial Navigation: expectation and reality. BMSTU Press, Moscow, 2012. 208 p.

# D.V. Gubskiy, A.P. Kolevatov, A.M. Sergeev (Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company, Perm). Detection of Errors in GNSS Measurements During Diving/Surfacing of an Autonomous Uninhabited Underwater Vehicle According to the Integrated Processing of Navigation Information

The paper presents the results of tests of a strapdown inertial navigation system as part of an autonomous uninhabited underwater vehicle in correction modes according to GNSS data, acoustic log and depthometer. The problem of a sharp and smooth increase in the error of GNSS measurements is revealed. Methods and results of complex processing of navigation information are presented, which allowing determining the reliability of data received from external navigation meters. Ф. С. КАПРАЛОВ, А. В. КОЗЛОВ (МГУ им. М. В. Ломоносова, Москва)

# СОВРЕМЕННАЯ ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ С ПОМОЩЬЮ МНОГОАНТЕННОЙ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Доклад посвящён анализу точности определения ориентации по позиционным спутниковым измерениям от многоантенной навигационной системы. Представлены результаты обработки реального эксперимента с пятью спутниковыми антеннами, расположенными в пределах одного метра друг от друга. Получена эталонная ориентация с точностью в несколько раз большей, чем современная характерная точность определения ориентации с помощью многоантенной спутниковой системы, что позволило провести анализ ошибок углов ориентации.

Введение. Рассматривается задача определения ориентации объекта с точностью порядка первых десятых долей градуса. Хорошо известно, что с указанной точностью задача может быть решена с помощью высокоточной бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС) навигационного класса точности. Однако, ввиду характерных размеров, массы, потребляемой мощности и стоимости БИНС её применение не всегда целесообразно и возможно в ряде приложений. Одним из альтернативных наборов датчиков для определения углов ориентации с точностью порядка 0.1°, который лишён недостатков высокоточной БИНС, является многоантенная глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС), в состав которой входит более двух антенн. Современная точность определения углов ориентации с помощью двухантенных и трёхантенных систем составляет порядка первых десятых долей градуса на характерную длину базовых линий в 1 метр [1]. Базовая линия определяется как вектор, соединяющий фазовые центры двух спутниковых антенн.

Общепринятый подход решения задачи состоит в следующем. Для каждой базовой линии, координаты которой априорно известны в системе координат, связанной с корпусом объекта, находится оценка координат в опорной системе координат – например, в географической. Таким образом, для каждой базовой линии ставится смешанная задача целых наименьших квадратов, которая возникает из-за целочисленной неоднозначности разности фазовых измерений и решается численно, например, с помощью метода LAMBDA [2]. В нашей работе используется его численная модификация – MLAMBDA [3]. После разрешения целой неоднозначности фазовых измерений и получения координат базовых линий в опорной и связанной с корпусом объекта системах координат, их взаимную ориентацию можно найти численно как решение оптимизационной задачи для соответствующей матрицы ориентации [4].

Эксперимент. В августе 2023 года в Москве был проведён эксперимент с многоантенной ГНСС при относительно благоприятных городских условиях. Спутниковые антенны были прикреплены к деревянной доске, которая представляет собой корпус объекта-носителя навигационной системы и расположена примерно в горизонтальной плоскости. Во время записи спутниковых измерений было реализовано 7 статических положений с помощью трёх поворотов на 90° вокруг вертикали сначала в одну сторону, а затем трёх аналогичных поворотов – в противоположную. Время нахождения в каждом положении составляло 20 минут, а общая длительность эксперимента – около 2.5 часов. Характерные особенности эксперимента:

- многоантенность: 2 антенны Antcom G8Ant подключены к приёмнику Novatel PwrPak7D, 1 антенна Novatel GNSS-804 – к приёмнику Novatel PwrPak7, 2 антенны Javad AirAnt – к приёмникам Javad Prego;

- многосистемность: все приёмники обрабатывают сигналы от GPS и ГЛОНАСС, а приёмникики Novatel – ещё и от Galileo, Beidou;

- короткие базовые линии: максимальное расстояние между любыми двумя антеннами не превышает одного метра.

**Получение эталонной ориентации.** Основной целью эксперимента является оценка точности определения ориентации по измерениям многоантенной ГНСС, поэтому эксперимент был устроен так, что по его данным получены эталонные углы ориентации, точность которых в несколько раз лучше характерной точности решения задачи с помощью многоантенной ГНСС. В работе ориентация корпуса объекта-носителя относительно опорной географической системы координат описывается тремя углами крена, тангажа и курса.

Эталонный угол курса. После окончания основного эксперимента объект находился в начальном положении. Одна из пяти антенн была переустановлена так, чтобы образовывать длинную базовую линию (больше 4 метров) с любой из антенн, оставшихся на корпусе объекта. В такой статической конфигурации производилась отдельная запись спутниковых измерений для пяти антенн. Геометрия расположения антенн относительно корпуса и соответственно друг относительно друга была измерена, а также получена оценка её точности. Пользуясь тем, что ошибка оценки угла курса обратно пропорциональна длине базовой линии, можно получить эталонную оценку курса для коротких базовых линий в основном эксперименте.

Эталонные углы крена и тангажа. Для получения эталонных углов крена и тангажа во всех статических положениях эксперимента использовались измерения акселерометров предварительно калиброванной микроэлектромеханической БИНС, которая была также установлена на корпусе объекта. Задача получения эталонных углов крена и тангажа была сведена к линейной задаче оценивания и решена методом наименьших квадратов. В математической модели учитывалось как наличие непостоянства оси вращения корпуса объекта, так и угловые рассогласования приборной системы координат, связанной с осями чувствительности акселерометров, относительно системы координат, связанной с корпусом объекта. Также получена верхняя оценка точности углов крена и тангажа для каждой базовой линии.

Методология сравнения ориентаций. В докладе будут представлены результаты анализа ошибок углов ориентации в эксперименте для разных базовых линий. Ошибки оценок углов ориентации базовых линий раскладываются на две составляющие: систематическую низкочастотную и шумовую высокочастотную. Для каждой из компонент проанализирован вклад в общую ошибку ориентации.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Raskaliyev, A., Patel, S.H., Sobh, T.M., Ibrayev, A. GNSS-based attitude determination techniques—a comprehensive literature survey. IEEE Access, 8, 2020, pp. 24873-24886. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2970083.
- Teunissen P.J. Least-squares estimation of the integer GPS ambiguities. Invited lecture, section IV theory and methodology, IAG general meeting, Beijing, China, 1993, pp. 1-16.
- Chang, X.W., Yang, X., Zhou, T. MLAMBDA: A modified LAMBDA method for integer least-squares estimation. Journal of geodesy, 79, 2005, pp. 552-565. DOI: 10.1007/s00190-005-0004-x.
- 4. Wahba G. A least squares estimate of satellite attitude. SIAM review, 7(3), 1965, pp. 409-409. DOI: 10.1137/1007077.

#### F.S.Kapralov, A.V.Kozlov, (Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia). Modern precision of attitude determination using multi-antenna satellite navigation system

*Abstract.* The report focuses on the analysis of the precision of attitude determination by range satellite measurements from a multi-antenna navigation system. Results are presented from the processing of a real experiment with five satellite antennas within one metre of each other. A reference orientation is obtained with a precision multiple times higher than the current typical precision of attitude determination using a multi-antenna satellite system. This allows for a comprehensive examination of attitude angle errors.

#### Секция 4

## ЭЛЕКТРОНИКА, ИНФОРМАТИКА И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Н.А. ЛУКИН (Институт машиноведения УрО РАН, НПО автоматики им. ак. Н.А. Семихатова, Екатеринбург)

#### Н.В. ДУДИН

(НПО автоматики им. ак. Н.А. Семихатова, Екатеринбург)

### БОРТОВЫЕ ЦИФРОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ С РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ОБРАБОТКОЙ ДАННЫХ НА ОСНОВЕ ФУНКЦИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ ПРОЦЕССОРОВ

Обеспечение высокой производительности в бортовых вычислительных системах для малогабаритных (микроминиатюрных) подвижных объектов требует реализации специализированного параллелизма обработки данных. Он связан с введением в состав аппаратуры систем функционально-ориентированных процессоров, архитектуры которых предназначены для максимально эффективной реализации фиксированного множества функций и процедур, например, тригонометрических функций или векторно-матричных преобразований. Предложена иерархическая архитектура бортовой вычислительной системы, в которой вычислительные средства общего назначения комплексированы с множеством функционально-ориентированных процессоров, каждый из которых представляет собой автономный микроэлектронный блок

**Введение.** Непрерывное усложнение алгоритмов, реализуемых бортовыми системами управления малогабаритных автономных подвижных объектов, обусловлено возрастающими требованиями к точности решения существующих задач, а также появлением новых задач. Это приводит к необходимости повышения производительности бортовых вычислительных систем (БЦВС). В связи с замедлением темпов роста частоты переключения физических элементов сверхбольших интегральных схем (СБИС) и неэффективной масштабируемостью универсальных многопроцессорных архитектур актуальность приобретает специализированный параллелизм обработки данных в БЦВС.

Этот вид параллелизма связан с введением в состав аппаратуры систем специализированных процессоров, архитектуры которых ориентированы на максимально эффективную реализацию фиксированного множества функций и процедур, например, тригонометрических функций или векторно-матричных преобразований. Такие процессоры называются функционально-ориентированными (ФОП) [1]. В современных бортовых системах можно выделить некоторые подсистемы, где уже сейчас требуется (или может потребоваться в ближайшем будущем) производительность порядка миллиардов операций в секунду:

• контуры первичной обработки данных и управления в составе электроники навигационных датчиков (гироскопов и акселерометров);

• оптические информационно-измерительные каналы, предназначенные для обработки в реальном времени изображений, поступающих с датчиков (например, с ПЗС-матриц) [2];

• многоканальные тракты обработки радиолокационной информации, поступающей с выходов фазированных антенных решеток (ФАР) [3];

• системы сжатия в реальном времени информации сверхбольших объемов для космических аппаратов различного назначения [4].

В работе обсуждается архитектура БЦВС с распределенной обработкой данных на основе ФОП различных типов, предназначенная для решения задач интегрированных навигационных систем в составе систем управления малогабаритных автономных подвижных объектов. Функционально-ориентированные процессоры и уровни обработки данных в БЦВС. В составе вычислительных систем ФОП предназначены для непосредственной аппаратной или аппаратно-микропрограммной реализации функций, процедур или автономных функциональных блоков алгоритмов. Примерами таких преобразований являются это алгебраические и тригонометрические функции, векторно-матричные операции, производные различных функций, вычисление интегралов, цифровая фильтрация, корреляция, спектральные преобразования и т.п. Они составляют основу большинства численных методов, применяющихся в составе алгоритмов бортовых СУ; алгоритмы навигации, ориентации, стабилизации, наведения непосредственно включают в себя вышеуказанные преобразования.

Можно выделить следующие уровни обработки данных и соответствующие им уровни встраивания ФОП в современные бортовые СУ:

1) <u>Уровень центрального процессора</u>. Алгоритмы данного уровня – это процедуры быстрого выполнения арифметико-логических преобразований – умножение, деление, извлечение квадратного корня, которые реализуются аппаратно в виде соответствующих ФОП. На рис. 1 приведена

структура ядра центрального процессора, состоящего из арифметико-логического устройства общего назначения (АЛУ) с присоединенными к нему двумя "арифметическими" ФОП: для выполнения умножения

C: = A×B и деления C: = A/B двух переменных.

2) <u>Уровень БЦВМ.</u> Примерами алгоритмов для этого уровня являются вычисление математических функций типа y = Sin(x), y = Arctg(x), выполнение операций над матрицами, например, B = det(A) и векторами, например,  $z = \vec{x} \cdot \vec{y}$ . На рис. 2 приведена структура



БЦВМ, в состав которой, кроме центрального процессора, входит "математический" ФОП, который реализует вычисление функций типа y = Sin(x). Структура, собственно, ФОП включает в качестве основных блок функциональных таблиц (ФТ), содержащих коэффициенты многочленов, и блок вычисления скобки Горнера (СГ).



3) Уровень БЦВС. Это алгоритмы, требующие концентрации практически всех вычислительных ресурсов системы при отведенных на них интервалах времени порядка сотен микросекунд. В качестве примеров можно привести задачи корреляционно-экстремальной навигации или мультиспектральной обработки цифровых сигналов в задачах дистанционного зондирования Земли. На рис. 3 приведена структура ФОП для реализации алгоритмов

Рис. 2 Структура бортовой ЦВМ с "математическим" ФОП: уровень БЦВМ

КЭНС. Он представляет собой многопроцессорную SIMD-систему на базе *n* параллельно функционирующих ЦП, *m* блоков ОЗУ. Кроме того, в состав блоков этого ФОП входит программируемый коммутатор, имеющий структуру биграфа. Управление коммутатором задается на этапе программирования ФОП, после чего необходимый маршрут соединений реализуется в ходе выполнения программы в реальном времени. Система команд и структура данного ФОП ориентированы на максимально быструю массивно-параллельную обработку потоков данных под управлением одного потока команд. Это оптимально соответствует главным особенностям практически всех алгоритмов КЭНС параллельное вычисление взаимной корреляции между измеренными информативными параметрами геофизического поля (например, значе-



Рис. 3 Структура ФОП для реализации алгоритмов КЭНС: уровень БЦВС

ния высот рельефа подстилающей поверхности) и заранее записанными и привязанными к географическим координатам эталонным значениям информативных параметров.

4) <u>Уровень периферийных подсистем СУ</u> (инерциальные, оптические датчики, исполнительные органы и т.п.). Примеры задач обработки данных для этого уровня - определение параметров угловых и линейных перемещений в инерциальном базисе (алгоритмы БИНС), обработка изображений в реальном времени, управление системой двигателей. На рис.4 приведена структура вычислительной системы для реализации алгоритмов БИНС.



Рис. 4 Вычислительная система инерциального канала бортовой СУ

Алгоритмы БИНС делятся на две группы последовательно реализуемых преобразований:

- Первичная (цифровая) обработка сигналов с выходов инерциальных датчиков гироскопов и акселерометров, которая в большинстве систем представляет собой цифровую обработку сигналов (ЦОС). Типичные вычислительные процедуры – корреляция, дискретная свертка, преобразование Фурье, усреднение. Сами процедуры целесообразно реализовать в темпе приема сигналов из датчиков с числом измерительных каналов от 3- х до 9 при увеличении частоты съема сигналов с выходов гироскопов и акселерометров до 10 кГц, что может потребовать массивно-параллельной обработки данных с помощью потоковых процессорных архитектур ФОП.
- Вторичная обработка измерительной информации, т.е. вычисление угловых и линейных параметров движения объекта в инерциальной системе координат. Здесь типичными вычислительными процедурами являются операции над матрицами и векторами, скалярное

произведение векторов, тригонометрические и алгебраические функции. Одним из возможных вариантов архитектур высокопроизводительных ФОП для реализации алгоритмов БИНС следует считать комбинированную архитектуру RISC-VLIW.

Таким образом, вычислительная система инерциального канала бортовой СУ, построенного по схеме БИНС, состоит из двух ФОП – массивно-параллельного ФОП2 и VLIW-RISC ФОП2.

**Архитектура БЦВС.** Бортовая вычислительная система — это распределенная система обработки данных, состоящая из центрального компьютера (БЦВМ) и множества соединенных с ним ФОП. Основной принцип структурного построения системы – иерархия вычислительных средств.

<u>На первом уровне иерархии</u> находится БЦВМ, требуемый уровень надежности которой обеспечивается структурно-функциональным резервированием. Ввиду того, что основная вычислительная нагрузка в бортовой СУ приходится на ФОП периферийных каналов обработки данных (обработка изображений, распознавание образов, корреляция, преобразование координат, интегрирование кинематических уравнений и т.п.), то основными задачами, решаемыми с помощью БЦВМ, являются:

- Реализация алгоритмов навигации, стабилизации, управления, которые из-за специфики подвижного объекта, например, малогабаритного БПЛА, являются весьма простыми с точки зрения вычислительной сложности;
- Обеспечение надежности и контроля, которые также реализуются с помощью достаточно простых алгоритмов, так как ФОП в различных информационных каналах обеспечивают встроенный контроль и диагностику;
- Формирование временных диаграмм решения задач бортовой СУ, реализацию режима счета и контроля реального времени, распределение потоков данных между информационными каналами, включая процедуры ввода-вывода.

Процессорное ядро БЦВМ основано на структуре RISC.

<u>На втором уровне иерархии</u> располагаются ФОП, структуры и системы команд которых ориентированы на быструю реализацию библиотечных процедур для выбранного класса целевых задач. Сами процедуры реализованы с помощью микропрограмм, которые хранятся в управляющей памяти ФОП. Совместная работа БЦВМ и комплекса ФОП реализуется с помощью операционной системы FreeRTOS. Внешние подсистемы – сенсоры и исполнительные органы соединены непосредственно с соответствующими ФОП. Основной принцип функционирования системы – распределенная обработка данных в сочетании с централизацией управления. Модули ФОП функционируют асинхронно, непрерывно принимая сигналы из датчиков и реализуют алгоритмы обработки. Результаты обработки поступают в БЦВМ в соответствии с временной диаграммой и показаниями таймеров, после чего производится реализация алгоритмов вторичной обработки и управления. Это обеспечивает минимум накладных расходов на обработку данных в целом, в том числе, и временных задержек выдачи команд управления на исполнительные органы. Система программирования БЦВС основана на использовании стандартного ядра C++ с включением в состав библиотек макросов работы с ФОП. Это обеспечивает целостность ПО бортовой СУ, расширяемость и масштабируемость прикладных библиотек.

Структура БЦВМ. Иерархия уровней обработки данных в БЦВМ состоит в том, что процессорное ядро реализует команды компьютерной арифметики общего назначения. На втором уровне иерархии – "арифметические" ФОП для реализации быстрых алгоритмов вычисления математических функций и матрично-векторных процедур. Совместная работа центрального арифметико-логического блока и набора ФОП поддерживается на уровне системы команд БЦВМ. Это обеспечивает минимум накладных расходов на обработку данных и необходимую простоту программирования.

Все модули БЦВС имеют встроенную память программ и данных, что обеспечивает простую процедуру их задействования для реализации быстрых алгоритмов обработки данных с внешних подсистем либо критически важных для целевого назначения алгоритмов каждого модуля в отдельности. Управление вычислениями осуществляет БЦВМ, взаимодействие между ней и набором ФОП реализуется на уровне макросов как элементов библиотек С++. **Микроэлектронная реализация БЦВС.** Описанная архитектура позволяет реализовать БЦВМ и ФОП в виде автономных кластеров вентилей, разработанных как соответствующие IP-ядра. Все модули могут использовать как автономно, так и в составе систем под управлением центрального блока обработки данных. Для применения в составе малогабаритного (микроминиатюрного) подвижного объекта вся БЦВС на различных этапах развития микроэлектронных технологий может быть реализована в виде одного полупроводникового кристалла СБИС (система-на-кристалле) либо как многокристальный модуль (система-в-корпусе).

Заключение. Развитие микроэлектронных технологий позволяет реализовать архитектуры БЦВС как системы с централизованным управлением, реализуемым на базе БЦВМ общего назначения и распределенной обработкой данных на основе ФОП. Это позволяет существенно повысить производительность при реализации алгоритмов систем жесткого реального времени, добиться адаптивного наращивания возможностей системы при необходимости увеличения круга решаемых задач. Предложена иерархическая архитектура БЦВС, в которой вычислительные средства общего назначения комплексированы с множеством ФОП, каждый из которых представляет собой автономный вычислительный блок, ориентированный на эффективную реализацию фиксированного круга вычислительных процедур.

#### ЛИТЕРАТУРА

- Лукин Н.А. Основы теории проектирования архитектур функционально-ориентированных процессоров для систем реального времени // Высокопроизводительные вычислительные системы // Материалы Пятой Международной научной молодежной школы и Пятой Международной молодежной научно-технической конференции, 31 августа 6 сентября 2008, Таганрог Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2008. с. 115 166
- 2. A. Stout, K. Madineni. Deploying AI Object Detection, Target Tracking, and Computational Imaging Algorithms on Embedded Processors/2024 Teledyne FLIR LLC/ https://www.flir.com/discover/cores-components/deploying-ai-object-detection--target-tracking-and-computational--imaging-algorithms-on-embedded-processors
- 3. Сивов А.Ю., Алешин М.Г. Алгоритм наведения луча фазированной антенной решетки на беспилотном летательном аппарате вертолетного типа. Журнал радиоэлектроники. 2020. № 4. Режим доступа: http://jre.cplire.ru/jre/apr20/5/text.pdf. DOI 10.30898/1684-1719.2020.4.5
- 4. Гусев С. И., Еремеев В. В., Ушенкин В. А., Черный А. Н. Алгоритм сжатия радиоголограмм на борту космических аппаратов с РСА // Цифровая обработка сигналов. 2022. № 1. С. 3-7

N.A. Lookin (The Institute of Engineering Science, RAS; Scientific and Production Association of automatics named after academician N.A.Semikhatov, Yekaterinburg), N.V. Dudin Scientific and Production Association of automatics named after academician N.A.Semikhatov, , Yekaterinburg). **On-Board Digital Computing Systems with Distributed Data Processing Based on Function-Oriented Processors** 

*Abstract.* Ensuring high performance in on-board computing systems for small-sized mobile objects requires the implementation of specialized parallelism of data processing. It is associated with the introduction of functionally oriented processors into the hardware of systems, the architectures of which are designed for the most efficient implementation of a fixed set of functions and procedures, for example, trigonometric functions or vector-matrix transformations. A hierarchical architecture of an onboard computing system is proposed, in which general-purpose computing facilities are integrated with a multitude of functionally oriented processors, each of which is an autonomous microelectronic unit.

# Е.Г. ЛИТУНЕНКО, Н.В. КОЛЕСОВ, Ю.М. СКОРОДУМОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург, Россия)

### АЛГОРИТМ ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ В РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ

Доклад посвящен вопросам планирования информационных обменов в вычислительных системах с минимизацией потребляемой системой мощности и среднего времени пребывания задания в системе. Рассмотрен алгоритм (flow shop)-планирования для систем со многими информационными выходами и результаты апробации на примере вычислительной системы навигационного комплекса подводного аппарата.

Введение. В настоящее время наблюдается рост интереса к проблематике подводных аппаратов, в том числе автономных (АНПА). Сфера их применения является весьма широкой. С их помощью можно выполнять поисково-обзорные и исследовательские задачи в трудных и экстремальных условиях, например, на больших глубинах, в условиях сложного рельефа, подо льдом [1–3]. Для выполнения всех этих задач АНПА оборудуются большим количеством аппаратуры, среди которой навигационный комплекс, позволяющий определять и контролировать координаты аппарата; модемы гидроакустической связи, использующиеся для связи с другими аппаратами и объектами морской инфраструктуры, а также для осуществления обсервации; измерители параметров среды, такие как датчики давления, солености воды и др.; фото-видео аппаратура; системы технического зрения и др. Основу аппаратуры АНПА составляет сложная распределенная вычислительная система. Проектирование АНПА представляет собой сложный процесс, требующий учета ограниченности энергетических ресурсов и габаритов подводного аппарата. В этой связи оказываются востребованными мероприятия по повышению энергоэффективности его устройств и систем, в то числе и вычислительных систем. Целью исследования является разработка алгоритма энергоэффективного планирования в распределенной вычислительной системе.

Энергоэффективный подход к планированию заданий в системе. В предлагаемом алгоритме можно выделить три этапа. На первом происходит определение энергоэффективной архитектуры системы и назначение задач на процессоры. Энергоэффективная архитектура A системы определяется в соответствии с известным алгоритмом [4], который предполагает с целью минимизации потребляемой мощности W(A) снижение тактовой частоты и напряжения питания процессоров, т.е.

$$A^* = \arg\min W(A) \cdot$$

На втором и третьем этапах алгоритма осуществляется планирование заданий с минимизацией среднего времени пребывания планируемых заданий в системе. Таким образом, алгоритм является двухкритериальным.

В основе алгоритма определения энергоэффективной архитектуры лежит известный принцип, заключающийся в том, что если в системе, состоящей, например, из одного процессора, снизить тактовую частоту и напряжение питания в k раз, потребляемая мощность снизится в  $k^3$ раз, а время работы процессора увеличится в k раз. Если для сохранения производительности процессора на прежнем уровне увеличить в k раз число процессоров, а вычислительную нагрузку разделить между всеми процессорами поровну, то в результате потребляемая мощность по отношению к исходной уменьшится  $k^2$  раз.

Суть алгоритма назначения заданий на процессоры состоит в следующем. Для каждой стадии системы в рамках существующего ограничения на число дополнительных процессоров последовательно определяется число процессоров, реализующих данную стадию, с последующим равномерным перераспределением задач между процессорами стадии. На начальном этапе стадией считается каждый отдельный процессор системы. Предполагается, что все процессоры стадии работают на одной частоте и при одном напряжении питания, а также что для системы известен допустимый исходный вариант значений параметров частоты  $f_0$  и напряжения  $V_0$ . **Планирование заданий в системе.** В общем случае в результате преобразования системы при определении энергоэффективной архитектуры получается система со многими информационными выходами, для которой неприменимы известные алгоритмы (flow shop)-планирования, в связи с чем предлагается разделить этап планирования на два подэтапа – построение частных планов для каждого из выходов системы и определение общего плана.

Для составления частных планов в системе предлагаются оптимальные алгоритмы (flow shop)-планирования для разрешимых классов [5], позволяющие построить план  $\pi$  выполнения заданий при использовании в качестве критерия *J* минимума среднего по заданиям времени пребывания задания в системе  $\overline{F}(\pi)$ :

$$J = \min_{\pi} \overline{F}(\pi)$$

Алгоритм 1. Составление частного плана системы, относящейся к первому разрешимому классу.

- 1. Определить для рассматриваемой системы критический путь.
- 2. Упорядочить задания в плане π по неубыванию длительностей первых задач критического пути т.е.

$$e_{1,1}^* \leq e_{2,1}^* \leq \ldots \leq e_{n,1}^*$$

где  $e_{i,1}^*$  – длительности первых задач критического пути.

Алгоритм 2. Составление частного плана системы, относящейся ко второму разрешимому классу.

- 1. Определить для рассматриваемой системы критический путь.
- 2. Работы упорядочены по неубыванию длительностей последних операций критического пути, т.е.

$$e_{1,m^*}^* \leq e_{2,n^*}^* \leq \ldots \leq e_{n,m^*}^*$$
.

Проверить выполнение условия:

$$j^* = \arg\min_j \sum_{i=1}^{m^*-1} e_{j,i}^*$$

Алгоритм 3. Составление частного плана системы, относящейся к третьему разреиимому классу.

- 1. Определить для рассматриваемой системы критический путь.
- 2. Упорядочить задания в плане π по неубыванию длительностей задач стыковки критического пути, т.е.

$$e_{1,h^*}^* \le e_{2,h^*}^* \le \dots \le e_{n,h^*}^*$$

Проверить выполнение условия:

$$j^* = \arg\min_j \sum_{i=1}^{h^*-1} e_{j,i}^*$$

Алгоритм 4. Составление частного плана системы, относящейся к четвертому разреиимому классу.

- 1. Определить для рассматриваемой системы критический путь.
- 2. Упорядочить задания в плане π по неубыванию суммарных длительностей первых и последних задач критического пути, т.е.

$$(e_{1,1^*}^* + e_{1,m^*}^*) \le (e_{2,1^*}^* + e_{2,m^*}^*) \le \dots \le (e_{n,1^*}^* + e_{n,m^*}^*)$$

Проверить выполнение условия:

$$j^* = \arg\min_j \sum_{i=h^*+1}^{m^*-1} e_{j,i}^*$$

Если в конкретном случае условия в алгоритмах 2–4 противоречат друг другу, то лучший из вариантов может быть определен перебором.

Сложность предложенных алгоритмов можно оценить как  $O(n \log n)$ .

После определения частных планов для каждой подсистемы необходимо интегрировать их в общий план для всей системы. Для решения этой задачи предлагается использовать эвристический алгоритм, основанный на NEH-алгоритме [6].

#### Алгоритм 5. Составление общего плана выполнения заданий в системе

Шаг 1. Упорядочить сформированные подсистемы по сложности в порядке убывания числа исполняемых ими заданий.

Шаг 2. Определить для системы подсистему, исполняющую наибольшее число заданий. Считать ее план текущим.

Шаг 3. Построить для системы интегрированный план, последовательно дополняя текущий план заданиями из других частных планов, выбирая эти планы в соответствии с упорядоченностью по сложности. При включении в интегрированный план заданий из очередного частного плана использовать NEH-алгоритм, сохраняя принятую в частном плане упорядоченность.

Апробация алгоритма энергоэффективного планирования. Предложенный алгоритм энергоэффективного планирования был применен к вычислительной системе навигационного комплекса подводного аппарата. Навигационный комплекс перспективного подводного аппарата включает в себя бесплатформенную навигационную систему (БИНС), относительный лаг, эхолот, гравиметр, блок навигации по геофизическим полям (ГФП) – батиметрическому полю и полю аномалии силы тяжести (АСТ), а также гидроакустическую навигационную систему (ГАНС). Обработка информации от навигационных систем осуществляется при помощи средств цифровой обработки информации (СЦОИ). Работа вычислительной системы навигационного комплекса представлена схемой, приведенной на рисунке 1. На схеме P1-P15 – процессоры, входящие в состав вычислительной системы,  $\tau 1 - \tau 4$  – четыре выполняемых в системе задания.



Рис. 1. Схема вычислительной системы навигационного комплекса

Предполагается, что систему можно дополнить двумя процессорами. Разделены процессоры Р9 и Р12, в результате чего удалось снизить энергопотребление на 18,3% относительно исходного. Планирование с использованием алгоритмов 1 – 5 позволило получить результат, сопоставимый по значению критерия с оптимальным результатом для исходной системы при меньшей вычислительной сложности используемых алгоритмов.

Заключение. В реферате приведен алгоритм энергоэффективного планирования заданий в вычислительной системе, включающий в себя алгоритмы определения энергоэффективной архитектуры системы и планирования с минимизацией среднего времени пребывания заданий в системе, отличающийся от известных тем, что позволяет осуществлять планирование в системах со многими информационными выходами. Предложенный алгоритм апробирован на примере вычислительной системы навигационного комплекса подводного аппарата и показал свою эффективность.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Инзарцев А. В., Киселев Л. В., Костенко В. В., Матвиенко Ю. В., Павин А. М., Щербатюк А. Ф. Подводные робототехнические комплексы: системы, технологии, применение. Владивосток: Институт проблем морских технологий Дальневосточного отделения Российской академии наук, 2018. 368 с.
- 2. Ramírez I. S., Bernalte Sánchez P. J., Papaelias M., Márquez F. P. G. Autonomous underwater vehicles and field of view in underwater operations //Journal of Marine Science and Engineering. 2021. T. 9. №. 3. C. 277.
- 3. Yang Y., Xiao Y., Li T. A survey of autonomous underwater vehicle formation: Performance, formation control, and communication capability //IEEE Communications Surveys & Tutorials. 2021. T. 23. №. 2. C. 815-841.
- Грузликов А.М., Колесов, Н.В., Костыгов, Д.В., Ошуев, В.В. Энергоэффективное планирование в распределенных вычислительных системах реального времени //Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2019. – №. 3. – С. 66-76.
- 5. **Колесов, Н.В.** Системы реального времени. Планирование, анализ, диагностирование / Н.В. Колесов, М.В. Толмачева, П.В. Юхта СПб.: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2014. 185 с.
- 6. Грузликов А.М., Колесов Н.В., Скородумов Ю.М., Толмачева М.В. Смешанное планирование заданий в распределенных системах реального времени // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 5.

#### E.G. Litunenko, N.V. Kolesov, Iu.M. Skorodumov (Concern CSRI Elektropribor, St. Petersburg). Energy-Efficient Scheduling Algorithm for Information Processes in the Distributed Computing System

*Abstract.* The report is devoted to the issues of scheduling information exchanges in computer systems with minimizing the power consumed by the system and the average time the task stays in the system. The flow shop scheduling algorithms for systems with many information outputs are presented. Algorithm is tested using the example of the computer system of the navigation complex of an underwater vehicle.

# В. С. ТЮЛЬНИКОВ, Н. В. КОЛЕСОВ, М. В. ТОЛМАЧЕВА, Е. Г. ЛИТУНЕНКО (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург)

### ПЛАНИРОВАНИЕ ВЫЧИСЛЕНИЙ В ПОДВОДНЫХ АППАРАТАХ ПРИ НЕОПРЕДЕЛЕННЫХ ВРЕМЕНАХ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ

В докладе предлагается метод (flow shop)-планирования вычислительных процессов в распределенных системах реального времени, при котором продолжительность выполнения задач известна приблизительно и выражается временным интервалом. При этом планирование заданий, каждое из которых состоит из ряда задач (по количеству процессоров), выполняемых на различных процессорах и связанных отношением предшествования в виде ациклического графа, представляет проблему. Цель состоит в минимизации среднего времени нахождения заданий в системе.

Введение. Планирование вычислений в распределенных системах реального времени (СРВ) представляет собой важную и сложную задачу [1 – 4], поскольку такие системы должны выполнять задания не только правильно, но и в строго определённых временных интервалах. СРВ используются в критически важных областях, таких как управление промышленным оборудованием, навигационные системы и системы обработки информации, где задержка или ошибка могут привести к серьёзным последствиям. Также СРВ широко применяются в автономных необитаемых подводных аппаратах (АНПА), значимость которых в современных морских исследованиях, разведке и мониторинге окружающей среды сложно переоценить. Эффективное планирование вычислительных процессов в АНПА обеспечивает рациональное использование ресурсов, минимизацию задержек и гарантирует своевременное выполнение всех необходимых операций. Доклад посвящен решению проблемы планирования вычислительного процесса в подводных аппаратах по критерию минимума среднего времени пребывания заданий в системе, когда длительности решения заданий известны неточно и заданы временными интервалами.

Предварительные сведения и постановка проблемы. Рассматриваемая распределенная вычислительная система включает процессоры, имеющие индивидуальную память для хранения кода программ и обменивающиеся информацией через каналы передачи данных. При этом рассматриваемое множество задач задано информационным графом G(V, E), где V – множество ребер, а *Е* – множество вершин (задач), содержащим *п* компонент связности (задания). Каждое задание  $\tau^{(j)}$ ,  $j = \overline{1, n}$  состоит из множества задач. Графы заданий изоморфны графу межпроцессорных связей системы. Считаем, что порядок выполнения заданий на процессорах одинаков. Планированию подлежат *n* независимых равноприоритетных заданий, каждое из которых состоит из множества задач:  $\tau^{(j)} = \left\{ \tau_k^{(j)} | k = \overline{1, m}, j = \overline{1, n} \right\}$ , где  $\tau_k^{(j)} - k$ -я задача *j*-го задания, *m* - число задач в каждом задании (равно числу процессоров). Будем предполагать, что для каждой задачи  $au_k^{(j)}$  известна длительность её выполнения по верхней границе  $\left(e_k^{(j)}\right)$ . Произведенное назначение заданий соответствует случаю (flow shop)-планирования. Это означает, что имеется *m* изоморфизмов  $\phi_j: G_j(V_j, E_j) \to H(Q, P)$   $j = \overline{1, m}$ , где  $G_j(V_j, E_j)$  – граф межзадачных связей *j*-го задания,  $V_i$  – множество ребер,  $E_i$  – множество вершин (задач), H(Q, P) – граф межпроцессорных связей, Q – множество ребер (информационных связей), P – множество процессоров. Все введенные графы являются направленными, ациклическими, содержащими в общем случае не один путь между любыми вершинами. Графы характеризуются выделенным подмножеством входных вершин и одной выходной вершиной. Далее для рассматриваемой системы будем использовать обозначение  $C(F, \tau)$ . Предполагается, что время решения задачи известно неточно и задается временным интервалом  $\tilde{e}_i = [\underline{e}_i, \overline{e}_i]$ , где  $\underline{e}_i$  – нижняя, а  $\overline{e}_i$  – верхняя границы временного интервала. Цель заключается в том, чтобы определить такой план  $\pi$  выполнения заданий, который бы оптимизировал заданный критерий. В нашем случае критерием является минимум среднего времени пребывания заданий в системе.

Каждый входной процессор  $P_i$  связан с выходным процессором  $P_0$  некоторым вычислительным путем (последовательностью процессоров)  $p_k = P_i, P_j, ..., P_0$ . Обозначим интервал  $\tilde{E}_i$  ( $p_k$ )

как время выполнения пути  $p_k$  на *j*-м задании. Это время определяется как сумма времен  $\tilde{e}_{ij}$ выполнения задач *j*-го задания процессорами, которые находятся на этом пути. Используя нумерацию процессоров вдоль пути  $p_k$  выражение для  $\tilde{E}_i$  ( $p_k$ ) можно записать следующим образом:

$$\tilde{E}_j(p_k) = \sum_{i=1}^{m_k} \tilde{e}_{i,j},$$

где  $m_k$  – число процессоров, принадлежащих пути  $p_k$ , а при суммировании используются интервальные операции. Покажем их представление через обычные арифметические действия [5]:

$$\begin{split} \tilde{e}_i + \tilde{e}_j &= [\underline{e}_i, \ \bar{e}_i] + [\underline{e}_j, \ \bar{e}_j] = [\underline{e}_i + \underline{e}_j, \ \bar{e}_i + \bar{e}_j];\\ \tilde{e}_i - \tilde{e}_j &= [\underline{e}_i, \ \bar{e}_i] - [\underline{e}_j, \ \bar{e}_j] = [\underline{e}_i - \bar{e}_j, \ \bar{e}_i - \underline{e}_j];\\ \tilde{e}_i &* \tilde{e}_j &= [\underline{e}_j, \ \bar{e}_i] &* [\underline{e}_j, \ \bar{e}_j] = [\min\{\underline{e}_i * \underline{e}_j, \ \underline{e}_i * \bar{e}_j, \ \bar{e}_i * \underline{e}_j, \ \bar{e}_i * \bar{e}_j\}, \max\{\underline{e}_i * \underline{e}_j, \ \underline{e}_i * \bar{e}_j, \ \bar{e}_i * \bar{e}_j\}];\\ \tilde{e}_i / \tilde{e}_j &= [\underline{e}_i, \ \bar{e}_i] / [\underline{e}_j, \ \bar{e}_j] = [\underline{e}_i, \ \bar{e}_i] * [1 / \bar{e}_j, \ 1 / \underline{e}_j]. \end{split}$$

**Определение 1.** Интервал  $\tilde{e}_i = [\underline{e}_i, \bar{e}_i]$  не меньше интервала  $\tilde{e}_j = [\underline{e}_j, \bar{e}_j]$  ( $\tilde{e}_i \ge \tilde{e}_j$ ), если  $\underline{e}_i \ge \bar{e}_j$ . Таким образом зоны неопределенности сравниваемых интервалов не должны пересекаться.

Назовем вычислительный путь  $p_j^*$  критическим для *j*-го задания, если время его выполнения на *j*-м задании является наибольшим среди всех остальных путей в системе. Очевидно, что для разных заданий, выполняемых в одной и той же системе, критические пути могут быть различными.

Для определения разрешимых классов потребуется ввести понятие доминирования на множестве процессоров.

**Определение 2.** Процессор  $P_q$  доминирует над процессором  $P_r$  ( $P_q > P_r$ ), если

Общее свойство рассматриваемых далее разрешимых классов систем заключается в следующем: для любого задания, выполняемого в системе, критический путь проходит через одни и те же процессоры.

Определение 3 (класс 1). Множество процессоров критического пути представляет собой последовательность  $P_1 > P_2 > ... > P_{m^*}$ , убывающую по отношению доминирования.

Определение 4 (класс 2). Множество процессоров критического пути представляет собой последовательность  $P_1 < P_2 < ... < P_{m^*}$ , возрастающую по отношению доминирования.

Определение 5 (класс 3). Множество процессоров критического пути представляет собой пару соединенных последовательностей:

 $P_1 < P_2 < \ldots < P_{h^*} > \ldots > P_{m^*-l} > P_{m^*}, \ l \le h^* \le m^*,$ 

первая из которых возрастает, а вторая убывает по отношению доминирования ( $h^*$  – номер процессора стыковки двух последовательностей).

Длительности выполнения плана <br/>  $\pi$  [6] для систем из разрешимых классов 1–3 определяются, соответственно, выражениями:

$$E_1(\pi) = \sum_{i=1}^n \tilde{e}_{i,1}^* + \sum_{i=2}^{m*} \tilde{e}_{n,i}^*, \tag{1}$$

$$E_2(\pi) = \sum_{i=1}^{m^{*-1}} \tilde{e}_{1,i}^* + \sum_{k=1}^n \tilde{e}_{k,m^*}^*, \tag{2}$$

$$E_3(\pi) = \sum_{i=1}^{h^*-1} \tilde{e}_{1,i}^* + \sum_{k=1}^n \tilde{e}_{k,h}^* + \sum_{i=h^*+1}^{m^*} \tilde{e}_{n,i}^*,$$
(3)

где  $\tilde{e}^*$  – временные интервалы задач, которые выполняются процессорами критического пути; *n* – число заданий; *m*<sup>\*</sup> – число процессоров критического пути; *h*<sup>\*</sup> – номер процессора стыковки.

Эти выражения можно получить, если записать для некоторого процессора критического пути сумму временных интервалов работы и простоя. Для класса 1 таким процессором будет первый от входа, для класса 2 – последний, для класса 3 – процессор стыковки.

Приведем оптимальные алгоритмы (flow shop)-планирования при использовании в качестве критерия минимума среднего по заданиям времени пребывания заданий в системе.

Для системы из 1-го класса минимальное значение среднего по заданиям времени пребывания заданий  $\overline{F}_1(\pi)$  в системе достигается в плане  $\pi$ , в котором задания упорядочены по неубыванию длительностей временных интервалов первых задач критического пути, т.е.

$$\tilde{e}_{1,1}^* \le \tilde{e}_{2,1}^* \le \dots \le \tilde{e}_{n,1}^*.$$

Для системы из 2-го класса минимальное значение среднего по заданиям времени пребывания заданий  $\overline{F_2}(\pi)$  в системе достигается в плане  $\pi$ , который удовлетворяет двум условиям:

 задания упорядочены по неубыванию длительностей временных интервалов последних задач критического пути, т.е.

$$\tilde{e}_{1,m*}^* \leq \tilde{e}_{2,m*}^* \leq \dots \leq \tilde{e}_{n,m*}^*$$

– первое задание плана  $\pi$  удовлетворяет условию

$$j^* = \arg \min_j \sum_{i=1}^{m^*-1} \tilde{e}_{j,i}^*$$
.

Для системы из 3-го класса минимальное значение среднего по заданиям времени пребывания заданий  $\overline{F_3}(\pi)$  в системе достигается в плане  $\pi$ , который удовлетворяет двум условиям:

 задания упорядочены по неубыванию длительностей временных интервалов задач стыковки критического пути, т.е.

$$\tilde{e}^*_{1,h*} \leq \tilde{e}^*_{2,h*} \leq \cdots \leq \tilde{e}^*_{n,h*}$$

– первое задание плана  $\pi$  удовлетворяет условию

$$j^* = arg \min_{j} \sum_{i=1}^{h^*-1} \tilde{e}_{j,i}^*.$$

Для системы общего вида, не принадлежащей ни к одному из разрешимых классов, планирование осуществляется в соответствии с положениями РКС-алгоритма [6]. Следует отметить, что для недетерминированной системы может не существовать оптимального плана, поскольку описание ее экземпляров может значительно различаться. Детерминированные системы могут быть получены из недетерминированных систем путем замены интервала времени выполнения каждой задачи на конкретное значение из этого интервала. В результате для разных описаний могут существовать различные оптимальные планы.

Заключение. Предложены алгоритмы планирования заданий в распределенных системах реального времени, отличающиеся учетом неопределённости времени выполнения заданий. Общей особенностью предложенных алгоритмов являются их простота и учет неопределенности длительности выполнения заданий. При планировании в качестве критерия оптимизации выбран минимум среднего времени пребывания заданий в системе.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Liu J.W.S. Real-Time Systems. N.J.: Englewood Cliffs: Prentice Hall, 2000. 600 p.
- 2. Cottet F., Kaiser J., Mammeri Z. Scheduling in Real-Time Systems. John Wiley & Sons Ltd., 2002
- Cheng A.M.K. Real-Time Systems. Scheduling, Analysis, and Verification. N.J., Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2002. 266 p.
- 4. Stankovic John A., Spuri M., Ramemritham K. et al. Deadline Scheduling for Real-Time Systems. London: Kluwer Acad. Publ., 1998. 273 p.
- 5. Жолен Л., Кифер М., Дидри О. и др. Прикладной интервальный анализ. М. Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2005. 468 с
- Gruzlikov A.M., Kolesov N.V., Skorodumov I.M., Tolmacheva M.V. Using solvable classes in flowshop scheduling // International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2017. V. 88. N 5-8. P. 1535–1546. https://doi.org/10.1007/s00170-016-8828-5

V.S. Tiulnikov, N.V. Kolesov, M.V. Tolmacheva, E.G. Litunenko (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg). Scheduling the Computations in Autonomous Underwater Vehicles with Approximate Task Duration

*Abstract.* The report proposes a method for flow shop scheduling of computational processes in distributed real-time systems, in which the duration of tasks is known approximately and expressed as a time interval. Scheduling the tasks, each of which consists of a number of jobs (according to the number of processors) performed on different processors and connected by a precedence relation in the form of an acyclic graph, is a problem. Aim of the research is to minimize the average time spent by tasks in the system.

#### А. И. МАТАСОВ, **Е. В. ШЕСТАКОВА** (МГУ, Москва)

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ СБОЕВ В ИЗБЫТОЧНОМ БЛОКЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ Элементов

Рассматривается задача детектирования сбоев в избыточном блоке датчиков угловой скорости; исследовано четыре метода: метод "нулевых" линейных комбинаций, метод наименьших квадратов, метод наименьших модулей и гарантирующий подход.

Введение. Для повышения надежности навигационной системы используются избыточные блоки инерциальных сенсоров — датчиков угловой скорости. Вместо обычно используемых трех взаимно ортогональных чувствительных элементов используются шесть датчиков. Рассматривается задача выявления сбоев в избыточном блоке датчиков угловой скорости. Исследуются четыре метода: метод "нулевых" линейных комбинаций, метод наименьших квадратов, метод наименьших модулей и гарантирующий подход.

*Постановка задачи определения сбоев.* Измерения, доставляемые блоком датчиков угловой скорости, имеют вид (в один заданный момент времени):

$$z = Gq + \varrho, \tag{1}$$

где  $z = (z_1, ..., z_6)^T \in R^6$  – вектор, составленный из показаний блока датчиков угловой скорости, *G* – известная матрица,  $q \in R^3$  – вектор оцениваемых компонент угловой скорости в проекциях на приборный трехгранник,  $\varrho = (\varrho_1, ..., \varrho_6) \in R^6$  – вектор, составленный из помех измерений.

Предполагается, что в один момент времени во всех каналах блока могут происходить не более двух сбоев. Необходимо детектировать возможные сбои в каналах измерений блока. Иными словами, нужно определить наличие сбоев и установить, в каких каналах они произошли.

Сбои могут порождаться разными причинами, например, аномальными смещениями нулевых сигналов или резким изменением масштабных коэффициентов чувствительных элементов.

В работе рассмотрены несколько методов определения сбоев и проведено их численное тестирование.

*Метод «нулевых» линейных комбинаций.* Подход, основанный на построении «нулевых» линейных комбинаций, является простым и надежным инструментом функциональной диагностики при определении единичного сбоя. Суть метода состоит в следующем. Уравнение измерений (1) умножается на некоторый вектор *x*:

$$x^T z = x^T G q + x^T \varrho,$$

так чтобы исключить полезный сигнал:

$$G^T x = 0. (2)$$

Таким образом осуществляется непосредственный доступ к помехе:

$$x^T z = x^T \varrho$$

Общее решение системы (2) задается равенством

$$x = (E - (G^T)^+ G^T)\alpha, \quad \alpha \in \mathbb{R}^6.$$

Придавая  $\alpha$  определенные значения, можно получить шесть линейных комбинаций x[1], ..., x[6], в каждой из которых содержится ровно один нулевой элемент (в x[i] компонента с номером *i* равна нулю). Чтобы установить наличие единственного сбоя, необходимо скалярно умножить вектор измерений *z* на 6 линейных комбинаций x[i]. Сбой произошел в канале с номером *i* тогда и только тогда, когда *i*-ая комбинация равна нулю (близка к нулю), а остальные существенно отличаются от нуля. Таким образом, наличие единственного сбоя можно определить по одной «нулевой» (небольшой по величине) комбинации и остальным ненулевым.

*Методы наименьших модулей и наименьших квадратов.* Также исследованы возможности классических методов оценивания – метода наименьших квадратов и метода наименьших модулей

[1]. Сначала ищется оценка  $\hat{q}$  вектора параметров q с помощью метода наименьших модулей (или наименьших квадратов). Затем по полученной оценке  $\hat{q}$  строится оценка помехи по формулам

$$\widehat{\mathbf{Q}}_i = \mathbf{z}_i - G_i \widehat{q}, \quad i = 1, \dots, 6,$$

абсолютное значение которой сравнивается с пороговым значением. Предполагается, что в том канале, где оценка помехи по абсолютной величине больше порогового, произошел сбой.

В результате численного моделирования установлено, что при столь малом количестве измерений (равном 6) традиционные подходы не дают новых преимуществ. Метод наименьших квадратов не идентифицирует даже один сбой. Метод наименьших модулей определяет один сбой, но требует несколько больше вычислительных затрат, чем метод "нулевых" линейных комбинаций. Два сбоя не идентифицируют ни метод "нулевых" комбинаций, ни традиционные методы.

**Метод гарантирующего оценивания.** Рассматривается новый подход для выяснения принципиальной возможности детектирования двух сбоев, основанный на методе гарантирующего оценивания [2-4]. Алгоритм определения сбоев состоит в следующем. Для каждой строки матрицы G строится оценка скалярной величины  $\widehat{G_lq}$  при помощи метода гарантирующего оценивания. Задача ставится как оптимальная задача оценивания, в которой минимизируется максимальное значение модуля ошибки оценивания  $\widehat{G_lq}$  при всевозможных значениях неопределенных факторов. При этом предполагается, что абсолютное значение помехи ограничено заданной положительной величиной  $\sigma$ :

$$|\varrho_i| \le \sigma, \quad i = 1, ..., 6.$$

Затем по формулам

$$\widehat{g}_i = z_i - \widehat{G_i q}, \quad i=1,...,6$$

определяется оценка помехи, которая сравнивается с пороговым значением.

Для оценивания помехи *Q* необходимо решить не более 180 вариационных задач, которые сводятся к задачам линейного программирования. Для их численного решения можно применить, например, симплекс-метод или метод внутренней точки. В силу малой размерности вариационных задач соответствующая вычислительная нагрузка весьма умерена. Вместе с тем, задача гарантирующего оценивания может служить эталоном для оценки качества функционирования других более просто реализуемых алгоритмов.

Достоинство гарантирующего подхода состоит в том, что задача детектирования сбоев ставится как оптимальная задача оценивания, поэтому, в отличие от традиционных подходов, для оценивая используется вся имеющаяся информация. Кроме того, удается вычислить и оптимальную гарантированную ошибку определения соответствующих параметров. При помощи обширного моделирования установлено, что метод гарантирующего оценивания позволяет выявлять два сбоя в блоке датчиков угловой скорости.

Заключение. Решена задача выявления сбоев в избыточном блоке, состоящем из шести датчиков угловой скорости. Проанализированы различные методы детектирования сбоев. В результате численного моделирования установлено, что гарантирующий подход дает наилучший результат.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. В.И.Мудров, В.Л.Кушко. Метод наименьших модулей. Изд. 2-е, М.: УРСС, 2013.
- 2. А.Б.Куржанский. Управление и оценивание в условиях неопределенности. М.: Наука, 1977.
- 3. М.Л.Лидов. Минимаксные методы оценивания, Препринт №71 ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010.
- 4. А.И.Матасов. Метод гарантирующего оценивания. М.: Изд-во МГУ, 2009.

A.I.Matasov (Lomonosov Moscow State University, Faculty of Mechanics and Mathematics, Laboratory of Control and Navigation, Moscow), E.V.Shestakova (Lomonosov Moscow State University, Faculty of Mechanics and Mathematics, Department of Applied Mechanics and Control, Moscow). **Detection of failures for a redundant sensor unit**.

*Abstract.* We solve the problem of detecting failures in a redundant unit of angular velocity sensors; four methods are investigated: the method of "zero" linear combinations, the least squares method, the least absolute deviations method, and the guaranteeing approach. Numerical testing shows that the guaranteeing estimation method provides the most accurate results.

Ю.В. ГРЕЧУШКИН, О.К. ЕПИФАНОВ (АО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», Санкт-Петербург)

### ДИНАМИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ ПОГРЕШНОСТИ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ АБСОЛЮТНЫХ ЦИФРОВЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ УГЛА БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ ЭТАЛОННЫХ УГЛОМЕРНЫХ УСТРОЙСТВ

Рассматриваются вопросы проведения динамического контроля погрешности цифровых преобразователей угла без применения самостоятельных угломерных устройств с формированием эталонной шкалы углов по линейке времени и текущим параметрам вращения ротора преобразователя. Особенностью динамического контроля является оценка текущей частоты вращения по изменению во времени выходного кода угла преобразователя с его последующей программной фильтрацией, что позволяет учесть неравномерность вращения и снизить ее влияние на результаты контроля. Приводится анализ точности динамического контроля.

Введение. Абсолютные цифровые преобразователи угла типа «угол-параметр-код» (ЦПУ) являются неотъемлемой частью современных высокоточных следящих систем аппаратуры автоматического управления различных приборов навигационных комплексов, служат для выработки в них информации о текущем угле поворота вала и реализуются на основе двухотсчетных многополюсных индукционных датчиков угла (ДУ), выходные электрические сигналы которых преобразуются в цифровой двоичный код угла функциональными АЦПУ следящего типа [1–4].

Задача контроля погрешности преобразования угла, как основной технической характеристики ЦПУ, актуальна как на стадии изготовления и испытаний, так и при эксплуатации ЦПУ в составе аппаратуры. Нормализованные методы контроля предполагают использование эталонных угломерных устройств (ЭУУ) [1, 5], применение которых, как правило, связано с высокой трудоемкостью и продолжительностью процесса контроля, со сложностями его проведения в условиях внешним климатических и механических воздействующих факторов, а также при эксплуатации ЦПУ в составе аппаратуры.

Известны специализированные относительные методы контроля погрешности преобразования ЦПУ без применения ЭУУ, реализуемые при позиционном задании или медленном повороте (вращении) с фиксацией выходного кода ЦПУ в заданных угловых положениях его ротора, а именно метод частотной селекции с идентификацией погрешности преобразования ЦПУ [6, 7] и методы контроля по оценке внутренних сигналов функциональных АЦПУ следящего типа [1, 8, 9]. Эти методы требуют поддержания с достаточно высокой точностью заданной частоты и равномерности вращения ротора ЦПУ в контролируемом диапазоне угловых положений.

В докладе рассматривается вариант проведения динамического контроля погрешности преобразования угла ЦПУ без применения ЭУУ с существенным снижением чувствительности к неравномерности частоты вращения ротора ЦПУ за счет ее учета при формировании эталонной шкалы углов.

Учет неравномерности частоты вращения. Контроль погрешности преобразования угла ЦПУ без применения ЭУУ предполагает непрерывное и равномерное вращение его ротора, при котором эталонная шкала угла может быть сформирована по линейке времени [1]. Любые отклонения частоты вращения ротора ЦПУ от заданного значения приводят к снижению точности и достоверности результатов контроля. Обеспечение указанных условий при проведении динамического контроля погрешности ЦПУ связано с высокой сложностью их реализации. Поэтому в рассматриваемом варианте динамического контроля погрешности ЦПУ решается задача снижения чувствительности к неравномерности частоты вращения за счет оценки ее текущих значений по изменению во времени выходного кода угла ЦПУ с последующей фильтрацией. Это позволяет учесть неравномерность частоты вращения при формировании эталонной шкалы углов и тем самым снизить ее влияние на точность результатов контроля.

При вращении ротора ЦПУ изменение его выходного кода угла за единицу времени  $\Delta t$  будет содержать постоянную составляющую, равную среднему значению частоты вращения, переменную составляющую, обусловленную неравномерностью частоты вращения, а также переменные составляющие, обусловленные гармонической погрешностью преобразования угла ДУ в составе ЦПУ и случайной составляющей погрешности от квантования выходного кода угла по уровню. Частота переменной составляющей, обусловленной гармонической погрешностью преобразования угла ДУ, превышает частоту вращения в  $p \cdot v$  раз, где p – число пар полюсов ДУ, v – номер младшей из гармонических составляющих его погрешности. Для многополюсных ДУ произведение  $p \cdot v$  как правило составляет от 100 до 1000 единиц. Частота переменной составляющей, обусловленной квантованием выходного кода угла ЦПУ по уровню, определяется его разрядностью и, как правило, превышает частоту вращения на 3–5 порядков. Воспользовавшись значительным отличием частот этих переменных составляющих относительно неравномерности частоты вращения можно получить ее оценку, за счет фильтрации изменения выходного кода угла ЦПУ во времени путем вычисления его осредненного значения на интервале времени  $H \cdot \Delta t$ .

Алгоритм динамического контроля погрешности преобразования. Реализация описываемого варианта динамического контроля погрешности преобразовании ЦПУ предполагает циклические выполнение вычислительным устройством следующей последовательности действий по следующему алгоритму с фиксированным интервалом времени  $\Delta t$ :

- прием выходного кода угла ЦПУ;

– формирование и постоянное обновление массива-очереди A из числа (H+1) последних принятых от ЦПУ значений выходного кода угла, в котором A(1) – выходной код угла, полученный от ЦПУ последним, а A(H+1) – выходной код угла, принятый от ЦПУ H периодов назад по  $\Delta t$ ;

– вычисление мгновенного значения частоты вращения как изменения выходного кода угла, осредненное на интервале времени  $H \cdot \Delta t$ :

$$\Omega = \frac{A(1) - A(H+1)}{H \cdot \Delta t}; \tag{1}$$

– вычисление расчетно-эталонного значения угла путем численного интегрирования вычисленных мгновенных значений частоты вращения  $\Omega$  по интервалам времени  $\Delta t$ ;

– вычисление погрешности преобразования ЦПУ в угловом положении, соответствующем значению угла среднего члена массива *A*, как его разности с вычисленным расчетно-эталонным значением угла.

Действия по последним трем перечислениям выполняются с момента первого появления нулевого выходного кода угла ЦПУ в среднем члене массива *A*. Это обеспечивает совпадение начала отсчета формируемой шкалы расчетно-эталонных значений угла с началом отсчета кодов угла ЦПУ. По результатам многократного повторения описанного алгоритма будет сформирована шкала расчетно-эталонных значений угла и определены соответствующие им значения погрешности преобразования ЦПУ.

**Точность динамического контроля погрешности ЦПУ.** Значение угла, соответствующее выходному коду угла ЦПУ в момент времени *t* при непрерывном равномерном вращении, может быть записано в следующем виде:

$$\alpha_{K}(t) = \alpha_{0} + \omega \cdot t + \sum_{i=1}^{\infty} \Delta \alpha_{i} \cdot \sin(p \cdot i \cdot \omega \cdot t + p \cdot i \cdot \alpha_{0}) + \sum_{j=1}^{\infty} \frac{2}{j \cdot \pi} \cdot \frac{q}{2} \cdot \sin(j \cdot 2^{N} \cdot \omega \cdot t + j \cdot 2^{N} \cdot \alpha_{0} + j \cdot \pi),$$
(2)

где  $\alpha_0$  – угол в начальный момент времени t=0;  $\omega$  – частота вращения ;  $\Delta \alpha_i$  – амплитуда *i*-ой гармоники погрешности ДУ; p – число пар полюсов ДУ; N и  $q=2\cdot \pi/2^N$  – соответственно число разрядов и цена единицы младшего разряда выходного кода угла ЦПУ.

Первое и второе слагаемые правой части ввыражения (2) является фактическим значением угла поворота ротора ЦПУ. Третье слагаемое – погрешность преобразования ДУ, описанная суммой бесконечного ряда гармонических составляющих *i* с амплитудами  $\Delta \alpha_i$ . Четвертое слагаемое – погрешность преобразования от квантования выходного кода угла ЦПУ по уровню, представляющая собой пилообразную функцию.

Ошибка контроля погрешности преобразования ЦПУ, вычисленная согласно описанному алгоритму и с учетом выражения (2), как разность между расчетным эталонным и фактическим значением выходного кода угла ЦПУ, может быть описана следующим выражением:

$$\Delta E(t) = \sum_{i=1}^{\infty} \left( \frac{2 \cdot \Delta \alpha_i}{\Delta t \cdot H \cdot p \cdot i \cdot \omega} \sin\left(\frac{p \cdot i \cdot \omega \cdot \Delta t \cdot H}{2}\right) \right) + \sum_{j=1}^{\infty} \left( \frac{2}{j \cdot \pi} \cdot \frac{q}{2} \cdot \frac{2}{\Delta t \cdot H \cdot j \cdot \omega \cdot 2^N} \sin\left(\frac{j \cdot 2^N \cdot \omega \cdot \Delta t \cdot H}{2}\right) \right).$$
(3)

Согласно выражению (3) ошибка динамического контроля погрешности преобразования угла ЦПУ может быть сведена к нулю выбором оптимального значения частоты вращения  $\omega_H$  и соответствующего ей числа периодов осреднения *H* согласно следующему выражению:

$$H = \frac{2 \cdot \pi}{p \cdot \omega_H \cdot \Delta t} \,. \tag{4}$$

Влияние отклонения частоты вращения на точность динамического контроля погрешности ЦПУ. Отклонение часты вращения от оптимального значения  $\omega_H$  приводит, согласно (3) и (4), к появлению как относительной ошибки контроля  $\delta E_i$ , %, для каждой из гармонических составляющих погрешности ДУ, так и абсолютной ошибки  $\Delta E_q$ , q, контроля погрешности преобразования от квантования выходного кода угла ЦПУ по уровню, проиллюстрированных на рис.1 и рис.2.



Из этих рисунков следует, что неточность задания частоты вращения  $\omega$  в пределах ±5 % от оптимального значения  $\omega_H$  приводит к появлению относительной ошибки динамического контроля погрешности преобразования ЦПУ, не превышающей 5 %. При этом ошибка при контроле погрешности преобразования ЦПУ от квантования его выходного кода угла по уровню имеет четвертый порядок малости.

Влияние неравномерности частоты вращения на точность динамического контроля погрешности ЦПУ. Неравномерность частоты вращения во времени характеризуется амплитудой и интенсивностью ее изменения во времени, вызывающими дополнительную ошибку, которая может быть найдена аналогично (3) и записана в следующем виде:

$$\Delta E_{\text{ДОП}}(t) = \frac{k1^2 \cdot \omega_0}{k1 \cdot 100} \cdot \left[ 1 - \frac{k1 \cdot \omega_0 \cdot p}{k2 \cdot \pi} \sin\left(\frac{k2 \cdot \pi}{k1 \cdot \omega_0 \cdot p}\right) \right],\tag{5}$$

где  $\omega_0$  – средняя частота вращения; k1 и k2 – относительные амплитуда и интенсивность изменения частоты вращения, выраженные в процентах от  $\omega_0$ ;

На рис.3 приведены расчетные графики зависимости дополнительной ошибки динамического контроля погрешности ЦПУ от частоты вращения при ее неравномерности в пределах 5 % с темпом изменения на уровне 1 % за секунду для ЦПУ с различным числом пар полюсов ДУ. Из них следует, что при проведении динамического контроля погрешности ЦПУ на





частоте вращения свыше 10 об/мин, указанный уровень ее неравномерности приводит к появлению дополнительной ошибки в пределах нескольких единиц угловых секунд.

Заключение. Описанный способ позволяет выполнять автоматизированный контроль погрешности преобразования угла абсолютных ЦПУ при непрерывном вращении без применения эталонных угломерных устройств и отличается существенным снижением требований к точности задания и к неравномерности частоты вращения при его реализации.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Домрачеев В.Г., Мейко Б.С. Цифровые преобразователи угла: Принципы построения, теория точности, методы контроля. М.: Энергоатомиздат, 1984. 328 с.
- 2. Епифанов О.К. Преобразование угловых перемещений крупногабаритных платформ в цифровой код. // Судостроение. 2000. № 1(731). С.39-44.
- Аксененко В.Д., Епифанов О.К., Зиненко В.М. Комплексные решения высокоточного цифрового преобразования // Сборник трудов Всероссийской научно-практической конференции «Датчики и системы – 2006» (Россия, г.Москва, 30-31 мая 2006 г.) / Под ред. д.т.н., профессора Мокрова Е.А. Пенза: ФНПЦ ФГУП «НИИ физических измерений», 2006. С.263-273.
- 4. Епифанов О.К., Аксененко В.Д. Новое поколение высокоточных цифровых преобразователей угла // Измерительная техника. 2013. № 3. С.15-20.
- ГОСТ Р 57395–2017 Преобразователи угла цифровые: Общие требования к средствам измерений, испытаний и контроля входных и выходных параметров.
- 6. Аксененко В.Д. Автоматическая коррекция погрешности датчиков угла // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 6. С.2-7.
- Аксененко В.Д. Особенности калибровки цифрового преобразователя угла с каналами грубого и точного отсчета // Материалы XXXI конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электропроибор», 2018. С. 269-273.
- 8. Бошляков А.А., Ипполитова Е.В. Методы контроля погрешности преобразования одноотсчетных и двухотсчетных высокоточных амплитудных цифровых преобразователей угла следящего типа. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып.8. [Электронный ресурс]. URL: https://engjournal.ru/catalog/pribor/robot/932.html.
- 9. Воронин Н.Н., Домрачеев В.М., Сигачев И.П, Тимашов Н.А. Способ определения погрешностей цифровых преобразователей угла следящего типа с двухфазными датчиками угла // Измерительная техника. 2004. № 6. С. 10-12.

#### Y.V.Grechushkin (Concern CSRI Electropribor ,St. Petersburg), O.K.Epifanov (Concern CSRI Electropribor, St. Petersburg) Dynamic control of the conversion error of absolute digital angle converters without the use of reference angle measuring devices

*Abstract.* The issues of dynamic error control of digital angle converters without the use of independent angle measuring devices with the formation of reference scale of angles according to the time line and current rotation parameters are considered. A feature of the dynamic control is the estimation of the current rotation speed based on a time change in the output code of the angle of the converter with its subsequent software filtering. This allows you to take into account the unevenness of rotation and reduce its impact on the control results. The analysis of the accuracy of dynamic control is given.

# О.К. ЕПИФАНОВ, И.А. САЛОВА, Ю.В. ГРЕЧУШКИН (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

### ОСОБЕННОСТИ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ПЕЧАТНЫХ УЗЛОВ ЭЛЕКТРОННЫХ УСТРОЙСТВ

Определение тепловыделения при разработке электронных устройств, которое влияет на параметры работы чувствительных элементов и датчиков в приборах навигационных комплексов, является весьма важным. В докладе приведены результаты исследований характера и степени влияния на расчетные оценки, выполненные методом конечных элементов, теплового состояния печатных узлов электронных устройств значений коэффициента теплопроводности материалов печатной платы и ее слоев, значений коэффициента теплового излучения поверхностей печатной узла с установленными на нем элементов, вариантов размещения печатного узла в пространстве при анализе его теплообмена с окружающей средой.

**Введение.** Расчетное определение теплового состояния (TC) электронных устройств, предназначенных для работы в составе инерциальных приборов навигационных комплексов является в настоящее время неотъемлемой частью процесса их разработки и проектирования, поскольку тепловыделение их печатных узлов (ПУ) оказывает существенное влияние на технические параметры работы чувствительных элементов и датчиков [1-6].

Для оценки TC ПУ весьма эффективно применяется метод компьютерного конечноэлементного численного моделирования, реализованного в средствах различного специального программного обеспечения (СПО). Результаты моделирования зависят от принятых, в качестве исходных данных, значений коэффициентов теплопроводности (КТ) материалов печатной платы, коэффициентов теплового излучения от ее нагретых поверхностей и поверхностей установленных на ней элементов, числа итераций решателя и плотности построения сетки конечных элементов, способов размещения ПУ в электронном модуле для организации его теплообмена с окружающей средой. Вариативность этих факторов приводит при моделировании к различным друг от друга результатам оценки TC ПУ. Поэтому весьма актуальным является определение характера и степени влияния на результаты оценки TC ПУ при компьютерном моделировании со стороны каждого из факторов, что является конечной целью настоящего исследования.

Среди СПО для моделирования ТС ПУ выделим две группы: СПО типа «ANSYS Steady State», «SolidWorks», «Comsol Multiphisics» и «ECUT» и СПО типа «ANSYS Fluent» и «SolidWorks Flow Simulation». Особенностью использования СПО первой группы для оценки ТС ПУ является то, что помимо КТ и коэффициента теплового излучения требуется задание коэффициента конвекции, значение которого для вертикально и горизонтально располагаемых в пространстве нагретых поверхностей ПУ различно. В тоже время при использовании СПО второй группы не требуется задание коэффициента конвекции, так как тепловое моделирование выполняется на основе уравнения теплопроводности и уравнений газодинамики Навье–Стокса, необходимых для учета конвективного и кондуктивного теплообмена. Исследования ТС ПУ, результаты которых приведены в докладе, выполнены с использованием СПО «ANSYS Fluent»[7].

Моделирование ТС ПУ в общем случае состоит из следующих этапов: создание геометрической модели исследуемой печатной платы и ПУ в целом; задание тепловых характеристик и свойств материалов, элементов и поверхностей анализируемой печатной платы и ПУ; назначение граничных условий в модели ПУ; установление параметров сетки конечных элементов и решателя; численное итерационное решение, анализ характера и параметров распределения теплового поля и температуры нагрева внутри, на поверхности и в пространственной области ПУ.

**Геометрические модели, задание характеристик и свойств.** В качестве примера анализа и выполнения оценок, на рис. 1 приведены геометрические модели двусторонней печатной платы (рис. 1 а), ее поперечное сечение (рис. 1 б) и геометрическая 3D модель ПУ (рис. 1 в). При моделировании ТС ПУ размеры печатной платы (рис. 1 а, б) приняты следующими: *L*1=30 мм, *L*2=55 мм, суммарная толщина *L*3=1,62 мм. Принятые параметры слоев печатной платы и их

материалов, с учетом ГОСТ Р 53429–2009, приведены в табл.1. ПУ (рис. 1 в) содержит три элемента, установленных на печатной плате, каждый размером: ширина 5 мм, длина 10 мм, толщина 0,6 мм. Для элементов №1, №2 и №3 назначены мощности тепловыделений P<sub>T1</sub>=0,25 Вт, P<sub>T2</sub>=0,5 Вт и P<sub>T3</sub>=1,0 Вт соответственно путем задания им значений объемных тепловыделений.



Рис. 1. Геометрические модели двухслойной печатной платы ПУ (а), ее поперечное сечение (б) и геометрическая 3D модель ПУ с тремя элементами (в): L1 и L2 – соответственно ширина и длина плоскости печатной платы ПУ; L3 – толщина печатной платы ПУ; t1, t2, t3, t4, t5 – обозначения слоев печатной платы ПУ.

Таблица 1

Обозначение слоя	Толщина слоя <i>t</i> <sub><i>i</i></sub> , мм	Материал	Коэффициент теплопроводности материала λ. Вт/(К·м)
<i>t</i> 1	0,03	лак полиуретановый	0,15
t2	0,03	смола (акрилат)	0,20
t3	0,05	медь	390
<i>t</i> 4	1,40	стеклотекстолит	0,40
<i>t</i> 5	0,05	медь	390
<i>t</i> 6	0,03	смола (акрилат)	0,20
t7	0,03	лак полиуретановый	0,15

Параметры слоев печатной платы и их материалов

Влияние КТ печатной платы. Неточное описание TC используемых в ПУ материалов и элементов, в частности неточность КТ и их изменение в зависимости от температуры нагрева, приводит к неточности результатов оценки TC ПУ. С точки зрения теплового моделирования конструкцию печатной платы приближенно можно рассматривать как однородный материал с анизотропной теплопроводностью, т.е. когда значения КТ различны по осям координат [6]. В общем виде выражение для эквивалентного коэффициента теплопроводности  $\lambda_3$  (далее – ЭКТ) печатной платы вдоль размеров *L1*, *L2 L3* соответственно может быть записано как:

$$\lambda_{31} = \sum_{i=1}^{k} \lambda_i t_i \cdot \beta_i \left/ \sum_{i=1}^{k} t_i \right, \quad \lambda_{32} = \sum_{i=1}^{k} t_i \left/ \sum_{i=1}^{k} \frac{t_i}{\lambda_i \cdot \beta_i} \right, \quad \lambda_{33} = \sum_{i=1}^{k} \lambda_i t_i \cdot \beta_i \left/ \sum_{i=1}^{k} t_i \right\rangle$$

где β<sub>*i*</sub> – коэффициент, учитывающий долю материала, имеющего КТ λ<sub>*i*</sub>.

Коэффициент  $\beta_i$  может изменяться в пределах от 0 до 1 ( $\beta_i = 0 \div 1$ ). Для рассматриваемой конструкции печатной платы (рис. 1, а, б) только для медных слоев коэффициент  $\beta$  отличен от 1, так как доля меди от площади слоя печатной платы ( $L1 \times L2$ ) может составлять в среднем 0,3÷0,7. Для остальных слоев  $\beta=1$ . Во всех трех указанных выше случаях ЭКТ не зависят от габаритных геометрических размеров печатной платы, но при установлении их значений следует учитывать направления L1, L2 и L3. Приведенные данные справедливы для случая, когда толщины всех слоев и их ЭКТ соответствуют номинальным значениям. Однако в действительности эти значения могут отличаться от установленных номинальных значений. Далее рассмотрим случаи, когда ЭКТ печатной платы в направлениях L1, L2 и L3 будет меньше номинального значения, что приводит к ухудшению ее теплоотдачи, а именно уменьшим КТ слоев на 10% и 20%; увеличим толщины всех слоев печатной платы на 10% и 20%; одновременно уменьшим КТ слоев и увеличим их толщины на 10% и 20%. В таблице 2 приведены результаты расчетов ЭКТ печатной платы в трех направлениях при различных значениях  $\beta$  для медных слоев.

По результатам моделирования определено, что изменения температуры нагрева расположенных на ПУ элементов от изменения ЭКТ печатной платы достигают 8%. При этом, чем выше мощность тепловыделения на элементах ПУ, тем выше эта величина. Наибольшее влияние на ЭКТ в плоскости печатной платы оказывают КТ ее слоев, и в частности, теплопроводность слоев меди. В то же время теплопроводность печатной платы в направлении ее толщины в несколько раз меньше и определяется теплопроводностью слоев диэлектрика.

Влияние значений коэффициента теплового излучения  $k_u$ . Результаты определения и оценки степени влияния коэффициента  $k_u$  в диапазоне от 0,5 до 0,9 на распределение температуры при моделировании ТС ПУ показывают, что температура на элементах ПУ и на печатной плате увеличивается на 11% с уменьшением  $k_u$  с 0,9 до 0,5.

Значение β	Номинальные	Значение $\lambda_{\Im}$ , Вт/(К·м),	Значение $\lambda_{\Im}$ , Вт/(К·м),	Значение λ <sub>Э</sub> , Вт/(К·м),			
	значения λэ,	при уменьшении $\lambda_i$ на	при увеличении <i>ti</i> на	при уменьшении $\lambda_i$			
	Вт/(К∙м)	10% - 20%	10% - 20%	и увеличении <i>t<sub>i</sub></i> на 10% - 20%			
В направлениях L1 и L2:							
0,4	9,988	8,989 - 7,991	9,988 - 9,988	8,989 - 7,991			
0,5	12,396	11,156 - 9,916	12,396 - 12,396	11,156 - 9,916			
0,6	14,803	13,322 - 11,842	14,803 - 14,803	13,322 - 11,842			
0,7	17,21	15,489 - 13,768	17,21 - 17,21	15,489 - 13,768			
В направлении L3							
0,4÷0,7	0,386	0,347 - 0,308	0,386 - 0,386	0,347 - 0,308			

#### Результаты расчета значений ЭКТ печатной платы ПУ

Таблина 2

Влияние числа итераций решателя. Для различных задач необходимо определить какое количество итераций решателя следует задать, поскольку их недостаточное количество может привести к ошибке в определении температуры ПУ и его элементов. Ошибка в определении расчетной температуры нагрева печатной платы и элементов ПУ может составлять 4% и более, при этом достаточным является 100÷125 итераций решателя для рассмотренного варианта ПУ.

Влияние разбиения сетки - плотности сетки конечных элементов. Основными критериями формы элементов (ячеек) сетки в СПО «ANSYS Fluent» являются ортогональное качество (Orthogonal Quality) и коэффициент асимметрии (Skewness). Более грубая сетка конечных элементов приводит к завышенным значениям температуры нагрева у всех элементов ПУ. Наибольшая разница в температуре, в зависимости от плотности сетки, может составлять до 12%.

**Влияние размещения печатного узла в пространстве.** ПУ в составе электронных модулей могут иметь различные рабочие положения в пространстве: вертикально или горизонтально, как это показано на рис. 2, или под определенным углом. Определено, что наибольшая разница значений среднеобъемных температур элементов ПУ, обусловленная различием его положения в пространстве, достигает 8,5 %.



Рис. 2. Картина распределения температур на печатном узле: а – ускорение свободного падения противонаправлено оси Z; б – ускорение свободного падения сонаправлено с осью X

Заключение. Отклонение значений ЭКТ печатной платы ПУ от номинальных приводят к заниженному или завышенному расчетному значению температуры ее нагрева и соответственно расположенных на ней элементов ПУ.

Как завышенное значение коэффициента теплового излучения ПУ, так и пониженное количество итераций решателя, приводят при моделировании к существенному занижению расчетных оценок их температуры нагрева.

При выборе параметров разбиения сетки – плотности СКЭ следует учитывать критерии формы элементов сетки, а также их размеры. Более грубая сетка приводит к заниженным расчетным значениям температуры нагрева у всех элементов ПУ. Для элементов ПУ с высоким тепловыделением следует назначать повышенную плотность сетки.

Рабочее положение ПУ в пространстве относительно направления действия силы тяжести оказывает значимое влияние на его ТС и требует учета при моделировании.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Джашитов В.Э. Датчики, приборы и системы авиакосмического и морского приборостроения в условиях тепловых воздействий / Под общ. ред. академика РАН В.Г.Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2005. 404 с.
- 2. Драницина Е.В., Егоров Д.А., Унтилов А.А. и др. Снижение влияния изменения температуры на выходной сигнал ВОГ // Гироскопия и навигация. 2012. №4 (79). С. 10-20.
- 3. Тарыгин И.Е. Методика калибровки тепловой модели блока ЧЭ, состоящего из трех датчиков угловой скорости // Гироскопия и навигация. 2019. Том 27. №4 (104). С. 88-102.
- 4. Абрамов Д.В., Дробышев Н.В., Малышева Д.А. Оценка влияния окружающей температуры на долговременные высокоточные измерения гравиметром CG-5 Autograv // Геофизические исследования. 2022. Том 23. № 4. С. 20–29.
- 5. Егоров Д.А., Новиков Р.Л. Исследование температурной зависимости h-параметра катушки волоконнооптического гироскопа // Гироскопия и навигация. 2023. Том 31. №4 (123). С. 206-214.
- 6. Карабан В.М. и др. Математические модели многослойных печатных плат для теплового моделирования электронных устройств и систем // Управление, вычислительная техника и информатика. Доклады ТУСУРа. № 3 (29). 2013. С. 170-174.
- ANSYS Fluent Tutorial Guid. [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://users.abo.fi>rzevenho>ansys fluent 18 tutorial guide.

# O.K. Epifanov, I.A. Salova, Y.V. Grechushkin (Concern Central Scientific and Research Institute ELEKTROPRIBOR JSC, Saint Petersburg). Features of computer simulation of the thermal state of printed circuit assemblies of an electronic device

*Abstract.* The paper presents the results of a study of the nature and degree of influence on assessments of the thermal state of a printed circuit assembly by the following factors: values of the thermal conductivity coefficient of printed circuit board materials and its layers in different directions; values of the thermal radiation coefficient of the surfaces of the printed circuit assembly and elements installed on it; density and quality indicators of finite element mesh partitioning; options for placing a printed circuit assembly in space when organizing its heat exchange with the environment. Calculation estimates of the thermal state of the printed circuit assembly at the design stage were performed using the finite element method.

#### Секция 5

### ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И НАВИГАЦИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ

А. В. СОКОЛОВ, А. А. КРАСНОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор, Санкт-Петербург)

Ю. Г. ТУРБИН, Д. К. ДРОНОВ (ФГБУ «Арктический и антарктический научно-исследовательский институт», Санкт-Петербург)

#### ОПЫТ ВЫПОЛНЕНИЯ ГРАВИМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ЛЕДОСТОЙКОЙ ПЛАТФОРМЕ «СЕВЕРНЫЙ ПОЛЮС»

Анализируется опыт выполнения измерений гравиметром «Чекан-АМ» на борту ледостойкой самодвижущейся платформы в рамках экспедиции «Северный полюс-41». Определены особенности движения носителя и параметры возмущающих воздействий. Оценивается возможность измерения абсолютных значений силы тяжести с борта платформы.

**Введение.** Изучение гравитационного поля Арктики на сегодняшний день остается актуальной задачей [1]. Несмотря на развитие методов космической геодезии и аэрогравиметрии, они не могут обеспечить требуемую для ряда приложений точность определения аномалий силы тяжести, поскольку в полярных областях планеты возникают дополнительные методические и инструментальные погрешности измерений [2,3]. Таким образом, приоритетным методом, особенно в части изучения высокочастотной составляющей аномального поля Арктики, является морская гравиметрическая съемка.

Выполнение гравиметрических измерений в покрытых льдом районах Арктики возможно в двух вариантах. В первом варианте ледокол пробивает канал, а следующее за ним научноисследовательское судно непосредственно выполняет съемку. Такие измерения были реализованы с помощью гравиметров «Чекан-АМ» в рамках экспедиций «Арктика-2014», «Арктика-2019» и «Арктика-2020» [4,5]. В другом варианте измерения выполняются с дрейфующих станций и начало таким работам было положено в Советском Союзе в 1937 году [6]. Для возобновления этих работ, на качественно новом уровне, летом 2022 года была спущена на воду ледостойкая самодвижущаяся платформа «Северный полюс» (далее – ЛСП), предназначенная для проведения геологических, акустических, океанографических и геофизических наблюдений. Предлагаемый доклад посвящен анализу опыта выполнения измерений гравиметром «Чекан-АМ» с борта ЛСП в рамках экспедиции «Северный полюс-41», состоявшейся в 2022-2024 гг. Результаты измерений сопоставляются с данными моделей гравитационного поля. Одной из важных особенностей гравиметрических измерений в рамках экспедиции является большая продолжительность съемки относительным гравиметром без проведения опорных измерений. В этой связи в докладе также анализируется возможность выполнения абсолютных измерений силы тяжести с борта платформы для коррекции смещения нуль-пункта относительного гравиметра.



Рис. 1. ЛСП «Северный полюс»

Анализ смещения нуль-пункта гравиметра. Начальные и заключительные опорные гравиметрические измерения выполнялись в г. Мурманск. Начальные измерения были проведены в течение трех суток с 14 по 16 сентября 2022 г., смещения нуль-пункта С гравиметра скорость составила 1,12 мГал/сут. Такое сравнительно большое значение С обусловлено малым временем,

прошедшим с даты выпуска гравиметра «Чекан-АМ» зав.

№ 57 (март 2022 г.). Как известно, в первые месяцы после изготовления кварцевого чувствительного элемента скорость смещения нуль-пункта стремительно уменьшается. Подтверждением является то, что при выполнении заключительных опорных измерений в г.Мурманск спустя почти два года – 17 мая 2024 г. – была получена величина *C* равная 0,66 мГал/сут, которая является более традиционной для рассматриваемого типа гравиметра [7]. Очевидно, что учитывая такую продолжительность съемки важнейшим вопросом становится измерение абсолютных значений силы тяжести с борта ЛСП для коррекции смещения нульпункта относительного гравиметра.

Анализ динамики носителя. Мобильный гравиметр «Чекан-АМ» модели «Шельф-Э» [7,8] размещен на борту ЛСП (рис. 1) в лаборатории специальных исследований, расположенной близко к метацентру судна. Особенностью ЛСП является то, что она вмораживается в лед, вместе с которым дрейфует. В связи с этим, важно проанализировать возникающие при движении углы качки и ускорения, в частности, чтобы определить возможность выполнения измерений абсолютным гравиметром.



Рис. 2. Траектория движения ЛСП

На рис.2 в качестве примера приведена траектория плавания для периода с ноября 2022 года по январь 2023 года. Скорость движения ЛСП составляла от 0,02 до 0,4 уз., и за три месяца она продрейфовала около 400 км. Видно, что движение ЛСП отличается от движения по запланированным галсам, характерного для морской гравиметрической съемки.

Оценка углов качки носителя была выполнена по показаниям списывающих устройств гироплатформы гравиметра «Чекан-АМ». Получено, что как таковая качка с периодом морского волнения на ЛСП отсутствует. Однако в связи с особенностями движения в

плотном ледяном покрове в случайные моменты времени происходят скачкообразные изменения углов крена и тангажа ЛСП на величину до 1°.

Вертикальная качка оценивалась непосредственно по показаниям чувствительного элемента гравиметра «Чекан-АМ». В вертикальной качке доминирует период 20 с, при этом амплитуда ускорений, как правило, не превышает 5 мГал. На отдельных участках амплитуда вертикальных ускорений увеличивается на порядок.

Перечисленные особенности динамики ЛСП не позволяют проводить измерение абсолютных значений силы тяжести с помощью баллистических гравиметров, предназначенных для эксплуатации на твердой земной поверхности [9]. Однако измерения могут быть выполнены при совместном использовании относительного и абсолютного гравиметра, установленного на гиростабилизированной платформе, по методике, описанной в [10].

**Результаты обработки данных гравиметра.** Запись данных гравиметра «Чекан-AM» и навигационной информации в течение рейса выполнялась постоянно, при этом формировались файлы продолжительностью 1 сутки. Общий объем зарегистрированной информации превысил 60 Тбайт.

Обработка данных выполнялась с помощью программного пакета Chekan\_PP [10] и включала в себя выполнение следующих операций: перевод показаний гравиметра в единицы ускорения с использованием градуировочной характеристики прибора, расчет по навигационным данным поправки Этвеша и поправки за нормальное значение силы тяжести, расчет и сглаживание аномалий силы тяжести в свободном воздухе и в редукции Буге, ввод поправки за дрейф нульпункта гравиметра, вычисленной по невязкам измерений в точках пересечения траектории движения ЛСП.

Измерения гравиметра «Чекан-АМ» были сопоставлены с данными моделей гравитационного поля Земли. На рис.3 приведены кривые аномалий силы тяжести в свободном воздухе, полученные в результате съемки в период с ноября 2022 года по март 2023 года. Здесь же показаны кривые аномалий силы тяжести по данным глобальной модели EGM-2008 [2], основу которой составляют данные космических геодезических проектов, и локальной модели гравитационного поля Арктического бассейна ArcGP [12], построенной на базе аэрогравиметрических измерений 1990-х годов.

Видно, что на отдельных участках отклонение значений аномалий силы тяжести, полученных по материалам гравиметрической съемки, от модельных значений составляет до 20-40 мГал.



t, сут

Рис. 3. Графики аномалий силы тяжести по данным съемки (синий), глобальной модели EGM-2008 (красный), локальной модели ArcGP (желтый)

использования ледостойкой самодвижущейся платформы для изучения гравитационного поля Арктики. Измерения, выполненные гравиметром «Чекан-AM», могут использоваться для уравнивания материалов аэрогравиметрических съемок. Развитием работ является совместное использование абсолютного и относительного гравиметров для высокоточного определения абсолютных значений силы тяжести в полярных широтах.

Ъ

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Конешов В.Н., Непоклонов В.Б., Погорелов В.В. и др. Изученность гравитационного поля Арктики состояние и перспективы // Физика Земли. 2016. № 3. С. 113–122.
- 2. Конешов В.Н., Непоклонов В.Б., Сермягин Р.А., Лидовская Е.А. Современные глобальные модели гравитационного поля Земли и их погрешности // Гироскопия и навигация. 2013. №1. С. 107-118.
- 3. Краснов А.А., Соколов А.В. Изучение гравитационного поля труднодоступных районов Земли с использованием мобильного гравиметра «Чекан-АМ» // Труды Института прикладной астрономии РАН. 2009. № 20. С. 353-357.
- 4. Соколов А.В., Краснов А.А., Конешов В.Н., Глазко В.В. Первая высокоточная морская гравиметрическая съемка в районе Северного полюса Земли // Физика Земли. 2016. № 2. С. 109-113.
- 5. Казанин Г.С., Иванов Г.И., Казанин А.С., Васильев А.С., Макаров Е.С. Экспедиция «Арктика-2014»: комплексные геофизические исследования в районе Северного полюса // Научно-технический сборник «Вести газовой науки». 2015. №2. С. 95–97.
- 6. **Папанин И. Д.** Жизнь на льдине. М.: Мысль, 1977.
- 7. Евстифеев М.И., Краснов А.А., Соколов А.В., Старосельцева И.М., Элинсон Л.С., Железняк Л.К., Конешов В.Н. Гравиметрический датчик нового поколения. Измерительная техника. 2014. №9. С. 12-15.
- 8. **Пешехонов В.Г., Соколов А.В., Железняк Л.К., Береза А.Д., Краснов А.А.** Вклад навигационных технологий в создание мобильных гравиметров // Гироскопия и навигация. Т. 27. №4 (107). 2019. С. 162-180.
- 9. Витушкин Л.Ф. Абсолютные баллистические гравиметры // Гироскопия и навигация. 2015. № 3(90). С. 3-12.
- 10. Соколов А.В., Краснов А.А., Алексеенко А.С., Стусь Ю.Ф., Назаров Е.О., Сизиков И.С. Опыт измерения абсолютного значения силы тяжести на подвижном основании // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 2 (97). С. 77-88.
- 11. Краснов А. А. Соколов А. В. Современный комплекс программно-математического обеспечения мобильного гравиметра «Чекан-АМ» // Гироскопия и навигация. 2015. № 2(89). С. 118-131.
- 12. **Forsberg R., Kenyon S.** Gravity and geoid in the Arctic region—The northern polar gap now filled, paper presented at ESA GOCE User Workshop, Eur. Space Agency, Frascati, Italy. 2004.

A.V.Sokolov, A.A.Krasnov, (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg), Yu.G.Turbin, D.K. Dronov (AARI, Saint Petersburg). Experience in performing gravity measurements on an ice-resistant platform North Pole

*Abstract.* The experience of performing measurements with the Chekan-AM gravimeter on board an ice-resistant self-propelled platform as part of the North Pole-41 expedition is analyzed. The features of the carrier motion and the parameters of disturbing influences are determined. The possibility of measuring the absolute gravity from the side of the platform is being evaluated.

С.Б. АКПАНБЕТОВ, В.Ф. ФАТЕЕВ, Д.С. БОБРОВ, Р.А. ДАВЛАТОВ. (Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, г.п. Менделеево)

#### РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ВЫСОКОТОЧНОГО ОТНОСИТЕЛЬНОГО ГРАВИМЕТРА «ПЕШЕХОД»

Во ФГУП «ВНИИФТРИ» изготовлены три опытных образца высокоточного относительного гравиметра «Пешеход». В работе представлены результаты лабораторных испытаний опытных образцов гравиметра в части оценки чувствительности, погрешности и суточного дрейфа.

Введение. В настоящее время [1] высокоточные относительные гравиметры востребованы в таких сферах деятельности как:

- обеспечение поиска и разведки месторождений полезных ископаемых;

- топогеодезическое обеспечение территорий России, в том числе Северного морского пути и зоны Арктики;

- разработка перспективной комплексной системы навигации по гравитационному полю Земли.

В настоящее время существуют только две компании, выпускающие 100% от всего рынка наземных высокоточных относительных гравиметров:

1. Micro-g LaCoste, США. Единственный вариант высокоточного относительного гравиметра g-PhoneX является гравиметром лабораторного стационарного применения.

2. Scintrex Ltd, Канада. Канадская компания является монополистом по изготовлению и распространению носимых высокоточных относительных гравиметров. Практически 100% мирового парка, в том числе и российского, относительных гравиметров представлены их продукцией - CG-5 Autograv и CG-6 Autograv.

На сегодняшний день использование иностранных носимых гравиметров на территории РФ имеет следующие ограничения:

ограничения на поставку в Россию (в первую очередь из США и Канады) в условиях экономических санкций;

 зарубежные гравиметры имеют незадекларированные возможности аппаратуры и программного обеспечения и связанные с этим проблемы допуска к применению;

– высокая стоимость ремонта, а при существующих логистических международных ограничениях их техническое обслуживание практически невозможно.

В части отечественных разработок следует отметить перебазируемые высокоточные гравиметры ГНШ-МА, ГНУ-КВ и др. В настоящее время производство отечественных носимых гравиметров прекращено, технологии изготовления утеряны. Таким образом возникла необходимость в разработке отечественного высокоточного относительного гравиметра, не уступающего по точности зарубежным аналогам.

**Требования к отечественному высокоточному относительному гравиметру.** На основе технических характеристик упомянутых выше гравиметров сформированы следующие требования к гравиметру «Пешеход»:

- чувствительность при измерениях ускорения свободного падения (УСП): 15 мкГал;

- погрешность измерений разности УСП: 20 мкГал;

- диапазон измерений разности значений УСП: ±400 мГал;

- остаточный дрейф: не более 20 мкГал за 24 ч.;
- вес прибора: не более 4,9 кг.

Дополнительно предъявлены следующие свойства гравиметра:

- возможность дистанционного управления гравиметров по радиоканалу типа Bluetooth;

 возможность длительной работы в полевых условиях (не менее 12 ч.) при значительных диапазонах изменения температуры окружающего воздуха (от минус 40°C до 40°C);

- возможность поддержания вертикального положения гравиметра с высокой точностью;

 автоматическая компенсация воздействия внешних факторов (изменения температуры, атмосферного давления, лунно-солнечных приливов, дрейфа нуль-пункта и др.);
 наличие широкой сети сервисного обслуживания на территории РФ.

Состояние разработки отечественного гравиметра. В настоящее время в научно-техническом центре ФГУП «ВНИИФТРИ» ведутся лабораторные исследования трех опытных образцов гравиметра «Пешеход», принцип действия которого основан на использовании прецизионных пружиных весов. Изменение силы тяжести определяется путем измерения величины растяжения металлической пружины. При этом используется емкостной съем для оценки значения перемещения пружины. Система съема представляет собой конденсатор с тремя пластинами. При этом между двух стационарных пластин располагается подвижная (она же – чувствительный элемент) [2].

Можно выделить следующие основные преимущества гравиметра «Пешеход» относительно канадского гравиметра Scintrex CG-6 Autograv:

1. Более высокая ударостойкость в полевых условиях, поскольку используется металлический чувствительных элемент.

2. Возможность серийного конвейерного изготовления всех элементов прибора, включая чувствительный элемент.

3. Низкая стоимость серийного изготовления.

4. Отсутствует потребность в аккумуляторных батареях большой емкости (в Sintrex требуется постоянный подогрев кварцевого чувствительного элемента до 75°С при любой внешней температуре).

Разрабатываемый гравиметр имеет кассетную сборку типа «матрешка» и включает:

- вакуумированный корпус с размещенным внутри него датчиком, оснащенный термодатчиками первого контура термостабилизации;
- запирающий кожух;
- корпус с контуром внутреннего термостата, оснащенный самоклеящимися нагревательными элементами, с температурой стабилизации 55°С;
- корпус с контуром внешнего термостата, оснащенный самоклеящимися нагревательными элементами, с температурой стабилизации 50°С.

**Результаты испытаний.** В период с июня 2024 по сентябрь 2024 года выполнены испытания опытных образцов гравиметра «Пешеход» для оценки чувствительности и погрешности измерений, а также линейности суточного дрейфа.

Получены следующие предварительные оценки:

- чувствительность 15 мкГал;
- погрешность 17 мкГал;
- нелинейность суточного дрейфа 19 мкГал.

Заключение. Отечественный высокоточный гравиметр «Пешеход», разрабатываемый во ФГУП «ВНИИФТРИ», будет аналогом зарубежного гравиметра Scintrex CG-6 Autograv как по точности, так и по эксплуатационным свойствам.

При этом гравиметр «Пешеход» будет обладать следующими преимуществами:

1. Возможность серийного конвейерного изготовления всех элементов прибора.

- 2. Низкая стоимость серийного изготовления.
- 3. Пониженное энергопотребление.

Ожидаемый срок окончания разработки - 2025 год.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Денисенко О.В., Пустовойт В.И., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф. Проблемы развития бесшовной ассистирующей технологии навигации в ГНСС ГЛОНАСС на основе измерений параметров геофизических полей // Альманах современной метрологии. 2020. № 4 (24). С. 127-160.
- 2. С.Б. Акпанбетов, В.Ф. Фатеев, Д.С. Бобров, Р.А. Давлатов. Разработка высокоточного относительного гравиметра «ПЕШЕХОД»//Приборы и системы разведочной геофизики, 2024, №1(80), стр. 65-70.

S. B. Akpanbetov, V. F. Fateev, D. S. Bobrov, R. A. Davlatov.(All-Russian Research Institute of Physical, Technical and Radiotechnical Measurements" Mendeleevo). Test Results Of Pilot Samples Of The Domestic High-Precision Relative Gravimeter "Peshekhod"

*Abstract.* Annotation Three prototypes of the high-precision relative gravimeter "Peshekhod" have been manufactured at the Federal State Unitary Enterprise "VNIIFTRI". The paper presents the results of laboratory tests of prototypes of the gravimeter in terms of assessing sensitivity, error and daily drift.

#### КАЗАРИНА В.И.

(Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений г. Солнечногорск, рп. Менделеево)

### РАЗРАБОТКА СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ГРАВИМЕТРА «ПЕШЕХОД»

Целью данной работы является разработка специального программного обеспечения (СПО) для взаимодействия с относительным гравиметром «Пешеход». Основные задачи СПО включают в себя установку Bluetoothсоединения, настройку работы гравиметра, получение значений измерений, обработку полученных данных, их сохранение и отображение. Разработка осуществлялась с использованием языка программирования C++ и фреймворка Qt на платформе Astra Linux с применением объектно-ориентированного программирования. В результате работы создано ПО, обеспечивающее эффективную работу с гравиметром «Пешеход».

**Введение.** Гравиметры – это высокоточные приборы, используемые в различных областях, таких как геодезия, геофизика, строительство, и других, где точные измерения гравитационно-го поля Земли являются неотъемлемой частью работы [1].

В настоящее время разрабатывается отечественный гравиметр «Пешеход» для поисков месторождений нефти и газа взамен ушедших с российского рынка иностранных аналогов. Для проведения эффективных гравиметрических исследований необходим программный продукт, совмещающий в себе все необходимые инструменты для взаимодействия с прибором.

Разработка СПО позволит взаимодействовать с гравиметром по беспроводной связи, обеспечит обработку и отображение измерительных данных в режиме реального времени и предоставит удобный пользовательский интерфейс для специалистов различного уровня подготовки.

Предлагаемый доклад посвящен разработке СПО для взаимодействия с относительным гравиметром «Пешеход».

#### Разработка СПО

*Программная реализация.* Цель: разработать СПО для сбора, обработки и визуализации измерительной информации относительного гравиметра «Пешеход».

К задачам СПО относятся:

- предоставление пользовательского интерфейса;
- установка Bluetooth-соединения с гравиметром;
- ввод параметров настройки;
- прием данных от гравиметра;
- фильтрация и обработка данных;
- визуализация результатов в различных форматах;
- сохранение данных в базе данных;
- просмотр и выгрузка данных из базы данных.

Разработка СПО осуществляется под отечественную ОС Astra Linux, для защищенных планшетов фирмы MIG, которые входят в Единый реестр российской радиоэлектронной промышленности Минпромторга, что обеспечивает более эффективную и точную техническую поддержку, а также лучшее взаимодействие в плане развития и совершенствования ПО.

Для реализации поставленной задачи были использованы:

- С++ компилируемый, статически типизированный язык программирования;
- Qt кроссплатформенный фреймворк для разработки приложений с графическим пользовательским интерфейсом (GUI);
- интегрированная среда разработки Qt Creater;
- легковесная файловая СУБД (Система управления базами данных) SQLite.

В процессе разработки применены принципы объектно-ориентированного программирования, многопоточное программирование [2], технологии работы с Bluetooth и виртуальным последовательным портом. СПО состоит из четырех основных компонентов, каждый из которых отвечает за определенный аспект работы программного приложения.

Пользовательский интерфейс включает:

- модуль главного окна, который отвечает за отображение интерфейса, графиков, кнопок и других компонентов, с которыми взаимодействует пользователь;
- модуль контроллер отвечает за управление и контроль взаимодействия между компонентами программы.

Беспроводная связь включает:

- модуль Bluetooth отвечает за установку соединения с прибором;
- модуль последовательный порт содержит логику получения и отправки данных по беспроводной связи.

Обработка данных состоит из:

- модуля инициации осуществляющего первичную обработку данных;
- модуля математической обработки данных.

База данных включает:

• модуль работы с базой данных и базу данных.

Каждый модуль имеет свою функциональность, помогая создать комплексное ПО, способное эффективно обрабатывать, отображать и сохранять данные от гравиметра. Разделение на модули облегчает разработку, тестирование и сопровождение приложения, повышая его мобильность и расширяемость.

**Взаимодействие с гравиметром.** С датчиков прибора поступают сигналы в Модуль управления, беспроводной передачи и приема данных, в котором сигналы от датчиков обрабатываются и подготавливаются для передачи. Затем измерительная информация передается по беспроводному каналу связи на Внешнее устройство приема и управления.

Обмен данными осуществляется по Bluetooth соединению. Для установки соединения создается виртуальный последовательный порт, который реализует протокол RFCOMM (Radio Frequency Communication) [3]. RFCOMM - это протокол, который эмулирует последовательный порт поверх соединения Bluetooth. Он позволяет двум устройствам Bluetooth обмениваться данными так, как если бы они были подключены через физический последовательный порт. Виртуальный порт связывается с MAC-адресом прибора, проводится его настройка, затем порт открывается для приема и передачи данных.

СПО осуществляет сбор данных, а также настройку работы гравиметра, при которой данные от Внешнего устройства передаются прибору.

Данные передаются пакетами в виде сообщений в JSON (JavaScript Object Notation) [4] формате. JSON - это текстовый формат, который легко читается и понимается как человеком, так и машиной. Он имеет простую иерархическую структуру данных, основанную на парах ключзначение, что делает его легким для парсинга и обработки на обеих сторонах Bluetoothсоединения. Данный формат позволяет представлять информацию в компактной форме и помогает экономить ресурсы при передаче данных по беспроводной связи.

CRC-16 (Cyclic Redundancy Check) [5] - это разновидность алгоритма циклического избыточного кода, который применяется для обнаружения ошибок в передаваемых данных. Для проверки целостности информации используется контрольная сумма, рассчитанная по алгоритму CRC-16 с полиномом 0хA001, которая добавляется в конец сообщения и отделяется от него символом «#». При передаче данных из гравиметра контрольная сумма передается в десятичном представлении, при передаче команд в гравиметр - в шестнадцатеричном формате.

Сообщения, получаемые от гравиметра, включают в себя серийный номер гравиметра, версию прошивки, показания потенциометров, значение с датчика положения пружины, показания инклинометров, температуру пружины, температуру прогретого гравиметра, заряд батареи, время и список ошибок, если такие имеются. От внешнего устройства приема и управления поступают команды для установки и завершения соединения, значения потенциометров, значение температуры прогретого гравиметра, команды для сохранения переданных значений во флеш память. **Основной алгоритм работы.** Основной алгоритм работы СПО состоит из нескольких этапов: это ввод необходимой информации, подключение к прибору, настройка, получение измерительных данных, их обработка, отображение и сохранение.

Прежде чем начать измерения, необходимо выбрать гравиметр из списка сопряженных и найденных устройств. Ввести поправки и масштабные коэффициенты для математической обработки, затем нажать на кнопку для установки соединения.

Для настройки работы прибора пользователь, управляя через пользовательский интерфейс кнопками, регулирует показания потенциометров, при этом прибору по Bluetooth соединению передаются специальные команды. Чтобы отслеживать процесс настройки, строится график зависимости показаний с датчика положения пружины гравиметра от времени. После того как прибор настроен, можно приступать к следующему этапу.

Следующим шагом вводится информация о процессе измерения: количество циклов измерений, их продолжительность, пауза между циклами, а также данные о местоположении и другие параметры записи. Осуществляется проверка корректности введенных данных и их сохранение.

По запросу на новое измерение, поступают данные от гравиметра, они обрабатываются, сохраняются в базе данных и отображаются на экране пользователя. Обработанные данные отображаются в виде таблиц и графиков. Предоставляются результаты посекундной обработки и обработки за цикл измерений. Такой подход гарантирует непрерывный мониторинг и обеспечивает пользователя актуальной информацией о процессе измерения.

Данный алгоритм способствует эффективной работе с гравиметром, предоставляя возможность получать и анализировать измерения в удобной форме.

Заключение. На данный момент разработаны:

- пользовательский интерфейс приложения;
- функционал настройки Bluetooth-соединения с гравиметром;
- функционал ввода параметров настройки;
- механизм приема данных от гравиметра и их фильтрации;
- алгоритм первичной обработки данных;
- функционал отображения результатов в виде таблиц и графиков;
- механизм сохранения данных в базе данных;
- функционал просмотра и выгрузки данных из базы данных.

В дальнейшем планируется реализовать:

- функционал для резервного копирования и восстановления базы данных;
- введение поправок и учета масштабных коэффициентов при математической обработке.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. В.Ф. Фатеев, Д.С. Бобров, Ю.В. Гостев, Е.А. Рыбаков, М.Н. Карапетян, Р.А. Давлатов, А.О. Долгодуш, Ю.В. Москвитин. Макет системы навигации по геофизическим полям Земли. «Альманах современной метрологии» № 4 (24) 2020, стр. 173–184.
- 2. Роберт Мартин. Чистый код: создание, анализ и рефакторинг. СПб.: «Питер», 2013. 464с.
- 3. ПЛАТФОРМА BLUETOOTH И ПРОТОКОЛ RFCOMM. [Электронный pecypc] URL: https://www.btframework.com/rfcomm.htm
- 4. JSON. [Электронный pecypc] URL: https://www.json.org/json-en.html
- 5. CRC. [Электронный pecypc] URL: https://ru.ruwiki.ru/wiki/Циклический\_избыточный\_код

## V.I. Kazarina. (VNIIFTRI, Solnechnogorsk, Mendeleevo). Development of Special Software for the Relative Gravimeter Peshehod

*Abstract.* The purpose of this work is to develop special software (SSW) for interaction with the «Peshehod» relative gravimeter. The main tasks of the SSW include establishing a Bluetooth connection, configuring the gravimeter's operation, receiving measurement values, processing the received data, saving and displaying received data. The development was carried out using the C++ programming language and the Qt framework on the Astra Linux platform using object-oriented programming. As a result of the work, software was created that ensures efficient operation with the «Peshehod» gravimeter.

# И. А. АКИМОВ, Е. С. БОБКОВА, В. С. ВЯЗЬМИН (Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, Москва)

# ОЦЕНИВАНИЕ УКЛОНЕНИЙ ОТВЕСНОЙ ЛИНИИ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ БЕСКАРДАННОГО АЭРОГРАВИМЕТРА НА ПОВТОРНЫХ ГАЛСАХ

Предложен алгоритм векторной аэрогравиметрии при измерениях на повторных галсах, основу которого составляют уравнения ошибок БИНС и корректирующих измерений (СНС). Априорная модель горизонтальных компонент вектора силы тяжести вводится при помощи базисных сплайнов, параметризованных координатой вдоль галса. Коэффициенты при сплайнах неизвестны, входят в фазовый вектор уравнений ошибок и оцениваются при помощи фильтра Калмана. Для уточнения оценок инструментальных погрешностей БИНС предложен алгоритм докалибровки по повторным галсам. Представлены результаты обработки модельных данных.

Введение. Работа посвящена аэрогравиметрическим съемкам с бескарданным аэрогравиметром, в состав которых входит бескарданная инерциальная навигационная система (БИНС) навигационного класса и приемники спутниковой навигационной системы (СНС) [1-2]. Традиционно в аэрогравиметрии определяется вертикальная компонента вектора силы тяжести (аномалия). Определение горизонтальных компонент затруднено, так как они наблюдаются в комбинации с инструментальными погрешностями инерциальных датчиков БИНС аэрогравиметра [3]. Для их разделения требуется дополнительная информация (модель) о векторе силы тяжести [4-5]. Другие возможные пути решения задачи основаны на привлечении дополнительных измерений и здесь не рассматриваются [1, 6].

В работе представлен подход к решению задачи в предположении, что траектория полета включает повторные галсы. Априорная модель горизонтальных компонент вектора силы тяжести вводится с учетом зависимости от координат на галсе (при помощи локальных кубических *B*-сплайнов), а задача векторной аэрогравиметрии сводится к интеграции БИНС-СНС и фильтру Калмана [7]. На модельных данных показано, что новый подход позволяет существенно повысить точность векторной аэрогравиметрии.

Также в работе предложен метод докалибровки БИНС на повторных галсах, сводящийся к формированию разности измерений на паре галсов и методу наименьших квадратов. Представлены результаты обработки реальной съемки с облетом рельефа.

Постановка задачи и алгоритм решения. Введем географическую систему координат с центром в точке M, положении чувствительной массы акселерометров БИНС аэрогравиметра, и вектор возмущения силы тяжести  $\Delta g=g-g_0$ , составленный из проекций на восток, север и вверх по нормали к эллипсоиду. В упомянутой формуле g и  $g_0$  – векторы реальной и нормальной силы тяжести в точке M. Разделим задачу векторной аэрогравиметрии, представляющую собой определение  $\Delta g$ , на две: определение горизонтальных компонент, пропорциональных уклонениям отвесной линии (для краткости будем их называть «УОЛ»), и определение вертикальной компоненты (аномалии). Решение второй задачи рассмотрено, например, в [4]. Целью данной работы является решение первой задачи. Будем предполагать, что траектория полета включает повторные галсы.

**Оценивание уклонений отвесной линии на повторных галсах.** В основу решения задачи определения УОЛ положены известные уравнения ошибок БИНС для горизонтальных каналов и уравнения корректирующих измерений, формируемых по данным СНС [7]. В состав вектора ошибок включены следующие переменные, где индекс «z» означает проекцию на оси приборного трехгранника, связанного с БИНС аэрогравиметра:

- $\Delta g_E, \Delta g_N$  восточная и северная компоненты УОЛ;
- Δf<sub>z1</sub>, Δf<sub>z2</sub> постоянные во времени смещения нулей «горизонтальных» акселерометров БИНС;
- v<sub>z1</sub>, v<sub>z2</sub>, v<sub>z3</sub> постоянные во времени дрейфы гироскопов БИНС;
- β<sub>1</sub>, β<sub>2</sub>, β<sub>3</sub> компоненты вектора малого поворота, характеризующего ошибку определения ориентации приборного трехгранника по измерениям гироскопов;
- $\delta V_E, \, \delta V_N$ динамические ошибки скорости;
- $\Delta l_{z1}$ ,  $\Delta l_{z2}$ ,  $\Delta l_{z3}$  постоянные во времени смещения антенны СНС относительно БИНС.

Заметим, что в составе переменных отсутствуют ошибки координат, поскольку координаты точки M в работе предполагаются известными точно (из CHC) и, следовательно, уравнения ошибок БИНС могут быть записаны в редуцированной форме [1, 7].

Априорную модель компонент УОЛ введем при помощи кубических В-сплайнов в виде [8]

$$\Delta g(s(t)) = \Sigma c_i B_i(s(t)), \tag{1}$$

где s=s(t) – расстояние вдоль галса,  $B_i(s)$  – кубический *B*-сплайн,  $c_i$  – коэффициенты модели (неизвестные константы), i=1,...,N, i – номер узла разбиения вдоль галса (шаг разбиения  $\Delta s$  постоянный), N – число узлов в разбиении. Модель (1) является  $C^2$ -гладкой функцией на отрезке [8]. Другое важное свойство модели – компактность носителя *B*-сплайна, что позволяет уменьшить зависимость коэффициентов модели (1) от измерений на разворотах между галсами.

Включим коэффициенты  $c_i$  в состав фазового вектора уравнений ошибок и сформулируем задачу векторной аэрогравиметрии как задачу оптимального стохастического оценивания. Оценка фазового вектора (с числом неизвестных 2N+13) определяется фильтром Калмана. Оценки УОЛ определяются по  $c_i$ , оцененным на последнем шаге рекурсий фильтра, по (1).

Докалибровка БИНС на повторных галсах. Ниже предлагается метод, позволяющий повысить точность оценок систематических составляющих инструментальных погрешностей БИНС по измерениям на повторных галсах. Предполагается, что систематические составляющие (смещения нулей акселерометров, угловые ошибки вертикали, неточности определения смещения антенны) постоянны в течение полета, а аномалия на повторных галсах одинакова. Тогда, формируя разность измерений аэрогравиметра на двух галсах, можно свести задачу калибровки к задаче метода наименьших квадратов.

Результаты докалибровки БИНС могут быть использованы перед решением задачи оценивания УОЛ (введением поправок к смещениям антенны, списанием оценок смещений нулей). Эти результаты могут быть также использованы для повышения точности скалярной аэрогравиметрии, однако рассмотрение этих приложений выходит за рамки работы.

**Результаты оценивания УОЛ.** Для проверки нового алгоритма оценивания УОЛ были сымитированы измерения бескарданного аэрогравиметра на траектории, включавшей два повторных галса на постоянной высоте. Случайные погрешности измерений инерциальных датчиков БИНС имитировались с характеристиками близкими к реальным (аэрогравиметр *iCORUS*). Сымитированные систематические инструментальные погрешности включали смещения нулей акселерометров ( $\Delta f_{z1} = 30$ ,  $\Delta f_{z2} = -40$  мГал) и постоянные дрейфы гироскопов (~0.003 град./час). Компоненты вектора силы тяжести сымитированы по данным *EGM*2008.



Рис. 1. Оценки смещений нулей акселерометров, мГал.

Основные результаты работы алгоритма (фильтр Калмана) включают оценки смещений нулей первого и второго акселерометров  $\Delta f_{z1}$ ,  $\Delta f_{z2}$  (рис. 1), оценки угловых ошибок ориентации  $\beta_1$ ,  $\beta_2$ ,  $\beta_3$  (рис. 2), оценки восточной и северной компонент УОЛ  $\Delta g_E$ ,  $\Delta g_N$  (рис. 3). Отметим высокую точность оценивания смещений нулей  $\Delta f_{z1}$ ,  $\Delta f_{z2}$  (разность с эталоном – 1 мГал). Точность оценивания УОЛ составила 3 мГал (СКО) и 1-4 мГал (среднее) при сопоставлении с эталоном. Данный результат можно считать обнадеживающим, учитывая величину оценок угловых ошибок (рис. 2), достигающую 6-8 угл. сек. (то есть погрешность определения УОЛ при их «прямом» измерении составила бы 30-40 мГал).

На рис. 3 представлены также результаты оценивания УОЛ при помощи «стандартного» подхода, отличающегося от нового лишь моделью УОЛ (используется традиционная в скалярной аэрогравиметрии модель во времени). Алгоритм оценивания – фильтр Калмана. Оценка УОЛ в «стандартном» подходе определяется на всей траектории полета, затем из нее выделя-

ются оценки на повторных галсах, после чего строится результирующая оценка УОЛ как среднее арифметическое оценок на повторных галсах.



Рис. 2. Оценки угловых ошибок определения вертикали (синий и красн. цв.) и азимутальной ошибки (желт. цв.), угл. сек.

Проверка алгоритма «стандартного» подхода проводилась на тех же тестовых данных. Результаты представлены на рис. 3. Точность оценивания восточной компоненты УОЛ – 4 мГал (СКО) и 12 мГал (среднее). Точность оценивания северной компоненты – 6 мГал (СКО) и 8 мГал (среднее).

Таким образом, новый подход показал значительно более точные оценки УОЛ, чем «стандартный» подход.

Результаты докалибровки БИНС. Для проверки предложенного метода докалибровки БИНС на повторных галсах был выбран реальный полет с интенсивными маневрами носителя (самолета Ан-3Т) по углам крена и тангажа (облет рельефа). Полет включал четыре повторных галса, аэрограви-

метр – *iCORUS*. Посчитанные оценки калибровочных параметров и числа обусловленности матриц позволили выявить низкую численную обусловленность задачи, в связи с чем была проведена ее регуляризация (по Тихонову). Результаты даны в табл. 1.



Рис. 3. Оценка восточной компоненты УОЛ новым алгоритмом и эталон (слева). Ошибки оценок восточной компоненты УОЛ новым и «стандартным» алгоритмами (справа), мГал.

Таблица 1

Оценки калибровочных параметров БИНС <i>ICORUS</i>						
Параметры	Галсы 1, 3	Галсы 2, 4				
$\Delta l_{z1},$ м	0.11	0.13				
$\Delta l_{z2},$ м	-0.57	-0.56				
$\Delta l_{z3}$ , м	0.07	-0.53				
Δβ1, угл. мин.	-0.7	2.0				
Δβ2, угл. мин.	-0.9	1.0				
$\Delta f_{z1}$ , мГал	-22	44				
$\Delta f_{z2}$ , мГал	1	-79				

Заключение. Предложен новый алгоритм оценивания УОЛ, учитывающий повторяемость УОЛ на повторных галсах (при помощи модели на основе локальных В-сплайнов). Эффективность алгоритма (разделение оценок УОЛ и инструментальных погрешностей БИНС) подтверждена обработкой сымитированных данных. При сравнении с алгоритмом оценивания УОЛ на основе традиционной модели во времени новый алгоритм показал значительно более точные результаты – 3 мГал против 4-6 мГал (СКО), 1-4 мГал против 8-12 мГал (среднее значение ошибки оценки УОЛ).

Также в работе предложен и опробован на реальных данных метод докалибровки БИНС на повторных галсах. Выявлена низкая численная обусловленность задачи, требующая регуляризацию. Способ регуляризации по Тихонову показал обнадеживающие результаты. Требуется проверка метода на более динамичных полетах.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли. Под общ. ред. Пешехонова В.Г., науч. ред. Степанова О.А. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2017. 390 с.
- 2. Вязьмин В.С., Голован А.А., Бровкин Г.И. Особенности обработки измерений бескарданного аэрогравиметра для геофизических приложений. Геофиз. иссл., 2024. Т. 25. С. 40–56.
- 3. Kwon J.H., Jekeli C. The effect of stochastic gravity models in airborne vector gravimetry. J. Geoph., 2002. P. 770– 776.
- Вязьмин В.С., Голован А.А. Скалярная и векторная бескарданная аэрогравиметрия на самолетах и БПЛА: методика проведения съемок и обработки данных. Сб. трудов XXX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2023. С. 10–15.
- Степанов О.А., Кошаев Д.А., Моторин А.В. Идентификация параметров модели аномалии в задаче авиационной гравиметрии методами нелинейной фильтрации. Гироск. навиг. 2015. Т. 90. С. 95-101.
- 6. **Mangold U.** Theory and performance prediction for continuous vector gravimetry based on a DGPS augmented rate bias inertial navigation system and a star tracker. J. Instit. Navig. Vol. 44, 1997. P. 329-346.
- 7. Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы инерциальных навигационных систем. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2020. 164 с.
- 8. Cheney E.W., Kincaid D.R. Numerical Mathematics and Computing. Brooks/Cole Publishing Co., 2007. 784 pp.

# I. A. Akimov, E. S. Bobkova, V. S. Vyazmin (Lomonosov Moscow State University, Moscow). Estimating Deflections of the Vertical from Strapdown Airborne Gravimeter Measurements at Repeated Lines

*Abstract.* An algorithm for solving the airborne vector gravimetry problem using measurements of a strapdown airborne gravimeter at repeated lines is presented. The basic equations are the error equations of gravimeter's inertial measurement unit (IMU) and the observation equations (satellite system's receiver data). An a priori model of the gravity vector horizontal components is introduced using basis splines parameterized by the coordinate along a repeated line. The coefficients at the splines are unknown constants and included in the error equations' phase vector, which is estimated by the Kalman filter. In order to refine the estimates of the IMU instrumental errors, a calibration algorithm based on two repeated lines is proposed. The results of simulated data processing are presented.

# А. С. АРХИПОВА, В. С. ВЯЗЬМИН (Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, Москва)

# АЛГОРИТМЫ БЕСКАРДАННОЙ АЭРОГРАВИМЕТРИИ НА ОСНОВЕ УСКОРЕНИЙ, ПОЛУЧАЕМЫХ ПО СПУТНИКОВЫМ ДАННЫМ

Решается задача скалярной бескарданной аэрогравиметрии при использовании ускорений, вычисляемых по первичным измерениям бортового спутникового приемника. Задача сводится к оптимальному стохастическому оцениванию при заданных моделях аномалии силы тяжести, погрешностей измерений гравиметра и определения ускорений. Рассмотрены две модели погрешности ускорений – упрощенная (дискретный белый шум) и уточненная (вторая разность белого шума), при каждой из которых построен алгоритм оценивания аномалии. На реальных данных показана более высокая точность оценивания вторым алгоритмом.

Введение. Рассматривается задача скалярной бескарданной аэрогравиметрии, состоящая в определении аномалии силы тяжести по измерениям аэрогравиметра на траектории полета летательного аппарата [1-2]. В состав бескарданного аэрогравиметра входят бескарданная инерциальная навигационная система, включающая инерциально-измерительный блок (ИИБ), и приемники сигналов спутниковой навигационной системы (СНС) – бортовой и наземные базовые. ИИБ состоит из трех высокоточных акселерометров и трех датчиков угловой скорости. Дополняют аэрогравиметр комплекс алгоритмов постобработки первичных измерений приемников и ИИБ, например, [3-4].

Алгоритмы определения аномалии чаще всего основаны на привлечении координат или скоростей, получаемых по первичным (фазовым, доплеровским) измерениям СНС [2-4]. Реже применяются ускорения, вычисляемые также по первичным измерениям СНС [5-6]. В работе рассматриваются последние, а задача аэрогравиметрии ставится в виде задачи оптимального стохастического оценивания, в которой искомыми неизвестными являются аномалия и систематические инструментальные погрешности (калибровочные параметры) аэрогравиметра. В такой постановке задача рассматривалась ранее (например, в [7]), а для погрешностей ускорений использовалась упрощенная модель (белый шум).

В настоящей работе при постановке задачи оценивания вводится уточненная модель погрешности ускорений, учитывающая специфику конкретного метода [8] их вычисления по первичным спутниковым измерениям. Уточненная модель задается во времени формирующим уравнением в виде второй центральной разности дискретного белого шума и, как показано на рис. 1, лучше аппроксимирует погрешность ускорений в частотной области, чем упрощенная



Рис. 1. Спектральные плотности погрешностей ускорений: данные СНС (красн. цв.), уточненная модель (зелен. цв.), упрощенная модель (синий цв.). Вертикальная линия – верхняя частота интересующего диапазона.

модель (белый шум).

В докладе представлен алгоритм оценивания аномалии, построенный на основе уточненной модели погрешности ускорений, и даны результаты его проверки на реальной аэрогравиметрической съемке. Результаты обработки демонстрируют более высокую точность определения аномалии по сравнению с алгоритмом на основе упрощенной модели погрешности ускорений.

Постановка задачи и алгоритм решения. Запишем основное уравнение скалярной бескарданной аэрогравиметрии – уравнение движения чувствительной массы акселерометров ИИБ в проекции на географическую вертикаль [2]:

$$a_{up} = g_{eot} - g_0 - \Delta g + f_{up}, \tag{1}$$

где  $a_{up}$  – вертикальное ускорение,  $g_{eot}$  – поправка Этвеша,  $g_{\theta}$  – абсолютное значение нормальной силы тяжести,  $\Delta g$  – аномалия,  $f_{up} = L_3^T \mathbf{f}_z$ ,  $\mathbf{f}_z$  – вектор удельной внешней силы в проекциях на

оси приборного трехгранника, *L*<sub>3</sub> – третий вектор-столбец матрицы перехода от географического трехгранника к приборному. Введем модельное вертикальное ускорение:

$$a'_{up} = g_{eot} - g_0 + f'_{up}, \qquad (2)$$

где  $f'_{up} = \tilde{L}_3^T \mathbf{f}'_z$ ,  $\mathbf{f}'_z$  – измерения акселерометров;  $\tilde{L}_3$  – оценка  $L_3$ , полученная на предыдущих этапах постобработки [4]. Считаем, что  $\mathbf{f}'_z = \mathbf{f}_z + \delta \mathbf{f}_z$ , где  $\delta \mathbf{f}_z$  – вектор погрешностей измерений.

Введем ошибку вертикального ускорения  $\Delta a_{up} = a_{up} - a'_{up}$ , ускорение по данным СНС  $a_{up}^{gps} = a_{up} + \delta a_{up}^{gps}$  и скалярное измерение  $z = a_{up}^{gps} - a'_{up}$ , где  $\delta a_{up}^{gps}$  – погрешность ускорения, вычисленного по СНС. Здесь для простоты пренебрегли смещением антенны СНС относительно аэрогравиметра.

Тогда можно записать основное уравнение аэрогравиметрии в измерениях [7]:

$$z = -\Delta g + k_e f'_n - k_n f'_e + \tilde{L}_3^T \delta \mathbf{f}_z + \delta a_{up}^{gps}, \qquad (3)$$

где  $f'_e$ ,  $f'_n$  – горизонтальные проекции измерений акселерометров;  $k_e$ ,  $k_n$  – остаточные угловые ошибки определения вертикали в восточном и северном направлениях. Искомыми переменными в нем являются  $\Delta g$ ,  $k_e$ ,  $k_n$ . Сведем задачу их определения к стандартной линейной задаче оптимального стохастического оценивания, введя априорные модели для аномалии  $\Delta g$  (второй интеграл от белого шума) и остаточных угловых ошибок  $k_e$ ,  $k_n$  (интегралы от белого шума). Погрешность измерений акселерометров  $\delta \mathbf{f}_z$  предполагается центрированным белым шумом. Для погрешности ускорений СНС рассмотрим две модели – упрощенную (центрированный белый шум) и уточненную (см. ниже). В первом случае имеем замкнутую постановку задачи оценивания, алгоритмом решения является фильтр Калмана.

Уточненная модель погрешности ускорений, вычисленных по СНС. При построении уточненной модели погрешности ускорений учтем специфику метода вычисления ускорений по первичным (фазовым) спутниковым измерениям [8]. Можно показать, что модель погрешности в этом случае может быть задана формирующим уравнением во времени в виде второй центральной разности:

$$\delta a_{up}^{gps}(t_i) = \frac{w_{i+1} - 2w_i + w_{i-1}}{\Delta t^2},\tag{4}$$

где  $w_i$  – дискретный белый шум,  $t_i$  – отсчет времени,  $\Delta t$  – шаг данных СНС во времени. Для дальнейшего использования модель (4) удобно записать в виде

$$\delta a_{up}^{gps}(t_i) = \frac{\eta_i - 2\xi_i + q_i}{\Delta t^2},\tag{5}$$

введя вспомогательные переменные, связанные уравнениями:

$$\eta_{i+1} = \xi_i,$$
  

$$\xi_{i+1} = q_i,$$
(6)

где обозначено  $q_i := w_{i+1}$ .

Алгоритм оценивания аномалии и его свойства. Подстановка (5) в уравнение измерений (3) в совокупности с уравнениями (6) и формирующими уравнениями для аномалии  $\Delta g$  и угловых ошибок  $k_e$ ,  $k_n$  приводят к замкнутой системе уравнений вида

$$\mathbf{x}_{i+1} = A_i \mathbf{x}_i + B_i \mathbf{q}_i,$$
  

$$z_i = C_i \mathbf{x}_i + r_i,$$
(7)

где  $\mathbf{x}_i = (\Delta g_i, \Delta \dot{g}_i, k_{e,i}, k_{n,i}, \eta_i, \xi_i)^T$  – вектор неизвестных (размерности 6×1),  $A_i, B_i, C_i$  – матрицы,  $\mathbf{q}_i$  – вектор порождающих белых шумов в формирующих уравнениях для аномалии, угловых ошибок и погрешности ускорений (6),  $r_i$  – шум в измерениях (центрированный белый шум).

Тогда может быть поставлена задача оптимального стохастического оценивания. Алгоритмом решения является фильтр Калмана со сглаживанием.

Представляют интерес свойства алгоритма в частотной области. Приведем (3) к стационарному виду, пренебрегая слагаемыми с  $k_e$ ,  $k_n$  и шумом акселерометров, и перейдем в частотную область. Тогда оптимальным алгоритмом оценивания аномалии при уточненной модели (4) являет-



Рис. 2. Передаточная функция гравиметрического фильтра при уточненной (зелен. цв.) и упрощенной (синий цв.) моделях погрешности ускорений СНС.

ся фильтр Винера, передаточная функция которого изображена на рис. 2. Для сравнения на рис. 2 приведена также передаточная функция фильтра при упрощенной модели погрешности ускорений (белый шум).

Результаты обработки съемки. Построенный алгоритм оценивания (4)-(7) был проверен на данных реальной аэрогравиметрической съемки (полет по серии повторных галсов). Съемка выполнена с аэрогравиметром *iCORUS* на самолете Ан-3Т (ГНПП Аэрогеофизика, 2022 г.). Частота измерений ИИБ – 400 Гц, данных СНС (координаты, скорости, ускорения) – 10 Гц. Оценка аномалии была посчитана основным алгоритмом (использующим уточненную модель погрешности ускорений (4)) и алгоритмом на основе упрощенной модели (белый шум). Точность оценивания аномалии каждым из двух алгоритмов определялась по сходимости оценок на повторных галсах.

На рис. 3 приведены результаты оценивания основным алгоритмом. Среднеквадратическое

отклонение (СКО) оценок аномалии на повторных галсах – 0,71 мГал.



Рис. 3. Оценки аномалии на повторных галсах, посчитанные алгоритмом с уточненной моделью погрешности ускорений СНС.

Для второго алгоритма СКО оценок на повторных галсах составило 0,75 мГал. На рис. 4 приведена разность оценок аномалии, посчитанных двумя алгоритмами. СКО разности – 0,76 мГал. Данная ошибка отнесена ко второму алгоритму в силу лучшей сходимости результатов основного алгоритма на повторных галсах.

Заключение. Построен новый алгоритм оценивания аномалии по измерениям бескарданного аэрогравиметра и ускорениям, вычисляемым по СНС. Особенностью алгоритма является использование уточненной модели погрешности ускорений СНС (в виде второй разности белого шума), построенной с учетом специфики конкретного метода вычис-



Рис. 4. Разность оценок аномалии, посчитанных алгоритмами на основе уточненной и упрощенной моделей погрешностей ускорений СНС.

ления ускорений по первичным измерениям приемника. Проверка алгоритма на реальных данных показала преимущество в точности оценивания аномалии (по сходимости на десяти повторных галсах) на 6% по сравнению с алгоритмом, использующим упрощенную модель погрешности ускорений СНС (белый шум). Представляет интерес проверка алгоритма на данных площадной съемки.

#### ЛИТЕРАТУРА

- Пешехонов В.Г., Степанов О.А., Розенцвейт В.Г., Краснов А.А., Соколов А.В. Современное состояние разработок в области бесплатформенных инерциальных аэрогравиметров. Гироскопия и навигация, 2022. Т. 30. С. 3-35.
- 2. **Болотин Ю.В., Голован А.А.** О методах инерциальной гравиметрии. Вестн. Моск. ун-та. Сер. 1. Матем. Мех., 2013. Т. 5. С. 59–67.
- 3. Jensen T.E., Olesen A.V., Forsberg R., Olsson P.-A., Josefsson Ö. New results from strapdown airborne gravimetry using temperature stabilisation. Remote Sensing, 2019. V. 11. P. 1-19. https://doi.org/10.3390/rs11222682.
- 4. **Vyazmin V.S., Golovan A.A.** IMU and GNSS postprocessing for high-resolution strapdown airborne gravimetry. Engineering Proceedings, 2023. V. 54. P. 1-6. https://doi.org/10.3390/ENC2023-15455.
- 5. Jekeli C., Garcia R. GPS phase accelerations for moving-base vector gravimetry. J. Geod., 1997. P. 630–639. https://doi.org/10.1007/s001900050130.
- 6. Bruton A., Schwarz K., Ferguson S., Kern M., Wei M. Deriving acceleration from DGPS: toward higher resolution applications of airborne gravimetry. GPS Solutions, 2002. P. 1–14.
- Glennie C., Schwarz K. A comparison and analysis of airborne gravimetry results from two strapdown inertial/DGPS systems. J. Geod., 1999. P. 311–321. https://doi.org/10.1007/s001900050248.
- 8. Golovan A.A., Vavilova N.B. Satellite navigation. Raw data processing for geophysical applications. J. Math. Sci., 2007. V. 146. P. 5920–5930.

#### A. S. Arkhipova, V. S. Vyazmin (Lomonosov Moscow State University, Moscow). Strapdown Airborne Gravimetry Algorithms Based on Kinematic Accelerations Derived from GNSS

*Abstract.* We consider the scalar strapdown airborne gravimetry problem, which we solve using kinematic accelerations derived from raw GNSS measurements collected by an onboard receiver and ground-based receivers. The problem is reduced to optimal stochastic estimation given a-priori models for gravity disturbance, inertial sensor measurement errors and GNSS acceleration error. Two models for the GNSS acceleration error are considered, one of which is a simplified model (white-noise process) and the second is the second-order central difference of a white noise. Using these models, two gravity estimation algorithms were constructed. Real data processing showed higher accuracy of gravity disturbance estimation using the algorithm based on the second model.

А. В. СОКОЛОВ, А. А. КРАСНОВ, А.Б. КОНОВАЛОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор, Санкт-Петербург)

А.Г. КАЗАНИН, Ф. Е. ЖИЛИН (АО «Морская арктическая геологоразведочная экспедиция», г. Мурманск)

# АЭРОГРАВИМЕТРИЧЕСКАЯ СЪЕМКА С ГЕНЕРАЛЬНЫМ ОГИБАНИЕМ РЕЛЬЕФА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИМЕТРА «ЧЕКАН-АМ»

Анализируется возможность выполнения аэрогравиметрической съемки с огибанием рельефа местности с использованием гравиметра «Чекан-АМ». Приводятся результаты предварительной оценки качества измерений.

Введение. Мобильные гравиметры «Чекан-АМ» активно используются российскими и зарубежными компаниями для решения задач морской геологоразведки [1]. В 2005-2007 гг. была проведена программная модернизация гравиметра «Чекан-АМ», позволившая выполнять аэрогравиметрические измерения [2]. В период 2007-2011 гг. с помощью гравиметров «Чекан-АМ» было проведено 5 региональных гравиметрических съемок на шельфе о. Гренландия, а в 2015 г. проведена гравиметрическая съемка масштаба 1:500 000 в северной части Восточно-Сибирского моря [3]. Помимо этого, гравиметры «Чекан-АМ» использовались в ряде опытно-методических работ, направленных на анализ возможности применения различных типов воздушных носителей для проведения аэрогравиметрической съемки, в том числе и в «высоких» широтах [4-6].

В 2024 г. компания АО «МАГЭ» начала выполнение аэрогравиметрической съемки с использованием гравиметра «Чекан-АМ» модели «Шельф-Э» в Якутии. Завершение работ планируется в 2025 году. Это первая аэрогравиметрическая съемка, выполняемая с использованием гравиметра «Чекан-АМ» над земной поверхностью. В связи с комплексным характером аэрогеофизических работ (гравиметрические и магнитометрические измерения) ее ключевой особенностью является традиционное для современных задач геологоразведки требование обтекания рельефа местности, при этом высота полета должна составлять минимально допустимое значение над земной поверхностью исходя из условий обеспечения безопасного полета [7,8]. Настоящий доклад посвящен анализу особенностей выполнения измерений гравиметром «Чекан-АМ» в рамках рассматриваемой аэрогравиметрической съемки.



Рис. 1. Самолет Cessna 182

Общая характеристика условий выполнения съемки. Гравиметр «Чекан-АМ» модели «Шельф-Э» размещен в центральной части фюзеляжа самолета Cessna 182 (рис. 1). Навигационное обеспечение включает в себя бортовой приемоиндикатор спутниковых навигационных систем фирмы Novatel, выполняющий синхронизацию показаний гравиметра и выработку данных для коррекции гироплатформы гравиметра, а также две базовых станции Trimble R7, размещенные в районе съемки.

Учитывая, что полевой сезон был начат в апреле и продлится до октября 2024 г., особое внимание было уделено стабилизации температуры в месте размещения гравиметра. Эта задача успешно решается. Анализ базы данных опорных измерений за период с апреля по июнь 2024 г. показал, что среднеквадратическое отклонение оценки скорости смещения нуль-пункта гравиметра не превышает 0,1 мГал/сут.

Аэропорт базирования находится в пределах района съемки. Средняя скорость полета при выполнении измерений на галсах съемки составляет 50 м/с с вариациями ±5 м/с. Высота полета, продиктованная рельефом местности, варьируется от 200 до 450 м. Важно отметить качество пилотирования воздушного судна, благодаря которому удалось обеспечить требование генерального огибания рельефа при выполнении измерений. Так, и при удержании постоянной барометрической высоты, и при генеральном огибании рельефа местности, как показано на рис. 2, вертикальные скорости движения не превышают по модулю 2 м/с, а вертикальные ускорения составляют менее 200 Гал.

Стоит однако отметить высокую динамику самолета Cessna 182 в условиях полета близко к земной поверхности. Несмотря на то, что полеты выполняются преимущественно в темное время суток, вариации углов крена и рыскания составляют  $\pm 5^{\circ}$  с периодами 15 с и 30 с соответственно.

Отработка качки с указанными параметрами выполняется в реальном вре-





мени безредукторной следящей системой и аналитической системой выработки курса гиростабилизированной платформы гравиметра. Вариации угла рыскания приводят к аналогичным изменениям поправки Этвеша величиной ±25 мГал, которые компенсируются при совместной обработке показаний гравиметра и спутниковых навигационных данных [10].

**Результаты предварительной обработки измерений.** После каждого полета выполняется экспресс-анализ записанных данных, включающий оценку более 10 параметров для принятия решения о кондиционности информации для последующей обработки и удовлетворения условиям съемки. Обработка материалов съемки подразумевает совместный анализ гравиметрических и навигационных данных, записанных на галсах основного и контрольного покрытий. Пока отсутствуют результаты измерений на контрольных галсах, оценка точности может быть продемонстрирована путем сравнения результатов измерений на повторном галсе.

На рис. 3 приведены аномалии силы тяжести, полученные по результатам измерений на повторном галсе протяженностью 125 км. Измерения выполнялись в разные полеты - 19 мая и 07 июня 2024 г.



Рис. 3. Кривые аномалий силы тяжести по результатам измерений на повторном галсе (синяя и зеленая, шкала слева) и их разность (красная, шкала справа)

Среднеквадратическое отклонение результатов измерений на повторном галсе составило 0,83 мГал при количестве повторных пунктов равном 422. Среднее значение разности измерений – 0,35 мГал. При обработке данных используется низкочастотный фильтр с частотой среза 0,01 Гц. С учетом скорости полета 50 м/с пространственная разрешающая способность измерений составляет 2,5 км.

Заключение. Предварительные результаты анализа данных аэрогравиметрической съемки АО «МАГЭ» подтверждают возможность выполнения измерений с использованием гравиметра «Чекан-АМ» при генеральном огибании рельефа местности.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Краснов А.А., Соколов А.В., Элинсон Л.С. Результаты эксплуатации гравиметров «Чекан-АМ» // Гироскопия и навигация. 2014. № 1 (84). С. 98-104.
- Heyen, R., Stelkens-Kobsch, T., Krasnov, A.A., Nesenyuk, L.P. and Sokolov, A.V. Test results of the airborne gravimeter. // Proceedings of International Symposium Terrestrial Gravimetry: Static and Mobile Measurements. – 2007. – Pp.21-27.
- 3. **Krasnov A.A., Sokolov A.V., Usov S.V.** Modern Equipment and Methods for Gravity Investigation in Hard-to-Reach Regions. Gyroscopy and Navigation. 2011. Vol. 2. No. 3. Pp. 178–183.
- 4. Краснов А.А., Соколов А.В. Изучение гравитационного поля труднодоступных районов Земли с использованием мобильного гравиметра «Чекан-АМ» // Труды Института прикладной астрономии РАН. 2009. № 20. С. 353-357.
- 5. Соколов А.В., Краснов А.А., Коновалов А.Б. Измерения ускорения силы тяжести с борта воздушных носителей различных типов // Измерительная техника. № 6. 2016. С. 10-13.
- 6. Соколов А.В., Краснов А.А., Ржевский Н.Н. Опыт выполнения гравиметрических измерений с борта дирижабля // Сейсмические приборы. Т. 50. № 4. 2014. С. 36-42.
- 7. Бабаянц П.С., Бровкин Г.И., Контарович О.Р., Вязьмин В.С., Голован А.А. Методические особенности современных аэрогравиметрических съемок // Материалы XXXIII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. 2022. С. 113–122.
- 8. Пешехонов В.Г., Степанов О.А., Розенцвейн В.Г., Краснов А.А., Соколов А.В. Современное состояние разработок в области бесплатформенных инерциальных аэрогравиметров // Гироскопия и навигация. Т. 30. №4 (119). 2022. С. 3–35.
- 9. Голован А.А., Вязьмин В.С. Методика проведения аэрогравиметрических съемок и обработки первичных данных бескарданного аэрогравиметра // Гироскопия и навигация. 2023. Т. 31. №1 (120). С. 58-75.
- 10. Соколов А.В., Краснов А.А. Методика и программное обеспечение камеральной обработки аэрогравиметрических измерений // Труды Института прикладной астрономии РАН. 2013. № 27. С. 487-491.

A.V.Sokolov, A.A.Krasnov, A.B.Konovalov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg), A.G.Kazanin, F.E.Zhilin (MAGE, JSC, Murmansk). Aerogravimetric survey with draped flying using gravimeter Chekan-AM

*Abstract.* The possibility of performing an aerogravimetric survey with draped flying using the gravimeter Chekan-AM is analyzed. The results of a preliminary assessment of the measurement quality are presented.

В.Ф. ФАТЕЕВ, О.В. ДЕНИСЕНКО, Р.А. ДАВЛАТОВ, С.С. ДОНЧЕНКО (Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, г.п. Менделеево)

# НОВЫЕ МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ГРАВИМЕТРИИ

В докладе представлены новые квантовые гравитационные измерители, создаваемые во ФГУП «ВНИИФТРИ» на основе достижений интерферометрии на волнах де Бройля, лазерных интерферометрических гравитационноволновых антенн, а также сверхстабильных стандартов частоты и времени.

Введение. Погрешность бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) накапливается со временем и на протяженных трассах движения их показания необходимо корректировать. Глобальность и устойчивость системы коррекции в условиях помех можно обеспечить за счет измерения на борту подвижного средства параметров гравитационного поля Земли (ГПЗ). Исследования показали, что обеспечения точности навигации в сотни метров на холмистом рельефе погрешность измерений бортовых гравиметров должна составлять около 1,0 мГал. Однако для осуществления «бесшовной» навигации, при которой погрешность навигации соизмерима с погрешностью глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), погрешность гравиметров должна быть существенно меньше. Существующие технологии гравиметрии такую погрешность не обеспечивают. В этой связи для систем автономной навигации авторами предлагается создание высокоточных квантовых измерителей параметров ГПЗ, основанных на новых достижениях в области физики. В докладе представлены разработки квантовых гравиметрии такую погрешность, создаваемых во ФГУП «ВНИИФТРИ» на основе интерферометрии волн де Бройля, интерферометрических гравитационно-волновых антенн, а также сверхстабильных стандартов частоты и времени.

Квантовые атомные гравиметры (КАГ). В приборах этого типа используется интерференция материальных волн де Бройля двух потоков холодных атомов, падающих в гравитационном поле [1]. Квантовые атомные гравиметры имеют чувствительность и точность, сравнимую с лазерными абсолютными баллистическими гравиметрами (АБГ). Однако они обладают более высокой оперативностью: 1-2 часа на измерительную точку для КАГ против 24 часов в АБГ. Во ФГУП «ВНИИФТРИ» создается гравиметр на холодных атомах рубидия на основе опыта разработки квантовых СЧВ «фонтанного» типа. Несмотря на достоинства, приборы «фонтанного» типа пока имеют большие габариты. Снижение весов и габаритов КАГ связано с использованием холодных атомов в состоянии Бозе-Эйнштейна конденсата (БЭК), главной характеристикой которого является когерентное состояние волн де Бройля всех атомов в облаке, число которых достигает 10<sup>5</sup>-10<sup>7</sup>. Атомный чип для управления потоками атомов создан в РФ в ИСАН, с которым ФГУП «ВНИИФТРИ» имеет тесные творческие связи.

# Квантовые гравиметрические средства на оптических интерферометрах.

Квантовый оптический интерференционный гравиметр. Этот прибор основан на использовании идеи интерферометрической гравитационно-волновой антенны [2]. Он содержит гибкую мембрану, нагруженную чувствительной массой, а также интерферометр Майкельсона, в каждом из плеч которого находятся резонаторы Фабри-Перо. Под действием силы тяжести пробная масса изгибает мембрану и изменяет длину резонатора интерферометра. Это приводит к смещению интерференционной картины. Расчеты показывают, что достижимую чувствительность измерений по сравнению с современными гравиметрами можно существенно снизить. Вместе с тем, при использовании достижений в точности измерений микросмещений, полученной при создании интерферометрических гравитационно-волновых антенн, перспективы повышения чувствительности значительно выше.

Космический квантовый оптический измеритель вторых производных потенциала. Этот прибор основан на использовании свободных масс, движущихся внутри объема спутника и измерении их относительного движения с помощью лазерного интерферометра [3]. Теоретическая оценка и экспериментальная проверка показали, что ожидаемая погрешность этого прибора существенно ниже, чем у известного зарубежного прибора, и он может использоваться для создания высокодетальных гравиметрических навигационных карт удаленных территорий и акваторий. Для оценки его характеристик во ФГУП «ВНИИФТРИ» создан наземный испытательный стенд.

#### Квантовые измерители на сверхстабильных стандартах частоты и времени.

Квантовый хранитель бортовой шкалы времени потребителя. Точное бортовое время на борту подвижного средства необходимо для обеспечения высокой точности БИНС при интегрировании измеряемых ускорений. Кроме того, наличие высокоточной бортовой шкалы важно при длительных интервалах автономного движения средства навигации. В отсутствие сигналов ГНСС точное бортовое время в системе автономной навигации наземных и космических потребителей можно получить от малогабаритных квантовых бортовых рубидиевых стандартов частоты, которые созданы во  $\Phi \Gamma V \Pi \ll BHИИ \Phi TPU \gg [4]$ . Эти стандарты частоты характеризуются нестабильностью не хуже  $10^{-11}$ - $10^{-12}$ , малым энергопотреблением, весом до 0,3 кг. Ведется подготовка к серийному производству.

*Квантовый нивелир*. Квантовый нивелир предназначен для измерения разности потенциалов и соответствующей разности ортометрических высот точек на поверхности Земли [5]. Комплекс средств квантового нивелира может быть использован для создания единой высотной основы страны и при подготовке навигационно-гравиметрических карт. Существующая система высот основана на Балтийской системе высот, отсчитываемой от Кронштадтского футштока. На расстояниях несколько тысяч километров от него при использовании традиционных лазерных средств нивелирования погрешность определения разности высот недопустимо большая.

Физическими эффектами, непосредственно связанными с разностью гравитационных потенциалов и ортометрических высот, являются эффекты гравитационного смещения частоты и гравитационного замедления времени. Измерение этих эффектов возможно с помощью двух стандартов частоты и времени (СЧВ), размещенных в разных точках гравитационного поля. При относительной нестабильности СЧВ 10<sup>-17</sup> и 10<sup>-18</sup> погрешность определения разности ортометрических высот составляет, соответственно, 10 см и 1 см. Такая точность измерений разности высот точек, разнесенных на тысячи километров, современным методам нивелирования недоступна. Во ФГУП «ВНИИФТРИ» созданы и испытаны несколько макетов квантовых нивелиров на основе водородных квантовых стандартов частоты и времени. При этом ожидаемая точность измерений разности ортометрических высот экспериментально подтвердились.

Космический квантовый нивелир. На основе квантовых стандартов частоты возможно создание космического квантового нивелира. Для этого необходимо разместить стандарты частоты на низкоорбитальном КА или на борту проектируемой Российской орбитальной станции (POC), движущейся по околополярной орбите. Нивелир позволит определять разность потенциалов и ортометрических высот между любыми точками на территории России и других стран, в том числе на островах Российской Арктики. Ожидаемая погрешность глобального нивелирования менее метра.

**Нивелирная сеть** «Квантовый футиток». На основе создаваемых высокостабильных микроволновых и оптических стандартов времени и частоты предлагается создание перспективной Государственной нивелирной сети «Квантовый футшток». Главной задачей сети является создание и поддержание единой высотной основы на территории страны, включая Арктику, с погрешностью единицы - десятки сантиметров.

Налунные гравиметрические средства. Для уточнения карты гравитационного поля Луны предлагается создание «Гравилунохода», оснащенного бортовым гравиметром и высокостабильными квантовыми часами. Квантовые часы «Гравилунохода» совместно с наземными квантово-оптическими системами (КОС) позволят обеспечить съемку профиля ортометрических высот вдоль лунного маршрута движения на видимой стороне Луны. При этом, после доработки, для синхронизации может быть использован режим измерений «Бортовая беззапросная КОС (ББКОС)», который используется в настоящее время для повышения точности ГЛО-НАСС.

Заключение. Представлены новые квантовые гравитационные измерители, создаваемые во ФГУП «ВНИИФТРИ» в интересах систем автономной навигации по гравитационному полю Земли. В основу разрабатываемых квантовых измерителей положены достижения физики в области интерференции материальных волн холодных атомов, достижения в области создания лазерных гравитационно-волновых антенн, а также новые достижения в области создания малогабаритных и высокостабильных атомных стандартов частоты и времени. Предлагаемые квантовые измерители существенно превосходят известные аналоги по точности, оперативности и глобальности действия. Для реализации квантовых измерителей во ФГУП «ВНИИФТРИ» при поддержке Министерства промышленности и торговли создается «Центр квантовых навигационных сенсоров».

> Исследование выполнено при финансовой поддержке РНФ в рамках научного проекта № 23-67-10007.

## ЛИТЕРАТУРА

- 1. Алейников М.С., Барышев В.Н., Блинов И.Ю., Купалов Д.С., Осипенко Г.В. Перспективы разработки чувствительного атомного интерферометра на холодных атомах рубидия // Измерительная техника. № 7. 2020. С. 9-12. DOI: https://doi.org/10.32446/0368-1025it.2020-7- 9-12.
- 2. Давлатов Р.А., Пустовойт В.И., Фатеев В.Ф. Лазерные гравиметры на основе интерферометра Фабри-Перо //Физические основы приборостроения. 2017. Т.6. №3 (25). с. 63-71.
- 3. Фатеев В.Ф., Давлатов Р.А. Анализ возможностей космического градиентометра на свободных массах // Альманах современной метрологии. 2020. № 2 (22). С. 65-72.
- 4. Зотов Е.А., Парёхин Д.А. Исследование метрологических характеристик сверхминиатюрного квантового стандарта частоты. Альманах современной метрологии. 2020. №3. С. 128-137.
- 5. Фатеев В.Ф., Рыбаков Е.А., Смирнов Ф.Р. и др. Квантовый нивелир и сеть «Квантовый футшток». Теория, эксперименты, макетирование. Монография / Под ред. профессора Фатеева В.Ф. Изд. ФГУП «ВНИИФТРИ». 2024. 344 С.

V.F. Fateev, O.V. Denisenko, R.A. Davlatov, S.S. Donchenko (FSUE «VNIIFTRI», Solnechnogorsk, Mendeleevo). New Methods and Means of Ground and Space Gravimetry

*Abstract.* The error of strapdown inertial navigation systems (SINS) accumulates over time and on long routes their readings need to be adjusted. The globality and stability of the correction system in conditions of interference can be ensured by measuring the parameters of the Earth's gravitational field (EGF) on board the vehicle. Studies have shown that to ensure navigation accuracy of hundreds of meters on hilly terrain, the measurement error of onboard gravimeters should be about 1.0 mGal. However, to achieve "seamless" navigation, in which the navigation error is comparable to the error of global navigation satellite systems (GNSS), the error of gravimeters must be significantly smaller. Existing gravimetry technologies do not provide such an error. In this regard, for autonomous navigation systems, the authors propose the creation of high-precision quantum meters of EGF parameters based on new achievements in the field of physics. The report presents the development of quantum gravimetric tools created at the Federal State Unitary Enterprise VNIIFTRI based on de Broglie wave interferometry, interferometric gravitational-wave antennas, as well as ultra-stable frequency and time standards.

# Р.А. ДАВЛАТОВ., В.Ф. ФАТЕЕВ (Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений», г.п. Менделеево)

# СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ГРАВИМЕТРИИ

Целью данной работы является представление результатов моделирования и макетирования принципиально новых средств космической гравиметрии: многоспутниковый измеритель первой, второй и третьей производной гравитационного потенциала, основанных на приеме и обработке сигналов ГНСС ГЛОНАСС, GPS и др. Представлены результаты исследования и макетирования бортового измерителя вторых производных потенциала на основе измерения движения чувствительных масс внутри КА с помощью лазерного интерферометра.

Введение. Для обеспечения «бесшовной» навигации потребителя вне зависимости от его местоположения и качества принимаемого навигационного сигнала разрабатывается ассистирующая система навигации спутниковой системы ГЛОНАСС, основанная на использовании геофизических полей Земли. Такая система может быть реализована в виде корреляционноэкстремальной навигационной системы по гравитационному полю Земли (ГПЗ). При этом одним из ключевых требований является наличие навигационных гравиметрических карт (НГК) параметров ГПЗ. Единственным вариантом создания НГК в глобальном масштабе, в том числе на недоступных территориях и акваториях, является использование космических гравиметрических средств измерений на борту спутников.

**Многоспутниковый космический измеритель первой, второй и третьей производной потенциала.** Предлагаемый измеритель состоит из кластера малоразмерных космических аппаратов (МКА), на каждом из которых установлен бортовой приёмник (НАП ГНСС) и акселерометр [1, 2]. Измерительная информация бортового приёмника необходима для определения взаимного перемещения и полного ускорения каждого МКА в кластере. Акселерометр используется для исключения негравитационных ускорений, вследствие влияния солнечного давления, альбедо Земли и др. Кластер находится на околополярной круговой орбите высотой не более 400 км. В состав кластера входят не менее 4 МКА (оптимально 6) класса «микро-КА» весом до 100 кг.

Рассмотрим общий случай относительного движения МКА кластера и КА системы ГЛО-НАСС (НКА). В этом случае абсолютное радиальное ускорение в невращающейся системе координат будет описываться следующей формулой:

$$\ddot{R} = \vec{g}_{MKA} + \vec{a}_{MKA}, \tag{1}$$

где  $\vec{R} = \partial^2 R / \partial t^2$  - абсолютное ускорение;  $\vec{g}_{MKA}$  - гравитационное ускорение МКА;  $\vec{a}_{MKA}$  - ускорение МКА, возникающее вследствие воздействия сил негравитационной природы.

При расположении НКА в зените относительно ГКА имеем:

$$g_{MKA} = \ddot{R} + \sigma_a \tag{2}$$

где  $\beta$  – угол между направлениями МКА - НКА и МКА - центр масс;  $\sigma_a$  – остаточное негравитационное ускорение, обусловленное погрешностью акселерометра.

Таким образом, определение первой производной потенциала сводится к дифференцированию координат НКА. С данной задачей справляется высокоточный бортовой навигационный приемник.

Для определения составляющих второй производной потенциала необходимо использовать не менее двух пар МКА. Это обеспечивает решение системы уравнений, связывающих параметры относительного движения МКА и составляющих второй производной потенциала:

$$\begin{cases} G_{xx}\Delta x + G_{xy}\Delta y + G_{xz}\Delta z = \Delta \ddot{r}_{x} \\ G_{yx}\Delta x + G_{yy}\Delta y + G_{yz}\Delta z = \Delta \ddot{r}_{y} \\ G_{zx}\Delta x + G_{zy}\Delta y + G_{zz}\Delta z = \Delta \ddot{r}_{z} \end{cases}$$
(3)

где  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta z$  – разность координат ГКА;  $\Delta \ddot{r}_{x,y,z}$  – составляющие разности гравитационных ускорений ГКА.

Однако, для равноточного определения всех составляющих второй производной потенциала предпочтительно располагать ГКА в трех орбитальных плоскостях. Взаимное расстояние и составляющие разности ускорений каждой пары многоспутникового кластера измеряется бортовым НАП ГНСС. В отличие от бортовых межспутниковых интерферометров бортовая НАП не требует ни специальных терминалов, ни специальной системы наведения и слежения.

Предложенный многоспутниковый кластер может использоваться для определения составляющих третьей производной потенциала. Каждая пара ГКА образует одну измерительную базу, в каждой из которых рассчитываются составляющие второй производной и координаты пространственной точки, в которой вычислены производные. Далее вычисляется третья производная как разность вторых производных, отнесенных к расстоянию между ними.

Бортовой лазерный космический измеритель вторых производных потенциала. Предлагаемый измеритель использует принцип баллистического гравиметра [1, 2]. Вследствие разности гравитационных ускорений, соответствующих центрам свободных масс (СМ), а также вследствие центробежного ускорения они начинают взаимно перемещаться. При этом расстояние, на которое разбегаются две массы за известный промежуток времени, пропорционально второй производной потенциала. Таким образом при измерении приращения расстояния между свободно падающими пробными массами возможно определение вторых производных потенциала.

Для отработки технических решений разработан и собран наземный макет одноосного предлагаемого лазерного космического измерителя на полусвободных массах. В макете свободные массы представлены уголковыми отражателями, которые разнесены на расстоянии 500 мм. В качестве лазерной интерферометрической системы определения перемещения используется интерферометр XL-80 компании Renishaw. Уголковые отражатели помещены в специальную оправу, выполненную из меди, для обеспечения возможности их подвешивания. Таким образом массы могут перемещаться только вдоль одной оси в горизонтальной плоскости, в этом смысле они «полусвободные».

Макет был испытан с использованием метода гравитационной калибровки, суть которого состоит в искажении местного гравитационного поля при движении возмущающего тела с известными размерами и массой.

Заключение. В работе представлен принцип работы, структура и результаты моделирования многоспутникового космического измерителя, обеспечивающего определение первой, второй и третьей производной гравитационного потенциала. Для высокоточного определения составляющих второй производной потенциала во ФГУП «ВНИИФТРИ» предложен бортовой лазерный космический измеритель. В работе представлены результаты наземного макетирования.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РНФ в рамках научного проекта № 23-67-10007.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **В.Ф. Фатеев.** Космические измерители параметров гравитационного поля // Альманах современной метрологии, 2015, №3, стр. 32-62.
- 2. В.Ф. Фатеев. Космические измерители параметров гравитационного поля. Часть 2 // Альманах современной метрологии, 2021, №1, стр. 68-78.

# R.A. Davlatov, V.F. Fateev (FSUE «VNIIFTRI», Solnechnogorsk, Mendeleevo). Space gravimetry measurement instruments

*Abstract.* The aim of this work is to present the results of modeling and prototyping new means of space gravimetry. The means of measuring the first, second and third derivatives of the gravitational potential based on the reception and processing of GNSS signals (GLONASS, GPS, etc.) is considered. The results of the study and prototyping of an onboard meter of second derivatives of potential based on a laser interferometer are presented.

# Т. В. САЗОНОВА, М. С. ШЕЛАГУРОВА (АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», г. Раменское)

# КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ПО ФИЗИЧЕСКИМ ПОЛЯМ ЗЕМЛИ

В настоящее время актуальной является задача обеспечения автономной навигации летательных аппаратов различного класса в условиях неработоспособности спутниковых навигационных систем. Одним из методов решения данной задачи является использование комплексной корреляционноэкстремальной навигационной системы по физическим полям Земли (КЭНС-ФПЗ). Проведенные исследования позволили определить назначение, решаемые задачи и область применения КЭНС-ФПЗ, обосновать её технический облик с масштабированием состава и режимов, а также сформировать требования к аппаратуре и исходным картографическим данным.

Введение. В условиях активного радиоэлектронного и кибернетического противодействия работе спутниковых навигационных систем (СНС), а также влияния опасных гелиогеофизических явлений (космической погоды) необходимо обеспечить автономную работу системы навигации летательных аппаратов (ЛА). Решением этой проблемы является использование для коррекции инерциальных навигационных систем (ИНС) данных о физических полях Земли (ФПЗ). Основное преимущество КЭНС по ФПЗ - это нерасходящийся характер ошибок определения навигационных параметров во времени и автономность работы. ФПЗ можно разделить на поверхностные (параметры ФПЗ определены лишь на земной поверхности) и пространственные (параметры ФПЗ определены в каждой точке околоземного пространства). К поверхностным ФПЗ относятся: рельеф земной поверхности (РЗП), радиотепловое и радиолокационное поля (РТП и РЛП), оптическое поле (ОП) и микрорельеф. К пространственным ФПЗ относятся аномальное магнитное и гравитационное поля Земли (АМПЗ и ГПЗ). В настоящее время промышленно освоены только КЭНС по РЗП из-за его стабильности во времени, картографической обеспеченности и наличия на борту ЛА датчика (радиовысотомера). Однако КЭНС по РЗП не обеспечивают перспективных требований по точности навигации, а также глобальности действия над малоинформативным рельефом и акваторией. Решением проблемы является использование дополнительно к РЗП других поверхностных и пространственных ФПЗ.

Анализ публикаций в международной печати показывает, что исследования в этом направлении проводятся. Так, исследования ландшафтной навигации ведутся с 2003 года [1,2,3]. В настоящее время началась экспериментальная реализация разработок на беспилотных ЛА различных типов, как самолётной схемы, так и вертикального взлёта. В частности, компания Rockwell-Collins объявила о завершении разработки Vision Augmented Inertial Navigation System (VAINS) [2], в которой обеспечивается коррекция инерциальной системы по скорости и координатам от видеокамеры в отсутствие сигналов СНС. Упомянутые разработки проводятся университетскими и промышленными исследовательскими центрами по заданиям DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency), AIR FORCE INSTITUTE OF TECHNOLOGY, The Charles Stark Draper Laboratory, Inc («Дрейперовская лаборатория», США) [4]. Имеются данные, что в Израиле подобные разработки проведены по заказам компаний Rafael Advanced Defense Systems Ltd, занимающейся в основном разработками систем управляемого высокоточного оружия, и Elbit Systems Ltd, известной не только в качестве ведущего производителя беспилотных ЛА, но также проводящей разработки наземных роботизированных комплексов военного назначения [5]. Также набирает популярность в качестве альтернативы СНС использование навигационных систем по магнитным аномалиям [6]. Недавно подобная система была испытана на самолете F-16. Результаты, полученные в летных испытаниях на F-16, показывают, что точность навигации по АМПЗ на малой высоте лежит в пределах 60 – 110 м.

Предлагаемый доклад посвящен исследованиям по созданию отечественной комплексной КЭНС по нескольким ФПЗ (КЭНС-ФПЗ) с масштабируемым составом, что позволит устанавливать её на различные ЛА.

**Назначение, решаемые задачи и область применения КЭНС-ФПЗ.** КЭНС-ФПЗ предназначена для коррекции навигационных параметров, выдаваемых ИНС, по данным о поверхностных и пространственных ФПЗ.

Решаемые задачи КЭНС-ФПЗ:

- автоматический выбор средств коррекции из состава КЭНС-ФПЗ;
- - автоматический выбор методов коррекции КЭНС-ФПЗ;
- - формирование корректирующих поправок параметров ИНС на основе комплексной обработки данных о поверхностных и пространственных ФПЗ.

Область применения КЭНС-ФПЗ – это ЛА различного класса (самолеты, вертолеты и беспилотные ЛА).

**Обоснование технического облика КЭНС-ФПЗ, масштабирование состава и режимов.** КЭНС-ФПЗ предлагается строить на основе набора датчиков ФПЗ и единой вычислительной среды, в которой реализуется сравнение текущей информации о ФПЗ с эталонными данными, хранимыми в устройстве памяти большого объема (см. рис.1).



Рис.1 Структура КЭНС-ФПЗ

В качестве датчиков ФПЗ в КЭНС-ФПЗ можно использовать:

- - радиовысотомер и баровысотомер датчики поверхностного поля РЗП;
- - комбинированный радиотехнический измеритель (КРИ) датчик поверхностных полей РЗП, РЛП и РТП (заменяет радиовысотомер);
- - лазерный дальномер датчик микрорельефа;
- - магнитометрическую систему, включающую квантовый и феррозондовый магнитометры, – датчик пространственного АМПЗ;
- - гравиградиентометр датчик пространственного ГПЗ;
- - датчики технического зрения (телевизионная/инфракрасная камера).

В зависимости от размеров, дальности полета, задач ЛА и его стоимости состав датчиков ФПЗ в КЭНС-ФПЗ масштабируется:

- - для малоразмерных ЛА (от 2 кг до 25 кг) целесообразно использовать недорогие телевизионные камеры;
- для ЛА среднего размера (от 25 кг до 150 кг) к вышеуказанным датчикам можно добавить инфракрасные камеры, а также лазерный дальномер;
- для ЛА крупного размера (более 150 кг) дополнительно к вышеперечисленным датчикам ФПЗ могут устанавливаться радиовысотомер или КРИ, магнитометрическая система и гравиградиентометр.

Некоторые ЛА крупного размера уже имеют в своем составе оптико-электронную станцию и/или тепловизор, а также радиовысотомер. В этом случае дополнительно устанавливаются магнитометрическая система и гравиградиентометр.

Кроме датчиков ФПЗ в состав КЭНС-ФПЗ входит вычислитель со сменным модулем энергонезависимой памяти для хранения бортовых карт.

В качестве ИНС может использоваться штатно установленная на ЛА. В случае отсутствия штатной ИНС на малоразмерных ЛА и ЛА среднего размера в состав КЭНС-ФПЗ будет входить бесплатформенная ИНС на микромеханических элементах.

Как известно [7], КЭНС подразделяются на одномерные (КЭНС-1), в которых датчик ФПЗ в текущий момент времени измеряет одно значение поля, при этом текущая информация набирается за счет движения объекта вдоль маршрута, и двумерные (КЭНС-2), в которых используются площадные съемки подстилающей поверхности. КЭНС-ФПЗ в зависимости от условий применения (высоты полета, типа пролетаемой местности и т.п.) может работать либо в одномерном режиме, либо в двумерном, либо комплексно обрабатывать информацию, получаемую в режимах КЭНС-1 и КЭНС-2. Основными режимами КЭНС-ФПЗ являются:

- - режим КЭНС-1 с комплексированием данных о протяженных ФПЗ (РЗП, РТП, РЛП, АМПЗ, ГПЗ);
- - режим КЭНС-1 по микрорельефу (мелкоструктурному ФПЗ);
- - режим КЭНС-2 по видео/инфракрасным изображениям (совмещенная одометрическая видеонавигация и навигация по привязке изображений);
- - комплексирование данных от КЭНС-1 и КЭНС-2.

**Требования к картографическому обеспечению.** В таблице 1 приведены исходные данные о ФПЗ и картографируемые параметры для КЭНС-ФПЗ для бортовых карт [8, 9].

Таблица 1

Тип ФПЗ	Исходные данные	Картографируемые параметры		
РЗП	Векторные карты формата SXF	Высота рельефа		
РТП, РЛП	Векторные карты формата SXF	Коды объектов + Каталоги РТП и РЛП		
АМПЗ	Данные магнитных съемок	Модуль вектора магнитной индукции и его компоненты		
ГПЗ	Модели EGM-2008, данные сети спутниковых радиовысотомерных измерений	Аномалия силы тяжести, уклонения отвесной линии		
ОП	Многоспектральные фотоснимки местности	Текстуры изображений местности		
Микрорельеф	Многоспектральные фотоснимки местности	Высота микрорельефа		

# Картографическое обеспечение КЭНС-ФПЗ

Заключение. К достоинствам предлагаемой КЭНС-ФПЗ относятся:

- автономность работы;
- глобальность действия;
- достаточно высокая точность: над сушей 5-10 м (КЭНС-2), 30-50 м (КЭНС-1), над морем 200-250 м;
- оценка не только координат объекта, но и углов эволюции (КЭНС-2).

Для практической реализации предложенной КЭНС-ФПЗ требуется создание и поддержка отечественных глобальных баз данных:

- ортонормированных фотоснимков местности с разрешением 1-2 м в формате GEOTIFF;
- микрорельефа районов интереса в формате MTW;
- параметров АМПЗ;
- параметров ГПЗ.

Также требуется организация и проведение ряда НИР и ОКР по созданию отечественных датчиков ФПЗ с учетом масштабирования КЭНС-ФПЗ.

Несмотря на имеющиеся организационные и технические проблемы в условиях неработоспособности СНС коррекция навигационных параметров по информации о ФПЗ является наиболее перспективным направлением, обеспечивающим автономность, глобальность и достаточно высокие точностные характеристики навигации.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Athena 511: Integrated INS/GPS/ADAHRS/flight control: 147-0854-000-GS 06/08 1M BUS © Copyright 2008, Rockwell Collins, Inc.
- Vision Based Navigation and Precision / Dynamic Targeting for Air Vehicles (ImageNav) NAVAIR Public Release 09-1320, Scientific Systems Company, Inc.
- Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под ред. М.Н. Красилыцикова и Г.Г. Себрякова. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. -280 с. - ISBN 5-9221-0409-8.
- 4. Vision-Aided Inertial Navigation for Flight Control. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 15 18 August 2005, San Francisco, California
- 5. Error Analysis for a Navigation Algorithm based on Optical-Flow and a Digital Terrain Map O. Kupervasser, R. Lerner, E.Rivlin
- https://www.researchgate.net/publication/353695779\_Magnetic\_Navigation\_on\_an\_F-16 Aircraft using Online Calibration
- 7. И.Н. Белоглазов, Г.И. Джанджгава, Г.П. Чигин. Основы навигации по геофизическим полям. М. «Наука», 1985. 48 с.
- 8. **Т.В. Сазонова, М.С. Шелагурова.** Монография «Геоинформация в комплексах бортового оборудования летательных аппаратов». Москва 2018 г.
- 9. **Т.В. Сазонова, М.С. Шелагурова.** Автономная высокоточная навигация летательных аппаратов по микрорельефу с искусственным и естественным объектовым составом. Журнал «Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика» 2024. № 2 29, стр.25 – 29.

T.V. Sazonova, M.S. Shelagurova (JSC "Ramenskoye Design Company" Ramenskoye, Russia). Integrated System of Autonomous Navigation through the Physical Fields of the Earth

*Abstract.* Currently, the urgent task is to ensure autonomous navigation of aircraft of various classes in conditions of inoperability of satellite navigation systems. One of the methods for solving this problem is the use of a complex correlation-extremal navigation system based on the physical fields of the Earth (CENS-PHPZ). The research carried out made it possible to determine the purpose, tasks to be solved and the scope of application of CENS-PHPZ, to substantiate its technical appearance with scaling of the composition and modes, as well as to formulate requirements for equipment and initial cartographic data.

# А. М. ИСАЕВ, О. А. СТЕПАНОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

# РЕКУРРЕНТНЫЙ ИТЕРАЦИОННЫЙ СГЛАЖИВАЮЩИЙ ПАЧЕЧНЫЙ ЛИНЕАРИЗОВАННЫЙ ФИЛЬТР В ЗАДАЧЕ КОРРЕКЦИИ ПОКАЗАНИЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПО ИНФОРМАЦИИ О ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ПОЛЯХ

Описан рекуррентный итерационный сглаживающий пачечный линеаризованный фильтр, предлагаемый для решения задачи коррекции показаний навигационной системы по информации о геофизических полях. Эффективность его применения проанализирована путём проведения предсказательного моделирования на примере решения задачи коррекции по гравитационному полю.

1. Введение. Одно из требований, предъявляемых к алгоритмам решения большинства задач обработки навигационной информации является необходимость выработки помимо оценок неизвестных параметров также и соответствующих им расчётных характеристик точности. В связи с этим в таких задачах наибольшее распространение получили алгоритмы, синтезированные в рамках байесовского стохастического подхода [1-9]. В качестве характеристики точности такие алгоритмы на каждом шаге вырабатывают расчётную матрицу ковариаций погрешностей оценивания, причём в случае, когда её значения соответствуют действительным, принято говорить о состоятельности алгоритмов [10-12].

Среди задач, связанных с обработкой навигационной информации, можно выделить две группы: задачи с несущественными и существенными нелинейностями [6]. К первой относятся задачи, в которых апостериорная функция плотности распределения вероятности (далее - плотность) имеет одноэкстремальный вид, нередко близкий к гауссовскому. Для их решения широкое применение получили простые в вычислительном плане рекуррентные алгоритмы калмановского типа (АКТ), имеющие структуру, аналогичную фильтру Калмана, в ряде случаев состоятельные и позволяющие получить оценку, по точности близкую к оптимальной в среднеквадратическом смысле [3-8].

Наиболее же сложными для решения традиционно считаются задачи с существенной нелинейностью, апостериорная плотность в которых в процессе своей эволюции может принимать сложный многоэкстремальный вид. К таким задачам относится и задача коррекции показаний навигационной системы (HC) по данным о геофизических полях (ГФП), о которой далее и пойдёт речь в настоящей работе [6]. Рекуррентные АКТ при решении таких задач, как правило, оказываются малоэффективными.

Обычно, при построении алгоритмов решения задач с существенной нелинейностью разработчик использует известное рекуррентное соотношение для апостериорной плотности и различные способы ее аппроксимации [6, 13-18]. Для задачи навигации по ГФП в последнее время с участием авторов был предложен ряд алгоритмов [17, 19-22], построенных с использованием последовательных методов Монте-Карло, апостериорная плотность в которых аппроксимируется взвешенным набором дельта функций. Эти алгоритмы состоятельны и способны достигать точности оптимального оценивания, однако сложны в вычислительном плане, что затрудняет их реализацию в режиме реального времени.

Ранее, например в работах [6, 22, 23], анализировалось применение нерекуррентных АКТ при решении задач с существенными нелинейностями. Их особенность заключается в том, что при решении задачи используется пачка накопленных к текущему моменту времени измерений. Было показано, что в ряде задач, в которых апостериорная плотность в начальные моменты времени являясь многоэкстремальной, а впоследствии принимает одноэкстремальный вид, нерекуррентные алгоритмы способны достигать точности оптимального оценивания и быть состоятельными. Недостаток же таких алгоритмов заключается в их высокой вычислительной сложности. В работе [24] предложен итерационный сглаживающий пачечный линеаризованный фильтр (ИС-ПЛФ), в значительной степени лишённый этого недостатка. В этом алгоритме на каждом шаге также обрабатывается пачка накопленных к текущему моменту времени измерений. Т. е. такой алгоритм, сохраняет достоинства нерекуррентных алгоритмов, а именно - он не склонен к накоплению погрешностей, вызванных аппроксимацией апостериорной плотности от шага к шагу. Вместе с тем, поскольку в пределах пачки измерения обрабатываются рекуррент-

но, ИС-ПЛФ обладает также и достоинствами рекуррентных алгоритмов, в частности невысокой вычислительной сложностью. Как показано в [24], начиная с момента, когда апостериорная плотность принимает одноэкстремальный вид, ИС-ПЛФ является состоятельным и позволяет получить оценку по точности близкую к оптимальной в среднеквадратическом смысле оценке. Следует, однако, заметить, что акцент в работе [24], сделан на выявлении взаимосвязей алгоритмов, основанных на линеаризации и синтезируемых в рамках байесовского подхода, и алгоритмов оптимизации на фактор-графах [25], тогда как сам ИС-ПЛФ, по сути, не описан.

**Цель настоящей работы** – описать алгоритм итерационного сглаживающего пачечного линеаризованного фильтра и проиллюстрировать эффективность его применения в задаче коррекции показаний навигационной системы по информации о ГФП.

Структура работы следующая: после введения в разделе 2 приводится постановка рассматриваемой задачи коррекции показаний навигационной системы по информации о ГФП, в разделе 3 поясняются формульные зависимости ИС-ПЛФ, а в разделе 4 конкретизируются используемые модели, описывающие поведение погрешностей навигационной системы и суммарной погрешности карты и измерителя. Результаты моделирования приведены в разделе 5, а в заключении приводятся основные достигнутые результаты.

**2. Постановка задачи.** Следуя [26], сформулируем задачу коррекции показаний навигационной системы по информации о ГФП в рамках байесовского подхода, как задачу нелинейной фильтрации. Для этого рассмотрим движение морского подвижного объекта в локальной декартовой прямоугольной системе координат, расположенной в плоскости горизонта, оси  $OX^{(1)}$ и  $OX^{(2)}$  которой направлены вверх и направо соответственно. Измерения навигационной системы (HC)  $y_k^{HC} = \begin{bmatrix} y_k^{HC(1)} & y_k^{HC(2)} \end{bmatrix}^T$  в *k* моменты времени представим как:

$$y_k^{HC} = X_k + \Delta y_k^{HC}, \tag{1}$$

где  $X_k = \begin{bmatrix} X_k^{(1)} & X_k^{(2)} \end{bmatrix}^T$  - неизвестные истинные значения координат объекта, а  $\Delta y_k^{HC} = \begin{bmatrix} \Delta y_k^{HC(1)} & \Delta y_k^{HC(2)} \end{bmatrix}^T$  - погрешности их измерения.

Будем для простоты считать, что в дискретные моменты времени поступают скалярные показания датчика, обеспечивающего измерения некоего ГФП, заданного в узлах цифровой карты. Показания датчика поля запишем в виде

$$y_k = \phi (X_k) + \Delta y_k^{\Sigma} = \phi (y_k^{HC} - \Delta y_k^{HC}) + \Delta y_k^{\Sigma}, \qquad (2)$$

где функция  $\phi(X_k)$  определяют зависимость измеряемого параметра от координат объекта, а  $\Delta y_k^{\Sigma}$  - суммарные ошибки измерения карты и измерителя.

Модели погрешностей  $\Delta y_k^{HC} = H_k^{HC} x_k^{HC}$  и  $\Delta y_k^{\Sigma} = H_k^{\Sigma} x_k^{\Sigma} + v_k^{\Sigma}$  могут быть конкретизированы с помощью формирующих фильтров для векторных последовательностей:

$$x_{k}^{HC} = \Phi_{k}^{HC} x_{k-1}^{HC} + \Gamma_{k}^{HC} w_{k}^{HC}, \qquad (3)$$

$$x_k^{\Sigma} = \Phi_k^{\Sigma} x_{k-1}^{\Sigma} + \Gamma_k^{\Sigma} w_k^{\Sigma}.$$
<sup>(4)</sup>

В приведённых выражениях  $\Phi_k^l, \Gamma_k^l, H_k^l, l = HC, \Sigma$  - известные матрицы,  $w_k^{HC}$  и  $w_k^{\Sigma}$  - центрированные гауссовские белошумные последовательности порождающих шумов с единичными дисперсиями, а  $v_k^{\Sigma}$  - центрированная гауссовская белошумная последовательность с дисперсией  $r^2$ . Считаем, что  $w_k^{HC}$ ,  $w_k^{\Sigma}$  и  $v_k^{\Sigma}$  независимые между собой и от начальных условий  $x_0^{HC}$ ,  $x_0^{\Sigma}$ .

Введём составной вектор

$$\boldsymbol{x}_{k} = \left[ \left( \boldsymbol{x}_{k}^{HC} \right)^{T} \quad \left( \boldsymbol{x}_{k}^{\Sigma} \right)^{T} \right]^{T}, \, \boldsymbol{w}_{k} = \left[ \left( \boldsymbol{w}_{k}^{HC} \right)^{T} \quad \left( \boldsymbol{w}_{k}^{\Sigma} \right)^{T} \right]^{T},$$
(5)

Уравнение динамики для вектора (5) запишем как

$$x_k = \Phi_k x_{k-1} + \Gamma_k w_k, \tag{6}$$

где 
$$\Phi_k = \begin{bmatrix} \Phi_k^{HC} & 0 \\ 0 & \Phi_k^{\Sigma} \end{bmatrix}, \Gamma_k = \begin{bmatrix} \Gamma_k^{HC} & 0 \\ 0 & \Gamma_k^{\Sigma} \end{bmatrix}$$

Измерения (2) представим в виде

$$y_{k} = \phi^{k} (y_{k}^{HC} - H_{k}^{HC} x_{k}^{HC}) + H_{k}^{\Sigma} x_{k}^{\Sigma} + v_{k}^{\Sigma} = s_{k} (H_{k}^{HC} x_{k}^{HC}) + H_{k}^{\Sigma} x_{k}^{\Sigma} + v_{k}^{\Sigma}$$
(7)

Вводя функции  $\tilde{s}_k\left(x_k^{HC}\right) = s_k\left(H_k^{HC}x_k^{HC}\right), \ h_k\left(x_k\right) = \tilde{s}_k\left(x_{k-1}^{HC}\right) + H_k^{\Sigma}x_k^{\Sigma},$  получим

$$y_k = h_k \left( x_k \right) + v_k^{\Sigma}. \tag{8}$$

С учётом введённых обозначений можно сформулировать задачу коррекции по ГФП в рамках байесовского подхода как задачу фильтрации следующим образом: оценить вектор-состояние (6) по скалярным нелинейным измерениям (8). Отметим, что предположение о скалярном характере измерений в настоящей работе вводится лишь в целях упрощения изложения, а описываемый далее ИС-ПЛФ не составляет труда построить для решения задачи коррекции показаний НС по информации о нескольких геофизических полях.

**3.** Рекуррентный итерационный сглаживающий пачечный линеаризованный фильтр. ИС-ПЛФ это алгоритм, в котором на каждом *k*-м шаге неоднократно (итерационно) осуществляется рекуррентная обработка пачки измерений, накопленных к текущему моменту времени. При этом на каждой итерации в алгоритме можно выделить два этапа.

**Первый этап** - рекуррентное решение задачи фильтрации для всех моментов времени  $i = 1, 2 \dots k$  с использованием процедур линеаризованного фильтра Калмана [6,23], точки линеаризации в котором фиксированы и на первой итерации зависят только от априорного математического ожидания  $\overline{x}_0$ . При этом рассчитанные значения прогнозов  $\hat{x}_{i/i-1}$ , оценок  $\hat{x}_i$  и соответствующих им матриц ковариаций  $P_{i/i-1}, P_i$  запоминаются и используются далее на втором этапе.

**Второй этап** – рекуррентное вычисление в обратном времени i = k - 1, k - 2, ..., 0 оценок  $\hat{x}_{i/k}$ , соответствующих решению задачи сглаживания, которые запоминаются и используются далее при повторной обработке измерений (на следующей итерации) в качестве точек линеаризации.

Применительно к рассматриваемой задаче коррекции показаний HC рекуррентный ИС-ПЛФ можно представить в виде псевдокода, приведённого в таблице 1.

Заметим, что обобщённый фильтр Калмана (ОФК), который также является рекуррентным алгоритмом, в отличии от ИС-ПЛФ, обрабатывает поступающие измерения последовательно шаг за шагом. Получить из приведённого выше псевдокода для ИС-ПЛФ псевдокод для ОФК не составляет труда приняв в нём N = 1, i = k, выбирая в п. 3.1.1.2 точки линеаризации как  $x_i^* = \hat{x}_{i/i-1}$  и используя при решении задачи только первый этап. В случае, если оценки, полученные на выходе ОФК, использовать в качестве точек линеаризации и повторно обрабатывать текущее измерение (т.е. многократно (итерационно) повторять п.3.1.1.2 – п. 3.1.1.5, принимая на каждой новой *j*-й итерации в качестве точки линеаризации  $x_i^{*(j)} = \hat{x}_i^{(j-1)}$ ), не составляет труда получить выражения итерационного ОФК – ИОФК.

В целях проведения сопоставительного моделирования конкретизируем далее модели, описывающие поведений погрешностей НС и суммарной погрешности карты и измерителя.

Таблица 1

#### Рекуррентный итерационный сглаживающий пачечный линеаризованный фильтр

1. Вход:  $\Phi_{k}^{HC}, \Phi_{k}^{\Sigma}, \Gamma_{k}^{HC}, \Gamma_{k}^{\Sigma}, H_{k}^{HC}, H_{k}^{\Sigma}, s_{k}(\bullet), \overline{x}_{0}, P_{0}, R_{k}, y_{k}$ . 2. Начало:  $\hat{x}_{0} = \overline{x}_{0}$ , формирование  $\Phi_{k}, \Gamma_{k}, h_{k}(\bullet)$ . 3. Для k = 1, 2, ...3.1. Для j = 1 ... N, где N - количество итераций.

Первый этап. 3.1.1. Для  $i = 1, 2 \dots k$  решение задачи фильтрации. 3.1.1.1. Вычисление прогноза и расчётной матрицы ковариаций его погрешностей.  $\hat{x}_{i/i-1}^{(j)} = \Phi_i \hat{x}_{i-1}^{(j)} + \Gamma_i w_i,$  $P_{i/i-1}^{(j)}(\hat{x}_{i-1}^{(j)}) = \Phi_i(\hat{x}_{i-1}^{(j)}) P_{i-1}^{(j)} (\Phi_i(\hat{x}_{i-1}^{(j)}))^T + \Gamma_i Q_i \Gamma_i^T.$ 3.1.1.2. Вычисление точек линеаризации. Если *j*=1, то  $x_0^{*(1)} = \overline{x}_0$  где  $x_0^{*(1)}$  - точка линеаризации на j = 1 итерации в i = 0 момент времени,  $x_{i}^{*(1)} = \Phi_{i} x_{i-1}^{*(1)},$ иначе  $x_{i}^{*(j)} = \hat{x}_{i/k}^{(j-1)}$ , где  $\hat{x}_{i/k}^{(j-1)}$ , i = 0...k - 1 - оценки, полученные путём решения задачи сглаживания на i - 1 итерации. 3.1.1.3. Вычисление прогноза измерений и матрицы ковариаций его погрешностей.  $\hat{y}_{i}^{(j)} = h_{i}(x_{i}^{*(j)}),$  $P_{y_i}^{(j)} = h_i'(x_i^{*(j)}) P_{i/i-1}^{(j)}(h_i'(x_i^{*(j)}))^T + R_i$ , где  $h_i'(x_i^{*(j)})$  - матрица Якоби, составленная из частных производных функции  $h_i(\bullet)$  в точках  $x_i^{*(j)}$ . 3.1.1.4. Вычисление взаимной матрицы ковариаций  $P_{x,y_{i}}^{(j)} = P_{i/i-1}^{(j)} \left( h_{i}'(x_{i}^{*(j)}) \right)^{I}.$ 3.1.1.5. Вычисление коэффициента усиления, искомой оценки и соответствующей ей матрицы ковари- $K_{i}^{(j)} = P_{x,y}^{(j)} \left( P_{y}^{(j)} \right)^{-1},$  $\hat{x}_{i}^{(j)} = \hat{x}_{i|i-1}^{(j)} + K_{i}^{(j)} \left( y_{i} - \hat{y}_{i}^{(j)} - h_{i}'(x_{i}^{*(j)})(\hat{x}_{i|i-1}^{(j)} - x_{i}^{*(j)}) \right)$  $P_i^{(j)} = P_{i/i-1}^{(j)} - K_i^{(j)} P_{x,y}^{(j)}$ 3.1.2. Переход к п. 3.1.1. Второй этап. 3.1.3. Для i = k - 1, k - 2, ..., 1 решение задачи сглаживания (второй этап). 3.1.3.1.  $\hat{x}_{k/k}^{(j)} = \hat{x}_{k}^{(j)}, P_{k/k}^{(j)} = P_{k}^{(j)}$ 3.1.3.2. Вычисление матрицы передачи сглаживающего фильтра, оценки сглаживания и соответствующей ей матрицы ковариаций.  $A_{i}^{(j)} = P_{i} \Phi_{i+1}^{T} (P_{i+1/i})^{-1},$  $\hat{x}_{i/k}^{(j)} = \hat{x}_{i}^{(j)} + A_{i}^{(j)} (\hat{x}_{i+1/k}^{(j)} - \hat{x}_{i+1/i}^{(j)}),$  $P_{i/k}^{(j)} = P_i^{(j)} + A_i^{(j)} (P_{i+1/k}^{(j)} - P_{i+1/i}^{(j)}) (A_i^{(j)})^T.$ 3.1.4. Переход к п. 3.1.3. 3.2. Переход к п. 3.1. 3.3. Оценка и соответствующая ей матрица ковариаций в момент времени k:  $\hat{x}_k = \hat{x}_k^{(N)}, P_k = P_k^{(N)}.$ 4. Переход к п. 3. **Выход:**  $\hat{x}_{i}$ ,  $P_{i}$ .

4. Модели погрешности навигационной системы и суммарной погрешности карты и измерителя. В настоящей работе рассмотрим наиболее простой случай, когда погрешности HC по каждой из координат описываются центрированными случайными гауссовскими константами с дисперсиями ( $\sigma^{\Delta}$ )<sup>2</sup> [26].

$$x_{k}^{HC(l)} = \dot{\Delta}^{(l)} = 0, \tag{9}$$

а суммарная погрешность карты и измерителя описывается гауссовским белым шумом. В этом случае оцениванию подлежит двумерный вектор  $x_{\iota}$ , а матрицы в уравнениях (6) и (7) примут вид

$$\Phi_{k} = \Phi_{k}^{HC} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \Gamma_{k} = \Gamma_{k}^{HC} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, H_{k}^{HC} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, H_{k}^{\Sigma} = 0.$$
(10)

Следует отметить, что рассматриваемая задача коррекции решается в рамках так называемого инвариантного подхода [21], когда показания НС трактуются как известные входные сигналы. При сделанных предположениях вырабатываемая в ковариационном канале ОФК матрица ковариаций с некоторой долей приближения будут соответствовать нижней границе точности по Рао-Крамеру [6,26], а для апостериорной плотности можно записать следующее выражение

$$p(x/Y_k) = c \exp\left\{-\frac{1}{2}\left(\frac{\left(\Delta^{(1)}\right)^2 + \left(\Delta^{(2)}\right)^2}{\left(\sigma^{\Delta}\right)^2} + \sum_{i=1}^k \frac{\left(y_i - h_i\left(\Delta^{(1)}, \Delta^{(2)}\right)\right)^2}{r^2}\right)\right\},\tag{11}$$

где  $Y_k = (y_1, y_2, ..., y_k)^T$ , а c – нормирующая константа.



5. Результаты моделирования. При проведении моделирования использовалось гравитационное поле, карта которого задавалась с помощью модели EGM 2008 [27]. Средний модуль градиента поля на моделируемом участке составлял 5.0 мГал/км, а максимальное значение – 12.5 мГал/км. Схема изолиний аномалий силы тяжести района и траектория движения объекта приведены на рис. 1. По одной из реализаций с использованием последовательных методов Монте-Карло и выражения (11) был построен вид апостериорной плотности, анализ характера которой позволяет сделать предварительные выводы о работоспособности анализируемых алгоритмов. С привлечением метода статистических испытаний путём проведения предсказательного моделирования по L = 50 реализациям были получены результаты решения задачи с использованием ОФК, ИФК, ИС-ПЛФ и алгоритма, основанного на последователь-

ных методах Монте-Карло и направленного на вычисление оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки (ОПТ). Для каждого  $\mu$ -го алгоритма согласно методике [12] вычислялись действительные  $\sqrt{G_k^{P,\mu}}$  и расчётные  $\sqrt{\tilde{G}_k^{P,\mu}}$  радиальные среднеквадратические погрешности (СКП) оценивания для каждой из координат

$$\sqrt{G_k^{P,\mu}} = \sqrt{G_k^{X_1,\mu} + G_k^{X_2,\mu}}, \ \sqrt{\tilde{G}_k^{P,\mu}} = \sqrt{\tilde{G}_k^{X_1,\mu} + \tilde{G}_k^{X_2,\mu}},$$
(12)

где  $G_k^{X_l,\mu}$ ,  $\tilde{G}_k^{X_l,\mu}$ , l = 1,2 - осреднённые по L реализациям действительные и расчётные дисперсии оценивания погрешностей  $x^{HC(1)}$  и  $x^{HC(2)}$ . Также, в целях сопоставления вычислительной сложности рассчитывался соответствующий коэффициент:

$$T^{\mu} = \frac{\tau^{\mu} - \tau^{*}}{\tau^{*}},$$
(13)

где  $\tau^{\mu} = \frac{1}{L} \sum_{j=1}^{L} t_{j}^{\mu}$ ,  $\tau^{*} = \frac{1}{L} \sum_{j=1}^{L} t_{j}^{*}$ ,  $t_{j}^{\mu}$  – время, затраченное вычислителем на решение задачи оценивания с использованием анализируемого алгоритма, а  $t_{j}^{*}$  - время, соответствующее алгоритму ОФК, требующему минимального времени среди всех сопоставляемых алгоритмов.

Траектория предполагалась фиксированной, а при проведении моделирования использовались следующие параметры:  $\sigma^{\Delta} = 1$  км, r = 0.5 мГал,  $\Delta t = 1$  мин, координаты начала галса  $X_{1H} = 6 \kappa M$ ,  $X_{2H} = 20 \kappa M$ , координаты конца галса -  $X_{1K} = 25 \kappa M$ ,  $X_{2K} = 6 \kappa M$ , расстояние между измерениям  $\delta = 300 M$ .

На рисунке 2 представлены изолинии графиков апостериорной плотности в моменты времени k=1, k=5 и k=10, красными звёздами обозначены её экстремумы, количество которых равно  $A_k$ .



Рис. 2. Изолинии апостериорной плотности и количество её экстремумов для k = 1, k = 5 u k = 10.

Анализируя вид апостериорной плотности, заметим, что в момент времени k = 5 она является многоэкстремальной, вследствие чего рекуррентные алгоритмы ОФК и ИФК могут расходиться. Далее, в процессе эволюции, вид апостериорной плотности становится одноэкстремальным, что создает предпосылки для эффективного применения ИС-ПЛФ.

На рисунке 4 сплошной линией представлены результаты расчёта действительной радиальной среднеквадратической погрешности (СКП), а пунктирной – расчётной СКП. Синий цвет соответствует ОФК (цифра 1 на рисунке), фиолетовый – ИФК (цифра 2 на рисунке), чёрный рекуррентному ИС-ПЛФ (цифра 3 на рисунке), красный – ОПТ (цифра 4 на рисунке).

Результаты моделирования показали, что при решении рассматриваемой задачи коррекции НС по гравитационному полю ИС-ПЛФ уже через ≈ 30 мин достигает точности ОПТ и при этом является состоятельным. Заметим, что ранее, в работе [12], авторами была предложена методика оценки эффективности и сопоставления алгоритмов фильтрации, позволяющая путём вычисления специальных коэффициентов количественно сравнивать алгоритмы с точки зрения точности, состоятельности и вычислительной сложности. Однако уже из приведенных результатов моделирования видно, что ОФК и ИФК являются неработоспособными и приводить конкретные значения коэф-



Рис. 3. Результаты расчёта радиальных СКП

фициентов точности и состоятельности в рассматриваемом случае особого смысла не имеет. Расчёт же коэффициента вычислительной сложности показал, что ИС-ПЛФ более чем в 70 раз проще в вычислительном плане, чем ОПТ.

Помимо описанных в докладе предполагается представить результаты решения рассматриваемой задачи с использованием алгоритма, основанного на последовательных методах Монте-Карло и направленного на вычисление оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки (ОПТ). Будут также приведены результаты расчёты коэффициента вычислительной сложности [12] ОПТ и ИС-ПЛФ.

Заключение. Для решения задачи коррекции показаний навигационной системы по информации о геофизических полях описан рекуррентный итерационный сглаживающий пачечный линеаризованный фильтр. На примере решения задачи коррекции с использованием гравитационного поля в случае, когда погрешности НС по каждой из координат описываются случайными константами, а суммарная погрешность карты и измерителя поля имеет белошумный характер, построен вид апостериорной плотности, анализ характера которой в том числе позволяет сделать предварительные выводы о работоспособности исследуемых алгоритмов фильтрации

Проиллюстрирована неработоспособность обобщённого и итерационного обобщённого фильтра Калмана и показана и обоснована эффективность применения рекуррентного итерационного сглаживающего пачечного линеаризованного фильтра при решении рассматриваемой задачи.

Предварительный анализ показал, что с использованием предложенного алгоритма можно добиться точности и состоятельности аналогичной алгоритму, направленному на получение оптимальной оценки, при снижении вычислительной сложности более чем в 70 раз.

В дальнейшем предполагается подробное исследование особенностей алгоритма в случае описании погрешностей навигационной системы, карты и измерителя поля более сложными моделями, а также при решении задачи коррекции по различным геофизическим полям, включая комплексное их использование.

# Работа подготовлена при поддержке гранта РНФ 23-19-00626, https://rscf.ru/project/23-19-00626/.

## ЛИТЕРАТУРА

- 1. **R.E. Kalman**, A new approach to linear filtering and prediction problems, Trans. ASME. Series D, J. Basic Engineering, 82, 1960, pp. 35-45.
- 2. Стратонович Р.Л. Условные процессы Маркова // Теория вероятн. и ее примен. 1960. Т. 5. N 2. С. 172-195.
- 3. Jazwinski A. H. Stochastic process and filtering theory. New York: Academic Press, 1970.
- 4. Gelb, A. Applied Optimal Estimation. M.I.T. Press, Cambridge, 1974.
- 5. Дмитриев С.П. Высокоточная морская навигация. Судостроение, Санкт-Петербург, 1991, 223.
- 6. Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 1998-370 с.
- 7. Simon D. Optimal State Estimation: Kalman H∞ and Nonlinear Approaches // New Jersey, NJ: John Wiley & Sons, Inc. 2006.
- 8. Särkkä S., Bayesian Filtering and Smoothing. Cambridge University Press, 2013.
- Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации Изд. 3-е, исправленное и дополненное. - Том. Ч. 1. Введение в теорию оценивания, СПб:: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2017-509с
- 10. **Bar–Shalom Y., Li X., Kirubarajan T.** Estimation with applications to tracking and navigation, New York, Wiley– Interscience, 2001, 581p.
- 11. Болотин Ю.В., Брагин А.В., Гулевский Д.В. Исследование состоятельности расширенного фильтра Калмана в задаче навигации пешехода с БИНС, закрепленными на стопах. Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. № 2 (113). С. 59-77.
- 12. **О.А. Степанов, А.М. Исаев.** Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейных фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования. // Гироскопия и навигация. Том 31. №3 (122), 2023. С. 48-65. EDN: MVWKGC
- 13. Busy R.S. Nonlinear filtering theory//IEEE Trans on Automatic Control.-1965
- 14. Doucet A., Freitas N. De., and Gordon N. Sequential Monte Carlo Methods in Practice // New York, NY, USA: Springer-Verlag 2001.
- 15. Chen Z. Bayesian Filtering: From Kalman Filters to Particle Filters, and Beyond. Adaptive Systems Laboratory Technical Report, McMaster University. 2003 Hamilton
- 16. Sarkka S., Vehtari A., Lampinen J. Rao-Blackwellized particle filter for multiple target tracking. Information Fusion. 2007. vol. 8 (1), pp. 2-15
- Степанов О.А., Торопов А.Б. Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации. XII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2014. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова ран. 2014. С. 3324-3337.
- 18. **Dunik J., Straka O., Matousek J., and Brandner M.** Accurate Density-Weighted Convolution for Point-Mass Filter and Predictor. Accepted for IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021
- 19. **Торопов А.Б., Степанов О.А.** Использование последовательных методов Монте-Карло в задаче корреляционно-экстремальной навигации. // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. № 53(10). С. 49-54.
- Степанов О.А., Васильев В.А., Торопов А.Б. Решение задачи навигации по геофизическим полям с учетом изменчивости погрешностей корректируемой навигационной системы // Сб. материалов XXIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. 2022. С.326-336.

- 21. О. А. Степанов, В. А. Васильев, Ю. А. Литвиненко, А. М. Исаев Учет априорной информации о траектории движения объекта при коррекции показаний навигационной системы по данным о геофизических полях // ХХХ Юбилейная Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сборник материалов конференции, Санкт-Петербург, 2023. – С. 125-130. – EDN OEVNFT.
- Васильев В.А., Литвиненко Ю.А., Степанов О.А., Торопов А.Б. Сравнение рекуррентных и нерекуррентных алгоритмов фильтрации при решении задачи навигации по геофизическим полям // В сборнике: XIV Всероссийская мультиконференция по проблемам управления МКПУ-2021. материалы XIV мультиконференции: в 4 т.. Ростов-на-Дону, 2021. С. 125-127.
- 23. О.А. Степанов, А.М. Исаев, Ю.А. Литвиненко Сравнение рекуррентных и нерекуррентных схем построения алгоритмов, основанных на линеаризации, при решении одного класса задач нелинейного оценивания // Труды XIV Всероссийского совеещняи по проблемам управления. М.: Институт проблем управления имени В.А. Трапезникова РАН, 2024. – в печати
- 24. О.А. Степанов, В.П. Золотаревич, Ю.А. Литвиненко, А.М. Исаев, А.В. Моторин, Алгоритмы оптимизации на графах в задачах обработки навигационной информации. Отличия и взаимосвязь с байесовскими алгоритмами оценивания // Материалы XXXI Санкт-Петербургской международной конференция по интегрированным навигационным системам. 2024.
- 25. Xiwei WU, Bing XIAO, Cihang WU, Yiming GUO, Lingwei LI. Factor graph based navigation and positioning for control system design: A review. Chinese Journal of Aeronautics. Volume 35, Issue 5, May 2022, Pages 25-39.
- 26. **О.А. Степанов, А.Б. Торопов** Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч. 1. Обзор алгоритмов. Гироскопия и навигация. 2015. № 3 (90). С. 102-125.
- 27. Pavlis, N.K., Holmes, S.A., Kenyon, S.C., Factor, J.K., The development and evaluation of the Earth Gravitational Model 2008 (EGM2008), // J. Geophys. Res., vol. 117, iss. B4, B04406, 2012, doi:10.1029/2011JB008916.

A.M.Isaev, O.A.Stepanov (ITMO University, Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). Batch Linearized Smoother for Map-Aided Navigation Problem

*Abstract.* A batch linearized smoother for map-aided navigation problem is described. Its effectiveness is analyzed using predictive simulation on the example of solving the map-aided navigation problem using the gravity field.

#### С.Б. БЕРКОВИЧ, Н.И. КОТОВ

(Автономная некоммерческая организация «Институт инженерной физики», г. Серпухов)

#### А.В. ШОЛОХОВ

(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва)

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ НАЗЕМНОГО ОБЪЕКТА ПУТЁМ СОПОСТАВЛЕНИЯ ДАННЫХ ЦИФРОВОЙ КАРТЫ ДОРОГ И СИСТЕМЫ СЧИСЛЕНИЯ БЕЗ ЕЁ НАЧАЛЬНОЙ НАСТРОЙКИ

Рассматривается задача нахождения координат и угла азимутальной ориентации наземного объекта путём сопоставления данных цифровой карты дорог и автономной системы навигации. При этом координаты начальной точки и ориентация не являются исходными данными для алгоритма счисления, а составляют решение задачи и обеспечивают нахождение текущего положения объекта. Приводятся основные этапы решения и расчётный пример нахождения текущего положения объекта.

**Введение.** Для правильного функционирования систем навигации (CH), построенных по принципу счисления пути, необходимо располагать координатами и параметрами ориентации объекта в начальной точке. На автономных подвижных объектах начальная ориентация с заданной точностью может быть продолжительной, а ввод начальных координат связан с установкой в одной из заблаговременного подготовленных начальных точек, что ограничивает подвижность наземного объекта.

Определение начальных координат и ориентации наземного автономного объекта (и, как следствие, текущего положения) в принципе может быть осуществлено путём сопоставления данных от системы счисления с данными цифровой карты дороги (ЦКД), при условии движения по ней объекта. Такая задача решается просто, если общая протяжённость дорог невелика (несколько десятков километров), их представление в ЦКД не имеет разрывов и число перекрёстков минимально. В существующих ЦКД последние условия не выполняются, а протяжённость дорог достигает сотен тысяч километров на рабочем участке местности объекта. Поэтому «оптимизационные» подходы, традиционно применяемые для решения похожих задач, не позволяют найти решение за приемлемое время даже на современных вычислителях.

Задача определения местоположения и ориентации объекта решается с позиций известного метода межзвёздных расстояний [1], который широко применяется для автоматической идентификации звёзд на изображениях неба. При этом в качестве «звёзд» рассматриваются элементы ЦКД (прямолинейные отрезки и их комбинации). Аналогом «изображения неба» является начальный участок траектории (НУТ) объекта. Он имеет небольшую протяжённость и состоит из точек, координаты которых выработаны системой счисления при нулевых начальных условиях. По координатам определяется положение так называемых характерных точек (ХТ) в приборной системе координат (СК) и изменение ориентации объекта в них. Соответствие между ХТ и элементами ЦКД характеризуется новой мерой, комбинирующей расстояния между этими группами точек и изменение ориентации объекта. Такая мера позволяет минимизировать объёмы вычислений, требуемые для идентификации ХТ НУТ как элементов ЦКД. Согласование приборной системы координат с системой координат ЦКД по координатам ХТ и соответствующим им элементам ЦКД окончательно даёт текущее местоположение объекта.

**Постановка задачи.** Во время движения наземного объекта по НУТ навигационная система вырабатывает координаты  $x_k$ ,  $y_k$  в тактах k в приборной СК по известному алгоритму счисления пути. Начало этой СК совпадает с первой точкой НУТ, где азимутальная ориентация объекта характеризуется нулевым значением угла. Последняя точка НУТ – текущее местоположение объекта – имеет номер такта K.

ЦКД представлена N прямолинейными отрезками, которые совпадают с заданной точностью с осевой линией реальной дороги на соответствующих участках. Координаты  $X_i$ ,  $Y_i$  концов отрезков заданы в СК ЦКД XY (эта информация доступна в современных геоинформационных системах). На перекрёстках дорог отрезки должны иметь одну общую точку. Допускается, что

некоторые участки реальных дорог не имеют соответствующих прямолинейных отрезков, например, в населённых пунктах.

Необходимо найти координаты *X<sub>K</sub>*, *Y<sub>K</sub>* текущего местоположения объекта (в *K*-м такте) в СК ЦКД и угол азимутальной ориентации продольной оси.

Корректные постановки задач весьма редки, если не подразумевается метод решения. Приведённая выше также «грешит» этим, но в угоду простоте изложения существа далее приведём основные этапы решения задачи на основе метода межзвёздных расстояний.

Определение характерных точек. Число тактов *К* системы счисления на НУТ очень велико, как и число *N* отрезков ЦКД. Для уменьшения объёмов вычислений необходимо по данным от СН и ЦКД формировать ХТ с определённым набором признаков для последующего сопоставления. Такой подход очень успешно применяется в широко известных методах технического зрения [2].



Среди возможных вариантов моделей XT простейшим и вполне обеспечивающим решение задачи является точка поворота (рис. 1). Такая модель предусматривает два прямолинейных участка протяжённостью С, разделённых одним участком R изменения ориентации объекта. Признаками в такой ХТ являются величина  $\Delta \alpha_i^{XT}$  изменения угла азимуориентации и координаты тальной  $X_i^{XT}, Y_i^{XT}$  середины участка *R*. Они легко могут быть найдены по координатам концов отрезков ЦКД для С и R выбираемых по среднему радиусу поворота наземного объекта и минимальной длине отрезков ЦКД.

При вычислении значений указанных признаков по данным от СН модель используется в качестве «маски», наложен-

ной на НУТ так, что конец второго участка *C* совпадает с *K*-м тактом текущего местоположения объекта. Значения  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  находятся как средние углов азимутальной ориентации в тактах CH, «попадающих» на первый и второй участки *C*, соответственно. В результате, с увеличением *K* и протяжённости НУТ на нём будут определяться XT с координатами  $x_k^{XT}$ ,  $y_k^{XT}$  в приборной CK и изменением ориентации  $\Delta \alpha_k^{XT}$ .

В результате выполнения этих операций будем считать сформированными XT числом  $N^{XT} \ll N$  на ЦКД и  $K^{XT} \ll K$  на НУТ, причём в каждой XT вычислены значения признаков. Типичные значения  $K^{XT} = 3...10$  и  $N^{XT} \approx 10^5$  на участке местности 200×300 км.

Сопоставление характерных точек. Задача состоит в том, чтобы XT НУТ поставить в соответствие XT ЦКД. Она решается на основе метода (алгоритма) межзвёздных расстояний. На первом его этапе рассчитываются все возможные расстояния между XT НУТ (их число составляет  $K^{XT}(K^{XT}-1)$ ). Аналогично рассчитываются и расстояния между XT ЦКД, но далее используются только расстояния, не превышающие протяжённость НУТ, что существенно ускоряет счёт. На втором этапе осуществляется перебор, в ходе которого каждое расстояние  $S_K$  из НУТ сравнивается со всеми расстояниями  $S_N$  из ЦКД. В случае приближённого равенства расстояний, или выполнения неравенства

$$S_K - S_N \Big| < \varepsilon_S \,, \tag{1}$$

где  $\varepsilon_s$  – заданный допуск, соответствующие две XT ЦКД и две XT НУТ получают по одному «голосу». В дополнение к классическому алгоритму межзвёздных расстояний проверяется выполнение неравенств, аналогичных (1), в отношении величин  $\Delta \alpha_i^{XT}$  и  $\Delta \alpha_k^{XT}$  изменений углов азимутальной ориентации в четырёх XT.

По завершении перебора результаты подсчёта «голосов» представляются в виде массива размерности  $K^{XT} \times N^{XT}$ , в котором отличные от нуля элементы показывают на соответствие между XT ЦКД и XT НУТ. В итоге, каждой XT или некоторым из  $K^{XT}$  точек НУТ поставлена в соответствие одна XT ЦКД.

Нахождение координат текущего положения объекта.  $X_K$ ,  $Y_K$  и его азимутальной ориентации  $\alpha_K$  осуществляется путём решения классической задачи геодезии – нахождения элементов трансформирования СК по известным координатам пар точек, между которыми установлено соответствие. При этом два линейных элемента трансформирования являются координатами начала приборной СК в СК ЦКД, угловой параметр представляет собой  $\alpha_K$  а масштаб принимается равным единице согласно физическому смыслу задачи.

Число уравнений, из которых находится три неизвестных параметра трансформирования, определяется числом соответствующих пар ХТ ЦКД и НУТ. Оно составляет 6 и более, что позволяет повышать точность вычисления элементов трансформирования и, как следствие, определения положения объекта. Для этой цели целесообразно использование RANSAC-подобных алгоритмов нахождения субоптимальных оценок, которые позволяют исключать грубые промахи, могущие возникнуть из-за ошибок сопоставления ХТ ЦКД и НУТ. Сравнение оценок  $X_K$ ,  $Y_K$  и  $\alpha_K$ , получаемых по методу наименьших квадратов и на основе RANSAC, отдаёт предпочтение последнему.

Иллюстрация рассмотренного подхода приведена на рис. 2, где увеличен фрагмент карты масштаба М 1:200 000, использованной в расчётах.



Рис. 2 Графический пример определения местоположения и ориентации наземного объекта путём сопоставления данных цифровой карты дорог и системы счисления без её начальной настройки

Маршрут объекта – НУТ имеет начало в точке А, конец в точке Б и протяжённость 4,6 км, Он пролегает по дорогам ЦКД, но начальный участок (0,2 км возле точки А) и конечный (1 км возле точки Б) проходят по бездорожью. Такой маршрут, взятый здесь за пример, является типичным. На маршруте моделировалась работа СН счисления пути без начальной ориентации: в первом такте координаты равны нулю и азимут 90°. Смоделированный маршрут в приборной СК изображён в прямоугольнике, а найденные с помощью алгоритма ХТ НУТ отмечены символом «◊» с указанием условных номеров и величин изменения азимутальной ориентации.

На дорогах ЦКД символом «о» отмечены найденные ХТ ЦКД. Прямые прерывистые линии иллюстрируют соответствие между ХТ ЦКД и НУТ, найденное алгоритмом сопоставления. Например, 1-я ХТ НУТ соответствует 8-й ТХ ЦКД, 2-я ХТ НУТ – 363-й ТХ ЦКД. Несколько таких линий показывают ошибки (грубые промахи). По четырем парам ХТ ЦКД и НУТ с помощью алгоритма RANSAC найдены координаты начала приборной СК, её ориентация в СК ЦКД 36,75°. Число длинных машинных операций в примере составляет 3,5·10<sup>7</sup>, и время счёта 0,05с. Метод наименьших квадратов даёт неудовлетворительный результат, что показано в верхней части рисунка. Маршрут RANSAC, полученный по координатам объекта в приборной СК с помощью элементов трансформирования, совпадает с исходным маршрутом объекта. Искомые координаты текущего местоположения объекта в СК ЦКД определяются с погрешностью несколько первых десятков метров, и она может быть уменьшена до единиц метров известными методами.

Заключение. Цель работы состоит в снятии ограничений на подвижность наземного объекта со стороны СН счисления пути на этапе её начальной выставки. Сформулирована и решена новая задача нахождения координат и угла азимутальной ориентации наземного объекта путём сопоставления данных ЦКД и автономной СН. Новизна определяется тем, что координаты начальной точки и ориентация не входят в число исходных данных алгоритма счисления СН, а являются результатом решения задачи. Их знание позволяет рассчитать координаты и ориентацию текущего местоположения объекта.

Также сочетание значений признаков XT, которые находятся в ходе правильного решения задачи, является уникальным в том смысле, что не повторяется нигде больше на рабочем участке местности объекта. Это позволяет в принципе отказаться от использования дополнительных средств, таких как техническое зрение, с помощью которых необходимо устанавливать факт нахождения объекта на дороге, записанной в ЦКД [3].

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Кружилов И.С. Метооды и программные средства повышения эффективности распознавания групп звёзд в автономной астронавигации. Дисс. канд. техн. наук. М.: ГОУ ВПО «Московский энергетический институт (технический университет)», 2010. 141 с.
- Szeliski, R Computer Vision: Algorithms and Applications/ 2nd edition / Richard Szeliski electronic draft. https://szeliski.org/Book (дата обращения: 15.03.2023).
- 3. Шолохов А.В. Зависимость точности координат автомобильной навигационной системы от допусков / А.В. Шолохов, Р.Н. Садеков // Измерительная техника. 2014. №6. С. 21-24..

N.I. Kotov, S.B. Berkovich (Autonomous nonprofit organization «Institute of engineering physics», Serpukhov), A.V. Sholokhov (Moscow Aviation Institute (National Research University)). Finding the location and orientation of a terrain object by comparing data from a digital road map and a dead-reckoning system without its initial alignment

*Abstract.* The problem of finding the coordinates and azimuth of a terrain object is solved by comparing data from a digital road map and an autonomous navigation system. The peculiarity of the problem is that the initial coordinates and orientation are not included in the initial data of the navigation dead-reckoning algorithm, but are the result of solving the problem. Their knowledge allows you to calculate the coordinates and orientation of the current location of the object.

### В. А. ВАСИЛЬЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург)

# РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ГРУППОВОЙ НАВИГАЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЦИФРОВОЙ КАРТЫ РЕЛЬЕФА ДНА И БОРТОВЫХ ЭХОЛОТОВ

Исследуется задача позиционирования группы из двух морских подвижных объектов, с известными моделями движения, и информационного взаимодействия. Позиционирование осуществляется на основе показаний опорной навигационной системы ведущего объекта, корректируемой по разности показаний эхолотов и данных, снятых с цифровой карты глубин в точках предполагаемого местоположения объектов из группы. Задача коррекции формулируется в рамках байесовского подхода при этом рассматриваются разные модели погрешностей опорной навигационной системы и учитываются погрешности измерения пеленга и расстояния между объектами. Кратко описан, соответствующий приведенной постановке рекуррентный алгоритм решения задачи, основанный на последовательном методе Монте-Карло. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования, полученные с использованием специально разработанной моделирующей программы.

**Введение.** Для успешного решения большинства задач ставящихся перед автономными необитаемыми подводными аппаратами (АНПА), необходимо чтобы они могли определять свое местоположение в пространстве. Для АНПА большого радиуса действия задача позиционирования может быть решена с помощью высокоточных навигационных комплексов. Такое решение не всегда возможно за счет высокой стоимости и специфических условий эксплуатации таких систем. В последнее время на АНПА часто применяются навигационные системы (HC) с коррекцией по геофизическим полям (ГФП) [1-19]. Если рассматривать задачу позиционирования группы АНПА, элементы которой, обладают информацией о взаимном относительном местоположении в пространстве и способны обмениваться показаниями своих датчиков ГФП в реальном времени, то актуальным становится вопрос комплексирования этих данных показаний HC ведущего аппарата.

Целью работы является анализ эффективности привлечения показаний датчика поля и данных о дальности и пеленге на ведомый АНПА для решения задачи коррекции НС ведущего АНПА по карте поля глубин. В качестве критерия эффективности выступают минимальные значения радиальных среднеквадратических погрешностей, получаемых в ходе решения задачи коррекции. Структура доклада следующая, сначала описывается постановка задачи и используемые модели, затем - условия моделирования, а в заключительной части приводятся выводы.

Постановка задачи и используемые модели. Рассматривается задача позиционирования группы из ведущего и ведомого АНПА. Предполагается, что объекты движутся на одной глубине параллельными курсами с одинаковыми постоянными скоростями, т.е. можно считать, что задача решается на плоскости. На ведущем АНПА установлена опорная HC, показания которой  $y_i^{NS} = X_i + \delta x_i^{NS}$  представляются в виде суммы, истинных прямоугольных координат  $X_i = \left(X_i^{(1)} \quad X_i^{(2)}\right)^T$ , привязанных к карте глубин, и погрешностей HC  $\delta x_i^{NS} = \left(\delta x_i^{NS(1)} \quad \delta x_i^{NS(2)}\right)^T$ . В докладе будут рассмотрены два вида моделей погрешностей HC – постоянная  $\delta x_i^{NS} = \delta x_{i-1}^{NS} = \delta x_0^{NS}$  и изменчивая, которая будет описана ниже. На ведущем АНПА производятся измерения глубины  $y_i^{H_1}$  с той же дискретностью  $\Delta t$ , с которой поступают данные от опорной HC. Также ведущему объекту с интервалом  $\Delta t$  передаются показания эхолота ведомого  $y_i^{H_2}$ . Задержи и перебои связи не учитываются. Глубина погружения аппаратов считается измеренное значение дальности между объектами  $y_i^r$  и значение истинного пеленга  $y_i^{\psi}$  на ведомый объект. Опорная HC может корректироваться по полю глубин с помощью цифровой карты и показаний

бортового эхолота, а также с привлечением дополнительных измерений глубин, передаваемых с ведомого АНПА с учетом измеренной дальности и истинного пеленга.

Модели измерений глубин (показаний эхолотов) для ведущего и ведомого АНПА записываются с помощью следующих равенств:

$$y_i^{H_1} = \phi^k \left( X_i \right) + x_i^{\Sigma_1} + v_i^{(1)}, \tag{1}$$

$$y_i^{H_2} = \phi^k \left( X_i + r \left[ \frac{\sin \psi}{\cos \psi} \right] \right) + x_i^{\Sigma_2} + v_i^{(2)}, \quad i = 1, \dots, N,$$
(2)

где  $v_i^{(1)}$ ,  $v_i^{(2)}$  независимые центрированные гауссовские дискретные белые шумы с известными одинаковыми дисперсиями  $\sigma_v^2$ ; *r* - истинное значение дальности между объектами;  $\psi$  - истинное значение пеленга на ведомый аппарат, значения *r* и  $\psi$  не меняются в течение всего времени движения;  $x_i^{\Sigma_1}$ ,  $x_i^{\Sigma_2}$  - суммарные погрешности карты и эхолотов ведущего и ведомого АНПА, представляющие собой значения двух независимых экспоненциально коррелированных процессов первого порядка  $x^{\Sigma_i}(t)$ , l = 1, 2 с корреляционными функциями  $k_l(\tau) = \sigma_{\Sigma_l}^2 e^{-|\tau|/\tau_k}$ , l = 1, 2, с известными дисперсиями  $\sigma_{\Sigma_l}^2$  и известными одинаковыми для обеих погрешностей интервалами корреляции  $\tau_K$ ;  $\phi^k(X_i)$  – функция, определяющая значение карты поля глубин в заданной точке, а истинные координаты местоположения объекта строятся на основе показаний опорной HC по формуле:

$$X_{i}^{(s)} = y_{i}^{NS(s)} - \delta x_{i}^{NS(s)}, \ s = 1, 2.$$
(3)

Модели измерения расстояния между объектами и истинного пеленга описываются следующими соотношениями:

$$y_i^r = r + v_i^r, \qquad y_i^{\Psi} = \Psi + v_i^{\Psi}, \qquad i = 1, ..., N$$
 (4)

где  $v_i^r$  и  $v_i^{\psi}$  погрешности измерения расстояния и истинного пеленга, представленные независимыми друг от друга центрированными гауссовскими дискретными белыми шумами с известными матрицами дисперсиями  $\sigma_{v_r}^2$  и  $\sigma_{v_{\psi}}^2$ ; неизвестные истинные пеленги и расстояния между объектами представляют собой реализации независимых друг от друга и от  $\Delta y_i^r$ ,  $\Delta y_i^{\psi}$  гауссовских случайных величин с известными мат. ожиданиями  $\overline{\psi}$ ,  $\overline{r}$  и дисперсиями  $\sigma_{w_i}^2$ ,  $\sigma_r^2$ .

Далее для погрешностей опорной HC рассматриваются 2 модели. Первая - представляет собой постоянную погрешность, описываемую как центрированный двумерный гауссовский случайный вектор с известной матрицей ковариаций  $P_0^{\delta NS} = diag(\sigma_{\Delta}^2, \sigma_{\Delta}^2)$ . Вторая соответствует упрощенной модели погрешности системы счисления пути которая может быть описана с помощью формирующего фильтра:

$$\begin{cases} \delta \dot{x}^{NS(s)} = \delta V^{NS(s)}, \\ \delta \dot{V}^{NS(s)} = q^{(s)} w^{(s)}, \end{cases}$$
(5)

где s = 1, 2,  $w^{(1)}$ ,  $w^{(2)}$  - независимые друг от друга и от случайных процессов  $\delta x^{NS(1)}(t)$ ,  $\delta V^{NS(1)}(t)$ ,  $\delta x^{NS(2)}(t)$ ,  $\delta V^{NS(2)}(t)$ ,  $\delta V^{NS(2)}(t)$ , белые шумы единичной интенсивности,  $q^{(1)}$ ,  $q^{(2)}$  - известные параметры. Вектор погрешностей НС  $x^{NS}(t)$  в начальный момент времени

$$x^{NS}(0) = \left(\delta x^{NS(1)}(0), \delta V^{NS(1)}(0), \delta x^{NS(2)}(0), \delta V^{NS(2)}(0)\right)^{T}$$
 представляет собой центрированный гауссовский случайный вектор с известной матрицей ковариации  $P_0^{NS}$ . Матрица ковариации век-

тора погрешностей НС  $x_0^{NS} = \left(\delta x_0^{NS(1)}, \delta V_0^{NS(1)}, \delta x_0^{NS(2)}, \delta V_0^{NS(2)}\right)^T$  в начальный момент времени описывается следующим соотношением:

$$P_0^{NS} = diag\left(\sigma_{\Delta}^2, \sigma_{\delta V}^2, \sigma_{\Delta}^2, \sigma_{\delta V}^2\right), \tag{6}$$

где  $\sigma_{\Delta}$ ,  $\sigma_{\delta V}$ , известные СКО соответствующих компонент вектора погрешностей НС ( $\delta x_0^{NS(1)}$ ,  $\delta x_0^{NS(2)}$  и  $\delta V_0^{NS(1)}$ ,  $\delta V_0^{NS(2)}$ , соответственно). В случае, когда погрешность НС постоянна, вектор погрешностей представляется в виде  $x_0^{NS} = \delta x_0^{NS}$ , а его матрица ковариаций  $P_0^{NS}$  совпадает с  $P_0^{\delta NS}$ 

Введем полный вектор состояния  $x_i^C = \left[ \left( x_i^{NS} \right)^T r \ \psi \ x_i^{\Sigma_1} \ x_i^{\Sigma_2} \right]^T$ , и применим процедуру дискретизации [20] к случайному процессу, задаваемому уравнениями (5), и к процессам  $x^{\Sigma_l}(t)$ , l = 1, 2 с определенным интервалом  $\Delta t$ . Таким образом, задача коррекции опорной HC с привлечением дополнительных измерений глубины, передаваемых с ведомого АНПА с учетом измеренной дальности и истинного пеленга, сводится к нелинейной задаче оценивания случайного вектора

$$x_{i}^{C} = \Phi_{i}^{C} x_{i-1}^{C} + \Gamma_{i}^{C} w_{i}^{C} , \qquad (7)$$

по измерениям

$$y_i^C = h_i^C \left( x_i^C \right) + v_i^C , \qquad (8)$$

где  $\Phi_i^C$ ,  $\Gamma_i^C$  формируются с учетом (5),  $y_i^C = \begin{bmatrix} y_i^r & y_i^{\psi} & y_i^{H_1} & y_i^{H_2} \end{bmatrix}^T$ , вектор шумов измерений  $v_i^C = \begin{bmatrix} \Delta y_i^r & \Delta y_i^{\psi} & v_i^{(1)} & v_i^{(2)} \end{bmatrix}^T$ ,  $h_i^C \begin{pmatrix} x_i^C \end{pmatrix}$  - нелинейная вектор функция строящаяся на основе со-отношений (1)-(4) следующем в виде

$$h_{i}^{C}\left(x_{i}^{C}\right) = \begin{bmatrix} r \\ \Psi \\ \phi^{k}\left(X_{i}\right) + x_{i}^{\Sigma_{1}} \\ \phi^{k}\left(X_{i} + r\begin{bmatrix}\sin\psi\\\cos\psi\end{bmatrix}\right) + x_{i}^{\Sigma_{2}} \end{bmatrix}.$$
(9)

Также рассмотрим «традиционную» задачу коррекции опорной НС только с использованием измерений бортового эхолота (1) без привлечения дополнительных измерений. Она сводится к задаче оценивания аналогичной задаче (7)-(8), с полным вектором состояния  $x_i^A = \left[ \left( x_i^{NS} \right)^T \quad x_i^{\Sigma_1} \right]^T$  и одномерной нелинейной функцией измерений  $h_i^A \left( x_i^A \right) = \phi^k \left( X_i \right) + x_i^{\Sigma_1}$  [7]. Следует отметить, что постановка задачи (7)-(8) при постоянном характере погрешностей НС и при нулевых дисперсиях  $\sigma_{\nu_r}^2$  и  $\sigma_{\nu_y}^2$  является частным случаем задачи описанной в работе [3], но из-за наличия неопределенностей в измерениях пеленга и дальностей между АНПА алгоритм решения на основе метода сеток из [3] не рационально применять к рассматриваемой задаче коррекции.

**Моделирование.** Основные параметры моделей погрешности HC, модели суммарных погрешностей карт и датчиков поля и моделей измерения расстояния между объектами и истинного пеленга приведены в таблицах 1, 2 и 3. Истинная траектория движения ведущего объекта представлена на рисунке 2. Интервал дискретизации составлял  $\Delta t = 1$  с, скорость движения объектов – 50 узлов, время проведения обсервации - 630 с. Карта поля рельефа дна строилась при помощи модели ЕТОРО1 [21]. Средний модуль градиента глубины на моделируемом участке составлял 5.3 м/км, а максимальное значение – 19.6 м/км.

Таблица 1

Параметры погрешностей опорной НС до начала решения задачи коррекции

Постоянная составляющая погрешности НС	Изменчивая составляющая погрешности НС			
$\sigma_{\Delta}$	$\sigma_v$	$q^{(1)}=q^{(2)}$		
1 км	0,25 м/с	0,001 м/с <sup>2</sup>		

Таблица 2

Параметры суммарной погрешности карты и эхолотов

$\mathbf{\sigma}_{\mathbf{\Sigma}(1)} = \mathbf{\sigma}_{\mathbf{\Sigma}(2)} = \mathbf{\sigma}_{\mathbf{\Sigma}} = \mathbf{\sigma}_{h}$	$\sigma_{_{v}}$	$lpha_{\eta}$		
10 м	0,1 м	1/120 c <sup>-1</sup>		

#### Таблица 3

Параметры моделей измерения расстояния между объектами и истинного пеленга на ведомый объект

$\overline{r}$	$\sigma_r$	$\sigma_{v_r}$	$\overline{\Psi}$	$\sigma_{_{\psi}}$	$\sigma_{v_{\psi}}$	
1,5 км	0,4 км	0,07 км	1,5 рад	0,2 рад	0,018 рад	

Задачи оценивания (7)-(8) и «традиционная» задача коррекции опорной НС могут быть решены с помощью алгоритма на основе последовательного метода Монте-Карло с использованием процедуры интегрирования по части переменных и процедуры перевыборки, описанного в работах [14-15]. Опираясь на эти работы, был разработан соответствующий рекуррентный алгоритм, решения задачи коррекции позволяющий учесть погрешности опорной НС, сложный характер суммарной погрешности карты и измерителя поля глубин и неопределенности в измерениях пеленга и расстояния между АНПА. Учет сложного характера погрешности карты и измерителя отличает построенный алгоритм коррекции от алгоритма, предложенного в работе [8].



Рис. 1. Схема изолиний рельефа дна и траектория движения объекта (зеленая линия)

Было проведено моделирование, выполненное в соответствии с процедурой, описанной в [22], при котором вычислялись матрицы ковариации соответствующие действительные и расчетные характеристики точности оценивания полного вектора состояния для каждой из задач оценивания, на основе которых строились расчетный и действительный эллипсы погрешности и радиальные погрешности (РП) оценивания координат (в км). Число реализаций алгоритма коррекции при осреднении равнялось 500, число частиц, используемых при реализации последовательного метода Монте-Карло, равнялось 30000.

В таблице 4 приведены значения ради-

альной погрешности для рассматриваемых задач коррекции при различных моделях погрешностей опорной HC.

Таблица 4

	Постоянная модел	ь погрешности НС	Изменчивая модель погрешности НС			
Измерение Без комплексирования С комплексиро данных 2ого АНПА данных 2ого А Действ. / Расчетная Действ. / Расч РП (км) РП (км)		С комплексированием данных 2ого АНПА Действ. / Расчетная РП (км)	Без комплексирования данных 20го АНПА Действ. / Расчетная РП (км)	С комплексированием данных 2ого АНПА Действ. / Расчетная РП (км)		
1	1,44 / 1,42	1,43 / 1,43	1,43 / 1,41	1,42 / 1,40		
100	1,28 / 1,27	1,02 / 1,05	1,14 / 1,12	1,02 / 1,00		
200	1,24/ 1,21	0,88 / 0,87	1,13/ 1,11	0,97 / 0,96		
300	1,13 / 1,12	0,81 / 0,79	1,05 / 1,06	0,90 / 0,87		
400	1,01 / 1,03	0,70 / 0,67	1,02 / 1,01	0,83 / 0,78		
500	1,00 / 0,97	0,62 / 0,59	1,03 / 1,00	0,79 / 0,75		
600	0,89 / 0,87	0,46 / 0,43	0,96 / 0,97	0,71 / 0,69		

n									
Ралиальные пог	решности оп	пелепения ко	оплинят.	получе	нные в х	оле ре	ешения 🤉	хялячи ко	пекнии
I administration for more	pennicern on	реденения ко	opginner,	moony no	mindle D A	оде р	cincinn,	лада на ко	penum

Полученные при моделировании действительная и расчётная характеристики точности позволяют оценить эффективность использования комплексирования измерений от двух объектов в задаче коррекции опорной HC. Если погрешность опорной HC постоянна, то радиальные погрешности с использованием показаний глубины ведомого аппарата на 50% меньше, погрешностей, достигаемых без комплексирования. Если погрешность HC нарастает со временем, то использование комплексирования дает примерно 30% выигрыш в точности. При этом наблюдается состоятельность используемого алгоритма.

**Выводы.** Разработана модификация рекуррентного алгоритма на основе последовательного метода Монте-Карло с использованием процедуры интегрирования по части переменных и процедуры перевыборки, направленных на решение задачи коррекции по геофизическим полям опорной HC группы из ведущего и ведомого АНПА в упрощенной постановке. Разработано программное обеспечение, позволяющее: моделировать показания опорной HC; показания эхолотов и датчиков взаимного расположения группы из двух АНПА, при прохождении по полигону, для которого построена цифровая карта глубин; решать задачу коррекции опорной HC с привлечением дополнительных измерений глубин, передаваемых с ведомого АНПА с учетом измеренной дальности и истинного пеленга. Проиллюстрирована эффективность привлечения дополнительных измерений с учетом неопределенностей в измерения пеленга и расстояния между АНПА. Разработанное программное обеспечение и опробованная методика оценки эффективности решения упрощенной задачи коррекции опорной HC по геофизическим полям пруппы из ведущего и ведомого АНПА, могут быть использованы для дальнейших исследований задачи групповой навигации АНПА по геофизическим полям, в том числе и при длительном характере ее решения.

## Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда №23-19-00626, https://rscf.ru/project/23-19-00626/

## ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Белоглазов И.Н. Джанджгава Г.И. Чигин Г.П.** Основы навигации по геофизическим полям. М.: Наука. 1985. 328 с.
- Степанов О.А. Методы оценки потенциальной точности в корреляционно-экстремальных навигационных системах. Аналитический обзор / Санкт-Петербург, 1993
- 3. Степанов О.А. Оптимальное решение задачи уточнения координат объекта в корреляционно-экстремальных системах навигации при использовании информации о поле в виде кадра. *Автометрия*. 1994. № 2, С. 18-27.
- Carreno, S., Wilson, P., Ridao, P., and Petillot Y. A survey on Terrain Based Navigation for AUVs, OCEANS 2010 MTS/IEEE Seattle, Sep. 2010, pp. 1–7.
- 5. **Торопов А.Б., Степанов О.А.** Использование последовательных методов Монте-Карло в задаче корреляционно-экстремальной навигации. Изв. вузов. Приборостроение. 2010. №53(10). С. 49–54.
- 6. Paull, L., Saeedi, S., Seto, M., and Li, H. AUV Navigation and Localization: A Review, *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, Jan. 2014, vol. 39, no. 1, pp. 131–149.
- Степанов О.А., Торопов А.Б. Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации. Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления. М.: Институт проблем управления имени В.А. Трапезникова РАН. 2014. С. 3324-3337.
- 8. Teck T.Y., Chitre M. and Hover F.S. Collaborative Bathymetry-based Localization of a Team of Autonomous Underwater Vehicles *Proc. 2014 IEEE International Conference on Robotics & Automation (ICRA)* pp. 2475-2481, DOI:978-1-4799-3684-7/14.
- 9. Степанов О.А., Торопов А.Б. Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч. 2. Современные тенденции развития. *Гироскопия и навигация*. 2015. Т. 23. Вып. 4. С. 147–159.
- Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / Под. общей редакцией В.Г. Пешехонова, редактор О.А. Степанов. Санкт-Петербург: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.
- 11. **Сазонова Т.В., Шелагурова М.С.** Геоинформация в комплексах бортового оборудования летательных аппаратов. М: Научтехлитиздат, 2018. 145 с.
- 12. Джанджгава Г.И., Августов Л.И. Навигация по геополям. Москва: Научтехлитиздат, 2018. 296 с
- 13. Носов А.С., Васильев В.А. Анализ эффективности алгоритма комплексной обработки измерений в задаче уточнения координат с использованием датчика и карты поля. XXI Конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». Сборник материалов. 2019.
- 14. Васильев В.А., Торопов А.Б. Применение процедуры перевыборки в фильтре частиц для коррекции показаний навигационной системы с использованием карт геофизических полей XXI Конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». Сборник материалов. 2019.
- 15. Васильев В.А. Сравнительный анализ двух алгоритмов нелинейного оценивания основанных на методе Монте-Карло в задаче навигации по геофизическим полям *Университет ИТМО: Сборник трудов VIII Конгресса молодых ученых.* Том 3. 2019. С. 14–19.
- Степанов О.А., Носов А.С., Торопов А.Б. О классификации алгоритмов решения задачи навигации по геофизическим полям. XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. 2020. С. 326–336.
- 17. Ююкин И.В. Корреляционно-экстремальная навигация по геофизическим полям на основе использования сплайновой технологии. Вестник государственного университета морского и речного флота им. Адмирала С.О. Макарова. 2021. Т. 13. № 4. С. 504-517.
- 18. Дунаевская К.В., Киселев Л.В., Костоусов В.Б. Исследование метода вычисления текущей характеристики точности в задаче навигации по картам геофизических полей. Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №1 (112). С. 52–69.
- 19. Ююкин И.В. Перспективная магнитная навигация с использованием метода сплайн-функций для оптимального формирования эталона картографирования. Вестник государственного университета морского и речного флота им. Адмирала С.О. Макарова. 2022. Т. 14. № 4. С. 519-534.
- 20. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012, 417 с.
- Amante C., Eakins B.W. ETOPO1 1 Arc Minute Global Relief Model: Procedures, Data Sources and Analysis. NO-AA Technical Memorandum NESDIS NGDC-24. Boulder, Colorado: National Geophysical Data Center, NOAA. 2009. 19 p. DOI: 10.7289/V5C8276M.
- 22. Степанов О.А., Исаев А.М. Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования. Гироскопия и навигация. 2023. Т. 31. №3 (122). С. 48-65.

V.A.Vasilev (State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, State Electrotechnical University "LETI", Saint-Petersburg). Problem of the Cooperative Navigation Using a Digital Bottom Relief Map and On-Board Echo Sounders

*Abstract.* The report examines a simplified problem of positioning a group of two marine mobile objects, with known movement patterns, and information interaction. Positioning is carried out based on the readings of the reference navigation system of the leading object, adjusted by the difference in the readings of echo sounders and data taken from a digital depth map at the points of the expected location of objects from the group. The correction problem is considered within the framework of the Bayesian approach, taking into account the variable nature of the errors of the reference navigation system, represented as the sum of constant and variable components.

### М.О. БАБЕНКО (ВНИИФТРИ», Московская область, п. Менделеево)

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ И ЛАБОРАТОРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРОТОТИПА ИЗМЕРИТЕЛЯ ВТОРОЙ ПРОИЗВОДНОЙ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА НА КРУТИЛЬНЫХ ВЕСАХ

В работе представлено описание принципа работы прототипа измерителя второй производной гравитационного потенциала на крутильных весах. Описан принцип функционирования системы регистрации, примененной в прототипе. Предложен способ создания калибровочного воздействия и приведены экспериментальные данные, подтверждения работоспособность изготовленного прототипа.

Введение: Измерение второй производной потенциала силы тяжести позволяет изучать аномальное поле силы тяжести Земли. Вторая производная гравитационного потенциала описывается тензором второго ранга с пятью независимыми компонентами. Измерители второй производной гравитационного потенциала (ИВП) измеряет неоднородности гравитационного поля с помощью подвижной массы на упругом подвесе, фиксируя её вращение или смещение. Первый ИВП был изобретен Р. Этвешем в 1896 году. Приборы такого типа производились в разных странах, достигая точности 1 Э, но были громоздкими и требовали специальных условий для измерений, что сильно усложнило их применение при проведении полевых работ. В данной работе приведён способ поиска компонент посредством наблюдения за крутильными весами и методы, которые позволят создать прибор, который был бы лишен описанных выше недостатков.

Величина второй производной потенциала силы тяжести характеризует изменение величины ускорения свободного падения между двумя близкими точками в пространстве. Она описывается тензором второго ранга  $V_{ij}$ 

$$V_{ij} = -\partial_{ij}^2 V(x, y, z) \tag{1}$$

где i, j = (x, y, z) – векторы декартовой системы координат, а V(x, y, z) - потенциал силы тяжести.

Компонента тензора  $V_{ij}$  равняется изменению проекции силы тяжести на вектор і при смещении на малое расстояние вдоль вектора j. Обычно измеряется внесистемной единицей этвеш (Э), которая численно равняется  $1*10^{-9}$  с<sup>-2</sup>.

Чувствительный элемент ИВП (Рис. 1.) представляет собой горизонтальное коромысло К, несущее две малогабаритные точечные массы А и В, разнесенные по горизонтали и вертикали. Коромысло закреплено на тонком подвесе С, который выступает в качестве торсиона малой жесткости.



Рис. 1. Крутильные весы градинетометра

Под действием гравитационного поля коромысло занимает такое положение, что прямая, проходящая через центр тяжести тела из двух масс и точку подвеса, совпадает с направлением силы тяжести. Находясь в гравитационном поле с ненулевым значением второй производной гравитационного потенциала, тело начинает испытывать действие момента сил.

Пусть потенциал силы тяжести равен V. Тогда момент сил, и тогда на тело относительно оси подвеса начинает действовать момент сил:

$$\Gamma = (V_{yy} - V_{xx}) \int xydm + V_{xy} \int (x^2 - y^2)dm + V_{yz} \int xzdm - V_{xz} \int yzdm$$
(2)

Этот момент сил заставляет чувствительный элемент из двух масс менять свое местоположение. Измеряя эти перемещения, можно вычислить момент сил. Проведя измерения на нескольких азимутах, можно составить систему линейных уравнений, из которых вычисляются компоненты градиента силы тяжести.

Если коромысло находится в неподвижном состоянии, то этот момент сил можно приравнять к силе упругости, возникающей при деформации подвеса:

$$\Gamma = \tau \theta \tag{3}$$

где где т – коэффициент крутильной жесткости полвеса, 
θ – угол поворота коромысла относительно нулевого положения.

В уравнение (2) входит всего шесть неизвестных, подлежащих определению,5 компонентов второй производной  $V_{xx}$ ,  $V_{yy}$ ,  $V_{xz}$ ,  $V_{yz}$  и угол  $\theta_0$  нулевого положения коромысла. Их можно найти, составив систему из шести линейных уравнений. Такую систему можно составить, произведя шесть измерений, ориентировав ИВП под шестью различными углами. Далее такие углы будут называться азимутами измерения, которые обозначается буквой  $\alpha$  и равны углу между осью Ох и плечом коромысла, на котором закреплен груз В.

Был изготовлен прототип ИВП. На рисунке 2 изображена его структурная схема. В качестве чувствительной массы выступил латунный стержень, подвешенный на тонкой нити из вольфрамового сплава. Оптическая система макета состоит из диодного лазера, системы зеркал и фотоматрицы.



Рис 2. Схематичное изображение прототипа ИВП. ЧМ – чувствительная масса, М – матрица, Л – лазер, 1 – нить

Система съёма в описываемом прототипе работает по следующему принципу: узкий пучок света формируется при помощи лазерного диода. Далее он отражается от плоского зеркала, зафиксированного в центре коромысла, после чего попадает на плоскость светочувствительной матрицы. При помощи программного обеспечения, получаемое изображение обрабатывается, что позволяет определить смещение светового пучка и рассчитать смещение чувствительного элемента. В работе приведены результаты лабораторных испытаний, сутью которых являлось наблюдение за показаниями прототипа прибора при изменении гравитационного градиента в пространстве. Для создания калибровочного воздействия использовался массивный куб из сплава вольфрама массой около 18.5 кг. Прототип был неподвижно закреплен, а пробная масса перемещалась при помощи линейного актуатора. Полученные экспериментально данные сравнивались со смоделированным математически воздействием производилось путем численного интегрирования.

**Вывод:** в результате проделанной работы был создан прототип и продемонстрировано, что при помощи него можно проводить измерения с точностью, не превосходящей системы, выпускаемые ранее. Однако использование ПО цифровой обработки сигнала позволило сократить время измерений. Продемонстрированные принципы были подтверждены экспериментально, что дает основания использовать их в дальнейшем.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Юзефович, А. П.** Поле силы тяжести и его изучение: учеб. пособие / А. П. Юзефович .— Москва : Изд-во МИИГАиК, 2014 .— 193 с. : ил. ISBN 978-5-91188-051-4
- 2. Миронов В.С. Курс гравиметрии. Л.: Недра, 1980. 543 с.
- 3. Гупта Харш К. Encyclopedia of Solid Earth Geophysics/Энциклопедия по геофизике Земли Springer, 2011 г., 1578 стр., ISBN: 978-90-481-8701-0
- 4. **Мудрецова Е.А., Федынский В.В.** Гравиразведка. Справочник геофизика Недра, Москва, 1968 г., 512 стр., УДК: 550.831
- 5. Zoltan Szabo The history of the 125 year old Eotvos torsion balance Acta Geodaetica et Geophysica Volume 51, pages 273–293, (2016) DOI:10.1007/s40328-015-0126-4
- Dan DiFrancesco, Thomas Meyer, Asbjorn Christensen and Desmond FitzGerald Gravity Gradiometry Today and Tomorrow // 11th SAGA Biennial Technical Meeting and Exhibition, Sep 2009, cp-241-00018 https://doi.org/10.3997/2214-4609-pdb.241.difrancesco\_paper1
- Xiang Hu, Ye Yu, Jun Liu, Rong Jiang A torsion balance device for measuring the gravity gradient // Journal of Physics Conference Series 1065(4):042058 DOI:10.1088/1742-6596/1065/4/042058
- 8. Sándor Laky Test measurements by Eötvös torsion balance and gravimeters // Periodica Polytechnica Civil Engineering 53(2):75 DOI:10.3311/pp.ci.2009-2.03

#### M.O. Babenko (FSUE VNIIFTRI, Mendeleevo, Russia). Prototype Meter of the Second Derivative of Gravitational Potential on Torsion Balance: Development and Laboratory Testing Results

*Abstract.* The paper presents a description of the operating principle of a prototype gravitational potential second derivative meter based on a torsion balance. The functioning principle of the registration system used in the prototype is described. A method for creating a calibration effect is proposed, and experimental data confirming the operability of the manufactured prototype are provided.

#### Г.В. ОСИПЕНКО, М.С. АЛЕЙНИКОВ, Ю.В. ПАШКОВА (ВНИИФТРИ, п. Менделеево)

## АТОМНЫЙ ИНТЕРФЕРОМЕТР НА ХОЛОДНЫХ АТОМАХ РУБИДИЯ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ АБСОЛЮТНОГО ЗНАЧЕНИЯ УСКОРЕНИЯ СВОБОДНОГО ПАДЕНИЯ

Разработка квантовых сенсоров, основанных на технике интерферометрии охлажденных атомов, является одной из перспективных задач современной метрологии. Одним из примеров таких сенсоров является атомный интерферометр, который находит свое применение в различных задачах исследования гравитационного поля Земли, георазведки и фундаментальной науки [1-4].

Введение. Измерение гравитационного поля Земли имеет большое значение для решения широкого круга научных и прикладных задач. Например, оно находит применение в таких областях как: изучение физических свойств Земли и ее внутреннего строения, построение карты гравитационного поля Земли, развитие бесспутниковой навигации, мониторинг окружающей среды, поиск и разведка полезных ископаемых, а также во многих других областях. В связи с этим, разработка более точных методов измерения гравитации является актуальной задачей для науки и техники. В последнее время развитие гравиметрии связано с внедрением квантовых технологий, использующих интерференцию ультрахолодных атомов. Это позволит в ближайшем будущем повысить точность и чувствительность измерений на несколько порядков по сравнению с классическими аналогами, такими как лазерные баллистические гравиметры и гравиметры крутильного типа. Настоящий доклад посвящен описанию ключевых узлов атомного интерферометра(АИ), разрабатываемого во ВНИИФТРИ, а также представлены последние результаты по интерферометрии холодных атомов.

Схема работы АИ. Современные абсолютные баллистические гравиметры используют лазерные интерферометры, чтобы измерять положение движущейся массы в пространстве. Эти устройства позволяют определить изменение расстояния до объекта с точностью до доли длины волны света по сигналу интерференции лазерного излучения. Одним из возможных способов улучшения метрологических характеристик интерферометра является уменьшение длины волны используемого электромагнитного излучения. Однако длины волн видимого света лежат в относительно узком диапазоне 400-800 нм, ниже которого находятся ультрафиолетовые и рентгеновские диапазоны излучения. Создание когерентных источников излучения в этих диапазонах является сложной задачей [5]. Однако существует альтернатива лазерному интерферометру. Как известно, любые частицы, в том числе и те атомы, которые составляют движущуюся в баллистическом гравиметре массу, обладают волновыми свойствами и, соответственно, при определенных условиях способны интерферировать. Длина волны волнового пакета (длина волны де Бройля), соответствующего тяжелой частице, равна  $\lambda = \frac{h}{mv}$ , где  $h = 2\pi\hbar$  – постоянная Планка, *т* – масса частицы, а *v* – скорость волны. Чем меньше скорость атома, тем больше длина волны. Тем не менее даже для атомов, охлажденных до температур порядка  $10^{-3}$  K и, соответственно, имеющих среднюю тепловую скорость  $v \approx 1$  м/с, длина волны Де Бройля оказывается существенно меньшей, чем длина волны света: так, у наиболее часто используемого в экспериментах по лазерному охлаждению атома рубидия при скорости 1 м/с она равна 4,5 нм.

АИ представляет собой вертикальную вакуумную камеру, снабженную окнами для охлаждающих, рамановских и детектирующих лучей. В стандартной конфигурации АИ камера магнитооптической ловушки находится сверху. Облако атомов собирается в ее центре, после чего охлаждающие лучи и магнитные поля выключаются и атомы начинают свободное падение. В начале и в конце процесса падения они подвергаются действию рамановского  $\pi/2$ -импульса, а когда достигают средней точки –  $\pi$ -импульса. Конфигурация «фонтан») отличается тем, что магнитооптическая ловушка находится внизу и по окончании процесса охлаждения атомы «подбрасываются» вверх. Для этого вводится ненулевая отстройка частоты лучей, направленных вниз, относительно лучей, направленных вверх, так что образованная ими стоячая волна начинает двигаться вверх со скоростью несколько метров в секунду. Атомы при этом продолжают охлаждаться, но уже в движущейся системе координат, так что разрушения распределения по скоростям не происходит. По окончании охлаждения атомы приготавливаются в определенном внутреннем состоянии. Это достигается определенной последовательностью выключения лучей охлаждения и перекачки, а также применением дополнительных лучей, «сдувающих» в сторону все атомы кроме тех, которые находятся в нужном состоянии. Все используемые лазеры должны быть стабилизированы по атомным переходам или привязаны по частоте к стабилизированным лазерам. Все манипуляции с их частотами и амплитудами производятся посредством акусто- и электрооптических модуляторов. Взаимодействие с -импульсом в геометрии «фонтана» происходит в верхней точке траектории, а зона детектирования может быть расположена как выше, так и ниже магнитооптической ловушки. Лазеры, генерирующие рамановские частоты, должны быть стабилизированы по фазе относительно друг друга. Для этого их разностная частота привязывается к частоте сверхстабильного генератора (атомного стандарта частоты), имеющего частоту ~6834 МГц, или используется широкополосный электрооптический модулятор. Чтобы компенсировать допплеровский сдвиг резонансной частоты ускоряющихся атомов, разностная частота должна изменяться по времени по линейному закону, при точном соответствии скорости изменения частоты ускорению атомов набег фазы АИ равен нулю.

Результаты. Нами был реализован макет первого в России АИ на холодных атомах рубидия для измерения абсолютного значения ускорения свободного падения. Была разработана и исследована лазерно-оптическая система, основанная на трех волоконных лазерах с частотным удвоением, позволяющая осуществить охлаждение и интерферометрическую последовательность, осуществляющую измерение ускорения свободного падения [5]. Показано, что разработанная система стабилизации частоты лазеров обеспечивает непрерывную работу АИ на интервалах времени больше 24 часов. С помощью метода измерения пролетного времени была получена оценка температуры облака холодных атомов, которая составила ~ 2,1 мкК. Данная температура является достаточно низкой для проведения измерений абсолютного значения ускорения свободного падения. Путем изменения длительности светового импульса, были получены осцилляции Раби населенностей атомных подуровней рубидия и найдена длительность импульса, которая обеспечивает максимальную эффективность работы интерферометра. Так же получена картина атомной интерференции в конфигурации трех импульсов.

Заключение. В докладе представлены последние результаты разработки АИ на холодных атомах рубидия для измерения абсолютного значения ускорения свободного падения. Представлена схема и основные принципы работы АИ а также первые результаты по атомной интерферометрии. Дальнейшие работы будут направлены на измерение абсолютного значения ускорения свободного падения, а также оценку основных метрологических характеристик, таких как чувствительность и точность измерений.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Stock M. Watt balance experiments for the determination of the Planck constant and the redefinition of the kilogram //Metrologia. – 2012. – T. 50. – №. 1. – C. R1.
- 2. Алейников М. С. и др. Перспективы разработки чувствительного атомного интерферометра на холодных атомах рубидия //Измерительная техника. – 2020. – №. 7. – С. 9-12.
- 3. Schmiedmayer J. et al Optics and interferometry with atoms and molecules //Atom Interferometry. Academic Press, 1997. C. 1-83.
- 4. Виноградов, В. А, К. А. Карпов, А. В. Турлапов. "КВАНТОВЫЕ ГРАВИМЕТРЫ НА УЛЬТРАХОЛОДНЫХ АТОМАХ." Альманах современной метрологии 4 (2020): 364-376.
- 5. Осипенко, Г. В., М. С. Алейников, and А. Г. Суховерская Стабилизация частоты лазера с отстройкой от атомного перехода методом спектроскопии с переносом модуляции //Измерительная техника. 2023. №. 1. С. 4-7.

G.V.Osipenko, M.S.Aleynikov, Ju.V. Pashkova (VNIIFTRI, Mendeleevo). Atomic interferometer based on rubidium cold atoms for the absolute measurments of the free falling gravitational acceleration

*Abstract.* The development of quantum sensors based on cold atomic interferometry technique is one of the most perspective problems in modern metrology. One of such sensors is atomic interferometer which finds it's applications in different fields of gravitational field research, geoprospecting and fundamental science [1-4].

#### Секция 6

# НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ МОРСКИХ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Г. В. КОНЮХОВ, А. И. МАШОШИН (АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург)

### АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ И ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕЛИ ПРИ МУЛЬТИСТАТИЧЕСКОЙ ГИДРОЛОКАЦИИ

В работе приведено описание алгоритма определения координат и параметров движения обнаруженного в процессе мультистатической гидролокации подводного объекта без учёта пространственной ориентации приёмника.

**Введение**. Одним из наиболее эффективных методов поиска подводных лодок (ПЛ) противника является применение противолодочной авиацией радиогидроакустической системы [1]. Метод состоит в постановке с противолодочного самолёта барьера из радиогидроакустических буёв (РГБ), перпендикулярного предполагаемой линии курса ПЛ. РГБ принимают гидроакустические сигналы и транслируют их на самолёт, где акустический процессор осуществляет совместную обработку сигналов, полученных от всех РГБ, в интересах обнаружения и классификации ПЛ.

Долгое время поиск ПЛ при помощи авиационной радиогидроакустической системы осуществлялся в пассивном режиме. Однако по мере снижения шумности ПЛ дистанция их обнаружения в пассивном режиме существенно сократилась, что привело к необходимости повышать плотность барьера и тем самым увеличивать материальные затраты на поиск.

В результате в последние десятилетия на первый план выдвинулся поиск ПЛ в активном причём мультистатическом режиме с применением ненаправленных активных и направленных пассивных РГБ.

В результате в последние десятилетия внимание специалистов стало сосредоточиваться на разработке методов поиска ПЛ в активном мультистатическом режиме с применением ненаправленных активных и направленных пассивных РГБ.

При переходе к мультистатическому режиму поиска более остро встала задача определения пространственной ориентации относительно географической системы координат свободно вращающейся вокруг вертикальной оси приемной антенны РГБ. Учитывая ограниченный объем внутри корпуса РГБ, в качестве аппаратуры определения направления приемной антенны используется простейший магнитный компас, обладающий низкой точностью определения направления, причём существенно зависящей от географической широты. В высоких широтах точность, обеспечиваемая магнитным компасом, становится неприемлемой.

Целью доклада является изложение разработанного авторами алгоритма определения координат и параметров движения обнаруженной ПЛ без аппаратуры определения направления приемной антенны пассивных РГБ (активные РГБ, являясь ненаправленными, в ориентации не нуждаются) в географической системе координат.

Описание алгоритма. Геометрия мультистатической (в данном случае бистатической) гидролокации приведена на рис.1. Текущие координаты излучателя и приёмника определяются по данным спутниковой навигационной системы и пересчитываются в местную декартовую систему координат с центром, совпадающим с местом приёмника. В местной системе координат ось Y направлена на север, а ось X – на восток,

Ненаправленный (всенаправленный) излучатель периодически излучает зондирующие сигналы (3С). На каждом цикле излучения направленный приёмник принимает 3С, измеряет направление  $\psi_{3C}$  и время  $t_{3C}$  приёма 3С, а также запоминает сам 3С  $U_{3C}(t)$ . Затем приёмник принимает эхосигнал (ЭС), отражённый от цели, измеряет направление  $\psi_{3C}$  и время  $t_{3C}$  приёма ЭС, а также запоминает сам 3С  $U_{3C}(t)$ .



Рис.1. Геометрия мультистатической (бистатической) гидролокации

Рис.2. Иллюстрация метода определения курсового угла цели

С использованием полученных данных определяются текущие координаты цели в пространстве. Это достигается следующим образом:

- вычисляются пеленг *P*<sub>изи</sub> и дистанция *R*<sub>ип</sub> излучателя относительно приёмника:

$$P_{u_{3n}} = \operatorname{arctg} \frac{X_{u_{3n}} - X_{np}}{Y_{u_{3n}} - Y_{np}},$$

$$R_{HII} = \sqrt{\left(X_{u_{3n}} - X_{np}\right)^{2} + \left(Y_{u_{3n}} - Y_{np}\right)^{2}},$$
(1)

где  $X_{np}, Y_{np}$  – координаты приёмника;  $X_{u_{33}}, Y_{u_{33}}$  – координаты излучателя;

- вычисляется пеленг цели относительно приёмника

$$P_{\mu} = P_{\mu_{33}} \pm \alpha , \qquad (2)$$

где  $\alpha = \psi_{3C} - \psi_{3C}$  – угол между направлениями приёма эхосигнала и зондирующего сигнала.

При этом предполагается, что приёмник на интервале между приёмом 3С и ЭС не изменил своей угловой ориентации, что соответствует действительности, поскольку интервал между приёмом 3С и ЭС не превышает единиц секунд, а экспериментально установлено, что при принятии соответствующих аппаратных решений (оборудование РГБ горизонтальным подводным демпфером в виде паруса из ткани) максимальная не учитываемая скорость вращения РГБ вокруг своей вертикальной оси не превышает единиц градусов в минуту. Кроме того, поворот РГБ на малом интервале времени может быть компенсирован при оборудовании антенны микромеханическими акселерометрами. Знак в правой части формулы (2) определяется, исходя из того, что на практике, как правило, известно, с какой стороны цель приближается к барьеру из РГБ;

вычисляется дистанция до цели относительно приёмника.

$$R_{IIII} = \frac{C_{36} \cdot \Delta t}{2} \cdot \frac{C_{36} \cdot \Delta t + 2 \cdot R_{IIII}}{C_{36} \cdot \Delta t + R_{IIII} \cdot (1 - \cos\alpha)}$$
(3)

где  $\Delta t = t_{\mathcal{PC}} - t_{\mathcal{3C}}$  – разность времён приёма эхосигнала и зондирующего сигнала;  $C_{\mathcal{3}_{6}}$  – скорость звука в воде.

Если осуществляется поиск ПЛ известного проекта и если разрешающая способность 3С по дальности не превышает единиц метров, определяются курс и скорость цели. Это реализуется следующим образом, проиллюстрированном на рис.2:

– определяется курсовой угол цели относительно приёмника  $q_{\Pi}$ , для чего вычисляется взаимно-корреляционная функция (ВКФ) ЗС и ЭС  $K(\tau)$ :

$$K(\tau) = \int_{0}^{T} U_{3C}(\tau - t) \cdot U_{3C}(t) dt, \qquad (4)$$

где  $T_{zs}$  – длительность 3С;  $\tau$  – аргумент взаимно-корреляционной функции; t – аргумент зондирующего и эхосигналов.

В ВКФ (показанной красным цветом на рис.2) выделяются узкополосные максимумы, обусловленные отражениями от характерных блестящих точек цели, и измеряются разности их абсцисс  $\Delta \tau_{ij}$  (т.е. запаздывания прихода на приёмник эхосигналов, отражённых от *i*-й и *j*-й блестящих точек - отражателей). В случае ПЛ характерными блестящими точками (отражателями) являются нос, рубка и кормовое оперение [2]. При известном проекте ПЛ расстояния  $\Delta r_{ij}$ между характерными *i*-й и *j*-й блестящими точками (отражателями) вдоль диаметральной плоскости известны. Поскольку относительные запаздывания прихода эхосигналов от отражателей во взаимно-корреляционной функции зависят от курсового угла цели относительно приёмника (что показано на рис.2), это позволяет определить курсовой угол цели относительно приёмника по формуле:

$$q_{II} = \pm \arccos\left(\frac{C_{36} \cdot \Delta \tau_{ij}}{\Delta r_{ij}}\right),\tag{5}$$

Для повышения точности используется разность  $\Delta \tau_{ij}$  между наиболее удалёнными друг от друга блестящими точками. Знак в правой части формулы (5) определяется по стороне изменения пеленга цели при излучении нескольких 3С;

- определяется курс цели *K*:

$$K = P_u \pm 180^\circ - q_{\Pi} \,, \tag{6}$$

- определяется скорость цели V, что достигается следующим образом:

о при мультистатической локации доплеровское преобразование спектра 3С в спектр ЭС имеет вид

$$G_{\mathcal{H}}(f) = k(f) \cdot G_{\mathcal{H}}(f \cdot D), \tag{7}$$

где  $G_{_{\mathcal{F}C}}(f)$  – комплексный спектр эхосигнала; k(f) – передаточная характеристика канала распространения ЗС от излучателя к приёмнику, величина которой не влияет на решаемую задачу;  $G_{_{\mathcal{F}C}}(f \cdot D)$  – комплексный спектр ЗС, преобразованный под воздействием эффекта Доплера; D – доплеровский параметр, определяемый по формуле

$$D = I - \frac{V \cdot \cos(q_{II}) + V \cdot \cos(q_{II})}{C_{_{36}}},$$
(8)

где  $q_{II}, q_{II}$  - курсовой угол цели относительно излучателя и приёмника соответственно;

Формула (8) показывает, что ЗС подвергается эффекту Доплера дважды: сначала при падении на цель под углом  $q_{\mu}$ , а затем при отражении от неё под углом  $q_{\mu}$ .

Величину доплеровского параметра *D* можно определить из следующего условия: корреляция ЭС и ЗС является максимальной, если ЭС и ЗС имеют идентичное доплеровское преобразование, определяемое по формуле (8). Для этого вычислим корреляцию ЭС и ЗС, преобразованного с использованием разных величин доплеровского параметра *D* перебираемых от 1 до  $1 + \frac{V_{\text{max}}}{C_{36}}$  (где  $V_{\text{max}}$  – максимально возможная скорость цели) с шагом  $\frac{1}{T_{zs} \cdot f_{zd}}$  ( $f_{zs}, T_{zs}$  – частота и

длительность 3С):

$$Kor(D) = \int_{f_1}^{f_2} G_{\mathcal{P}C}^*(f) \cdot G_{\mathcal{P}C}(f \cdot D) df , \qquad (9)$$

где f – частота;  $f_1, f_2$  – граничные частоты полосы частот 3С;  $G^*_{\mathcal{C}}(f)$  – сопряжённый комплексный спектр эхосигнала;  $G_{\mathcal{C}}(f \cdot D)$  – комплексный спектр 3С, преобразованный в соответствии с величиной доплеровского параметра D.

Определим величину доплеровского параметра D как соответствующую максимуму функции Kor(D).

Определив доплеровский параметр D, найдём из (8) скорость цели, учтя, что  $q_{II} = q_{II} + d$ :

$$V = \frac{C_{36} \cdot (I - D)}{2 \cdot \cos(q_{II}) \cdot \cos\left(\frac{d}{2}\right)},\tag{10}$$

Единственный неизвестный в (10) параметр *d* определяется из треугольника на рис.1 по теореме синусов:

$$d = \arcsin\left(\frac{R_{H\Pi}}{R_{H\Pi}} \cdot \sin(\alpha)\right) = \arcsin\left(\frac{R_{H\Pi}}{R_{H\Pi} - R_{\mu\Pi} + C_{_{36}} \cdot \Delta t} \cdot \sin(\alpha)\right).$$
(11)

Заключение. Разработанный алгоритм позволяет без определения угловой ориентации антенны приёмника в географической системе координат по данным одного цикла излучения ЗС определить пеленг цели, дистанцию, курс и скорость обнаруженной цели.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Бородавкин А.Н., Богомолов А.П., Дурнев И.Н., Титков И.В. Радиогидроакустические системы морской авиации. ВУНЦ ВМФ "Военно-морская академия". Санкт-Петербург. 2022. 287 с.
- 2. Чернов В.П. Характеристики гидролокационного отражения сложных подводных объектов по результатам физического моделирования // Гидроакустика. 2022. Вып. 51 (3). С.50-60.

G. V. Konyukhov, A.I. Mashoshin (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Algorithm for Determining the Target Coordinates and Motion Parameters in Multistatic Sound Ranging

*Abstract.* The paper describes an algorithm to determine the coordinates and motion parameters of an underwater object detected by multistatic sound ranging without account for the receiver attitude.

А. И. МАШОШИН, В. С. МЕЛЬКАНОВИЧ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

## МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ПОДВОДНЫХ ЛОДОК АВИАЦИОННЫМИ РАДИОГИДРОАКУСТИЧЕСКИМИ БУЯМИ В УСЛОВИЯХ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИБОРОВ ПОМЕХ

В работе путём моделирования оценивается эффективность обнаружения подводной лодки авиационными радиогидроакустическими буями с использованием адаптивных алгоритмов подавления помех в условиях гидроакустического противодействия путём постановки подводной лодкой приборов помех.

**Введение.** Одним из наиболее эффективных методов поиска подводных лодок (ПЛ) противника является применение противолодочной авиацией радиогидроакустической системы [1]. Метод состоит в постановке с противолодочного самолёта барьера из радиогидроакустических буёв (РГБ), перпендикулярного предполагаемой линии курса ПЛ. РГБ принимают гидроакустические сигналы и транслируют их на самолёт, где акустический процессор осуществляет совместную обработку сигналов, полученных от всех РГБ, в интересах обнаружения и классификации ПЛ.

Долгое время поиск ПЛ при помощи авиационной радиогидроакустической системы осуществлялся в пассивном режиме. Однако по мере снижения шумности ПЛ дистанция их обнаружения в пассивном режиме существенно сократилась, что привело к необходимости повышать плотность барьера и тем самым увеличивать материальные затраты на поиск.

В результате в последние десятилетия на первый план выдвинулся поиск в активном режиме, что потребовало в дополнение к пассивным создавать активные и активно-пассивные РГБ. Поиск в активном режиме может вестись в моностатическом режиме с использованием активнопассивных РГБ либо в мультистатическом режиме с применением активных и пассивных РГБ.

При этом следует заметить, что поиск в пассивном режиме тоже продолжает быть востребованным. Он применяется в обоснованных случаях.

ПЛ при помощи своей гидроакустики способна эффективно обнаруживать как сам противолодочный самолёт, так и факт постановки им барьера из РГБ, особенно если активные буи начали излучать зондирующие сигналы. В этом случае вполне естественно, что ПЛ применяет различные способы противодействия своему обнаружению. Далее мы рассмотрим только один способ – постановку подводной лодкой приборов помех (тех самых, что используются для отведения торпед), излучающих мощный шумовой сигнал, маскирующий на выходе приёмного тракта РГБ шум ПЛ и отражённый от неё эхосигнал.

Целью предлагаемой работы является оценка эффективности подавления сигналов, излучаемых приборами помех (ПП), с использованием известных адаптивных алгоритмов пространственной обработки сигналов на выходе многоэлементных антенн, способных подавлять сигналы локальных источников излучения, в качестве которых в рассматриваемой задаче выступают ПП. Оценка выполнялась путём имитационного моделирования. В качестве показателей эффективности оценивались минимальное угловое отстояние ПЛ от ПП на выходе приёмного тракта РГБ, при котором обнаруживалась ПЛ без применения и с применением адаптивных алгоритмов подавления шумов ПП.

Оценка эффективности подавления сигнала прибора помех при поиске ПЛ в пассивном режиме. Для выполнения оценки были выбраны 3 типовых адаптивных алгоритма [2,3]:

- компенсационный алгоритм;

- классический алгоритм Кейпона;

– алгоритм Кейпона с ограничением уровней старших собственных чисел корреляционной матрицы.

Для оценки выигрыша за счет использования адаптивных алгоритмов также моделировался неадаптивный алгоритм Бартлетта.

В качестве примера на рис.1 приведены результаты моделирования для отношения сигнал/шум (ОСШ) 3 дБ. В качестве порогового выходного отношения сигнал помеха (ОСП) для обнаружения ПЛ выбрана величина 3 дБ.



Рис.1. Зависимости выходного ОСП от углового отстояния ПЛ от ПП для неадаптивного алгоритма Бартлетта и трёх адаптивных алгоритмов при отношении сигнал/шум 3 дБ

Моделирование, проведённое при разных ОСШ, привело к следующим выводам:

1) Без применения алгоритмов подавления сигнала ПП (т.е. при использовании алгоритма Бартлетта) ПЛ обнаруживается только при входном ОСП, превышающем 6 дБ, и при угловом отстоянии ПЛ от ПП, превышающем 50°.

2) Наилучшим подавлением сигнала ПП обладает алгоритм Кейпона с ограничением уровня старших собственных чисел корреляционной матрицы. Близок к нему компенсационный алгоритм. Худшие результаты подавления ПП показывает классический алгоритм Кейпона.

3) Применение алгоритма Кейпона с ограничением уровня старших собственных чисел корреляционной матрицы в условиях постановки ПЛ прибора помех позволяет обнаруживать ПЛ при входном ОСП 0 дБ при её угловом отстоянии от ПП, начиная с 37°, при входном ОСП 3 дБ – начиная с 21°, при входном ОСП 6 дБ – начиная с 11°. Заметим, что ширина характеристики направленности антенны составляет 17°.

Оценка эффективности подавления сигнала прибора помех при поиске ПЛ в активном режиме. ПЛ, обнаружив барьер из РГБ, работающих в активном режиме, выставляет прибор помех, который излучает прицельную по частоте помеху, т.е. шум большого уровня в полосе излучения буями зондирующих сигналов, что препятствует обнаружению эхосигналов, отражённых от ПЛ.

Рассмотрим те же адаптивные алгоритмы, что и в случае поиска в пассивном режиме, с учётом следующих условий, которые накладывает применение активного режима:

1) все процедуры, связанные с подавлением локальных помех и обнаружением эхосигналов от ПЛ, должны выполняться на интервале длительности эхосигнала, который не превышает единиц секунд;

2) процедура подавления локальных помех не должна разрушать амплитудно-фазовую структуру эхосигнала, поскольку в противном случае его обнаружение будет затруднено;

3) приёмный тракт должен функционировать в частотном диапазоне приёма эхосигналов, причём одновременно в режимах шумопеленгования (для обнаружения сигналов ПП) и гидролокации (для обнаружения эхосигналов, отражённых от ПЛ).

Результаты моделирования приведены на рис.2. Рис.2а соответствует излучению тонального сигнала, рис.26 – ЛЧМ сигнала.

Из рассмотрения рис.2 можно сделать следующие выводы.

 При использовании тонального сигнала при всех угловых отстояниях наибольшую помехоустойчивость из трёх адаптивных алгоритмов демонстрирует компенсационный алгоритм. Он позволяет обнаруживать эхосигнал при меньших входных ОСП. За ним по помехоустойчивости следует классический алгоритм Кейпона, проигрывающий компенсационному алгоритму 3,5 дБ. Далее с отставание в 3,2 дБ идёт алгоритм Кейпона с ограничением уровня старшего собственного числа корреляционной матрицы.

2) При использовании ЛЧМ сигнала подавление сигнала ПП, причём с той же эффективностью, обеспечивает только компенсационный алгоритм. Возможная причина этого заключается в том, что алгоритм Кейпона, в отличие от компенсационного алгоритма, разрушает корреляционные связи в эхосигнале, что негативно проявляется при вычислении взаимно-корреляционной функции эхосигнала и зондирующего сигнала.

3) Максимальный выигрыш в помехоустойчивости по сравнению с неадаптивным алгоритмом при использовании обоих сигналов составляет 32-34 дБ при угловом отстоянии ПЛ от ПП, равном 40% от ширины характеристики направленности антенны, и при применении компенсационного алгоритма.



Рис.2. Зависимости минимального для обнаружения тонального эхосигнала входного ОСП от углового отстояния ПЛ от ПП

Заключение. Выполненная оценка эффективности подавления сигнала прибора помех, выставленного подводной лодкой при преодолении барьера из РГБ, с использованием известных адаптивных алгоритмов пространственной обработки сигналов привела к следующим выводам.

1) При работе РГБ в пассивном режиме применение алгоритма Кейпона с ограничением уровня старших собственных чисел корреляционной матрицы позволяет уменьшить угловое отстояние ПЛ от ПП, на котором возможно обнаружение ПЛ, с 290% до 65% от ширины характеристики направленности антенны в зависимости от отношения мощностей шума ПЛ и шума моря.

2) При работе РГБ в активном режиме применение компенсационного адаптивного алгоритма позволяет повысить помехоустойчивость при обнаружении эхосигнала от ПЛ на 12...34 дБ в зависимости от углового отстояния ПЛ от прибора помех. При этом максимальный выигрыш имеет место при угловом отстоянии, равном 40% ширины характеристики направленности антенны.

В целом можно заключить, что применение адаптивных алгоритмов позволяет решить проблему обнаружения ПЛ в условиях противодействия с её стороны путём постановки приборов помех.

### Работа выполнена при поддержке РНФ (проект №23-29-00803).

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Бородавкин А.Н., Богомолов А.П., Дурнев И.Н., Титков И.В. Радиогидроакустические системы морской авиации. ВУНЦ ВМФ "Военно-морская академия". Санкт-Петербург. 2022. 287 с.
- Малышкин Г.С. Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов. В 2-х томах. Том 2. Адаптивные методы. ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор". 2011. 374 с.
- Малышкин Г.С., Мельканович В.С. Классические и быстрые проекционные адаптивные алгоритмы в гидроакустике. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2022. 268 с.

A.I. Mashoshin, V.S. Melkanovich (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Methods enhancing the efficiency of submarine detection with airborne radio sonobuoys under countermeasures with interfering devices

*Abstract.* Simulation is performed to estimate the efficiency of submarine detection with airborne radio sonobuoys using adaptive interference suppression algorithms under sonar countermeasures with submarine interfering devices.

Г. С. МАЛЫШКИН (АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", г. Санкт-Петербург)

## ОБНАРУЖЕНИЕ И ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ СЛАБЫХ СИГНАЛОВ В УСЛОВИЯХ ЧАСТИЧНО РАССЕЯННОГО ЛОКАЛЬНОГО МАСКИРУЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Выполнен количественный анализ взаимосвязи физических параметров рассеяния интенсивных мешающих сигналов с параметрами «быстрых» алгоритмов на разрешающую способность при обнаружении слабых сигналов. Исследование проводится с использованием модельных данных, передаточная функция среды для мешающего источника содержит случайную составляющую. В качестве критерия качества используется угловая зона маскировки слабого сигнала после ограничения одного или нескольких собственных чисел. Разрешения слабых сигналов зависит от соотношения интервала адаптации и интервала корреляции матрицы искажений.

Ключевые слова: разрешение слабых сигналов, частично рассеянный мешающий сигнал, параметры рассеянного поля и «быстрого» алгоритма, ранг матрицы искажений.

Введение. Для повышения разрешающей способности разработан широкий класс адаптивных алгоритмов, которые можно разделить на два класса – классические [1-3] и быстрые проекционные [4-5]. Классические алгоритмы построены с использованием выборочных корреляционных матриц полного ранга (размерности L, равной числу элементов антенны), а быстрые проекционные могут строиться с использованием выборочных матриц размерности K < L. Для реализации адаптивных процедур классические алгоритмы используют размер выборки существенно больше L, в результате чего адаптивные процедуры проводятся с использованием существенно усреднённых входных данных. Быстрые проекционные проводят адаптивные процедуры с использованием слабо усреднённых входных данных (короткие, «быстрые» выборки размерности K) [4], [5], что позволяет лучше отслеживать текущие данные на коротком интервале наблюдения. Классические алгоритмы синтезировались применительно к когерентным моделям мешающих сигналов, которые не учитывают особенности дополнительного маскирующего эффекта, обусловленного рассеянием.

Для улучшения условий обнаружения наиболее слабых сигналов были целенаправленно разработаны и проверены в модельных и натурных условиях быстрые проекционные алгоритмы с ограничением мощности наиболее сильных сигналов [6-9], целевой задачей которых была ослабление маскирующего действия не только когерентных, но и рассеянных компонент интенсивных мешающих сигналов. Целью статьи является количественный анализ физических параметров рассеяния интенсивных сигналов во взаимосвязи с параметрами используемых «быстрых» алгоритмов на разрешающую способность при обнаружении слабых сигналов.

Содержание эксперимента. Модельные исследования проведено с использованием эквидистантной горизонтальной линейной антенны, состоящей из L = 90 элементов, на которую воздействуют сигналы трёх источников одного сильного и двух слабых. Сильный источник (интенсивность на ненаправленном элементе  $S_{31} = 0.5$ ) излучает сигнал из направления, перпендикулярного оси антенны, второй (слабый  $S_{32} = 0.0005$ ) источник пересекает траекторию сильного (начало при значении синуса -0.18 и окончание при значении синуса + 0.18) и третий (слабый  $S_{33} = 0.0004$ ) контрольный источник находится вне зоны воздействия сигналов интенсивного источника. Сильный источник имеет коэффициент когерентности равный  $\gamma = 0.25$ . Для рассеянной составляющей в адаптивной выборке при имитации задаются экспоненциальные интервалы корреляции, по уровню 0.5 в пространственной  $\Delta q$ , частотной  $\Delta N$  и временной  $\Delta \tau$  области. Значения этих параметров далее фиксировались для каждого варианта модельного эксперимента. Показателем качества алгоритма будем считать уровень остаточного поля сильного источника после ограничения его мощности. Вторым критерием качества адаптивного обнаружения слабого источника будем считать процент выделенных элементов траектории второго источника, пересекающего траекторию сильного. Эпизод наблюдения состоял из 1200 элементов (интервалов спектрального анализа), на каждом интервале использовалось 4531 спектральных отсчёта. Операция ограничения мощности сильного сигнала реализовалась в рамках «коротких» адаптивных групп, отличающихся по частоте (25), в полосе приёма реализовалось 181 адаптивная группа, результаты суммировались для построения общего пеленгационного рельефа, который дополнительно усреднялся на 6 последовательных элементах наблюдения.

В результате регистрация каждого из 1200 элементов траектории источников проводится с использованием 181\*25\*6 =27150 выборок спектральных отсчётов на элементах антенны. На рисунке 1a) представлены усреднённые варианты коррекции СЧ (ось абсцисс – номер СЧ, ось ординат уровень СЧ в децибелах), где 1- исходные некорректированные уровни, 2- откорректировано первое СЧ, 3 и 4 -откорректированы два и три старших СЧ, соответственно. Вариант 5 соответствует коррекции, когда все откорректированные СЧ равны единице. На рисунке 1б) варианты коррекции 1 и 2 соответствует использованию первых или вторых СЧ и СВ для построения соответствующей части пеленгационного рельефа.



Рис. 1. а)1-исходные некорректированные СЧ; откорректировано: 2- первое СЧ, 3-два старших СЧ, 4-три старших СЧ, 5-все СЧ равны единице; б) весовые коэффициенты: 1-первых СЧ и СВ; 2-вторых СЧ и СВ.

Результаты эксперимента. На рисунке 2a) и 2б) представлены компоненты пеленгационного рельефа, выделенные с помощью первых и вторых собственных чисел, в соответствии с рис. 1б). С помощью первых собственных чисел (рис.2a) выделяется основная энергия пика мешающего сигнала, которая включает энергию, как когерентной компоненты, так и часть, близкой по направлению, рассеянной компоненты. С помощью вторых собственных чисел (рис.2б) выделяется часть рассеянной энергии этого сигнала, в результате сформирована отметка с более широким пространственным спектром и отрицательным пичком в центре.



Рис. 2. Пеленгационные рельефы, выделенные: а) первыми СЧ; б) вторыми СЧ

На рисунке 3 представлены три варианта пеленгационных рельефов на одном из эпизодов наблюдения (верхние рисунки) и траекторий источников (нижние рисунки) после использования трёх вариантов алгоритмов, (а), б), в), с весовыми коэффициентами, заданными кривыми 2, 3, 4 рисунка 1, соответственно. Рисунок 3а) соответствует коррекции первого собственного числа, что реализует коррекцию компоненты, представленной на рисунке 2а). Рисунок 3б) ха-

рактеризует коррекцию двух компонент, (представленных рисунками 2a) и 2б)), а вариант 3в) сформирован после коррекции трёх старших собственных чисел.

Анализ численных результатов пеленгационных рельефов показывает, что неадаптивный алгоритм без коррекции СЧ элементы траектории второго истосника не обнаруживаются. После коррекции первого собственного числа остаток сильного сигнала над уровнем фона составляет 0.86 (2.7дБ), двух собственных чисел 0.309 (1,17дБ), и трёх собственных чисел 0.119 (0.56 дБ).



Рис. 3. Пеленгационные рельефы (верхние рисунки) и траектории (нижние рисунки): а) коррекция одного СЧ; б) коррекция двух СЧ; в) коррекция трёх СЧ

На нижних рисунках приведены траектории сигналов, выделенные рассматриваемыми алгоритмами, при когерентной компенсации с помощью одного СЧ обнаружено ~30% траектории, при коррекции двух СЧ 56% и при коррекции трёх СЧ 65% траектории второго источника. Отметим, что при увеличении числа корректируемых собственных чисел происходит уменьшение остатка от рассеянной компоненты, при этом улучшается разрешающая способность для слабого сигнала, пересекающего траекторию сильного сигнала.

Выводы. Проведён физический модельный эксперимент по исследованию особенностей маскирующего действия интенсивных рассеянных мешающих сигналов на обнаружение и разрешение слабого сигнала. Для эксперимента проводится модельная имитация мешающего сигнала, с известными параметрами, используется вариант быстрых проекционных алгоритмов с использованием «коротких» выборок, отличающихся по частоте. Ограничение мощности сильных сигналов организуется путём коррекции нескольких старших собственных чисел адаптивной выборки. В результате проведённого анализа, показано, что индикатором наличия рассеянной компоненты в сигнале источника является его траектория после коррекции одного СЧ, элементы которой определяются параметрами рассеянной составляющей этого источника и характеризуются расширением пространственной области флюктуаций. Это может использоваться как дополнительный признак для классификации.

Наличие рассеянной компоненты в мешающем сигнале приводит к усилению и расширению пространственной области маскировки слабого сигнала, усложняются методы снижения маскирующего эффекта, что связано с величиной ранга матрицы искажений на интервале адаптации. При использовании «коротких» адаптивных выборок, отличающихся по частоте, уровень измеренного остаточного поля возрастает, если ранг матрицы искажений оказывается существенно больше единицы. Для ослабления этого остаточного поля требуется коррекция нескольких собственных чисел, что создаёт известный физический эффект, аналогичный формированию «широкого» нуля [10] посредством управления параметрами антенн. В этом случае при наличии нескольких мешающих сигналов, необходимо увеличение числа корректируемых сигналов до

двух и более для каждого источника. Если ранг матрицы искажений близок к единице, в пеленгационном рельефе наблюдается сильное ослабление маскирующего действия интенсивных мешающих сигналов даже при коррекции одного СЧ на каждый источник.

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект №23-29-00803).

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Capon J. High resolution frequency-wavenumber spectral analysis // Proc. IEEE. 1969. V. 57. P. 1408–1418.
- 2. Schmidt R.O. Multiple emitter location and signal parameter estimation // IEEE Trans. 1986. V. AP 34. No3. P. 276-280.
- 3. Wang H., Kaveh M. Focusing matrices for coherent signal\_subspace processing // IEEE Transaction Acoustic, Speech and Signal Processing. 1988. V. ASSP 36. № 8, P. 1272–1281.
- 4. Ратынский М.В. Адаптация и сверхразрешение в антенных решетках. М.: Радио и связь, 2004. 199 с.
- 5. Черемисин О.П., Ратынский М.В., Комов А.А., Пушин А.Е. Эффективный проекционный алгоритм адаптивной пространственной фильтрации //Радиотехника и электроника. 1994. Т. 39. № 2. С. 259–263.
- 6. Малышкин Г.С. Экспериментальная проверка эффективности быстрых проекционных адаптивных алгоритмов. «Акустический журнал», т.65, №6, 2019, с.828-847.
- 7. **Малышкин Г.С.** О возможности обнаружения и классификации шумовых источников на основе анализа их траекторий на выходе адаптивной пространственной обработки. Фундаментальная и прикладная гидрофизика, 2023, т.16, №2, с.126-143.
- 8. Малышкин Г.С., Мельканович В.С. Классические и быстрые проекционные адаптивные алгоритмы в гидроакустике. ЦНИИ «Электроприбор», С-Петербург, 2022г., стр.266.
- 9. **Малышкин Г.С.** Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов, том 2, Адаптивные методы, ЦНИИ «Электроприбор», С-Петербург, 2011г., стр. 375.
- 10. Ширман Я.Д., Манжос В.Н. Теория и техника обработки радиолокационной информации. М. Сов. радио, 1981.

## G.S. Malyshkin (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Detecting and estimating the parameters of weak signals under partly scattered local masking impact

*Abstract.* The influence of interrelation between the physical parameters of scattering of intensive interference signals and the parameters of fast algorithms on their resolution when detecting the weak signals is qualitatively estimated. The research is conducted using the model data, the transfer function of the environment for the interfering source contains the random component. The mask angle of the weak signal after constraining one or several eigenvalues is used as the quality criterion. The resolution of the weak signals depends on the relation between the adaptation interval and correlation interval of the distortion matrix.

Keywords: resolution of weak signals, partly scattered interference signal, parameters of scattered field and fast algorithm, rank of distortion matrix

#### В. С. МЕЛЬКАНОВИЧ (АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", г. Санкт-Петербург)

## СУБОПТИМАЛЬНОЕ ОГРАНИЧЕНИЕ УРОВНЯ ОТКЛИКА ПОМЕХ ПО ВЫХОДУ СИСТЕМЫ ГИДРОАКУСТИЧЕСКОГО ОБЗОРА

Разработан алгоритм формирования данных обзора по выходу гидроакустической антенной решетки, обеспечивающий ограничение отклика сильных сигналов по уровню, задаваемому относительно уровня распределенной помехи. Реализуется субоптимальный прием сигналов на фоне помех, включающий адаптивную фильтрацию и нормирование, стационаризирующее уровень отклика по распределенной помехе. Алгоритм обеспечивает одновременное обнаружение слабых сигналов и сверхразрешение сильных.

**Введение.** Методической основой реализации приема гидроакустических сигналов на фоне помех традиционно является теория оптимального приема, предписывающая вычисление функции правдоподобия [1,2]. Выражение логарифма функции правдоподобия в случае, когда выборка представлена векторами комплексных спектральных отсчетов  $\vec{X}_k(w_n)$  сигналов гидрофонов антенны на частоте  $w_n$  размерностью L (L – число гидрофонов антенны) на интервале  $n \in [N_{\min}, N_{\max}]$  номеров частотных отсчетов, k = 1, ..., K интервалов спектрального анализа (СА), имеет вид:

$$\ln P(X) = \sum_{k=1}^{K} \sum_{n=N_{\min}}^{N_{\max}} \left( -\ln \det \Theta(w_n) - \vec{X}_k^+(w_n) \Theta(w_n)^{-1} \vec{X}_k(w_n) \right) + const , \quad (1)$$

где  $\Theta(w_n)$  – спектрально-корреляционная матрица (СКМ) сигналов гидрофонов AP, + – знак эрмитова сопряжения. В предположении, что сигнал представлен волновым фронтом с амплитуднофазовым распределением  $\vec{V}(w_n)$  и неизвестным энергетическим спектром сигнала *s*, вектор оптимальных весовых коэффициентов  $\vec{A}_{onm}(w_n)$  принимает вид (ниже обозначения  $w_n$  опущены):

$$\vec{A}_{onm} = \frac{\Theta_N^{-1} \vec{V}}{\vec{V}^+ \Theta_N^{-1} \vec{V}},$$
(2)

где  $\Theta_N$  – СКМ помех, априорная неопределенность которой является главной проблемой при реализации оптимальной обработки сигналов. Существуют два принципиально разных подхода к преодолению этой априорной неопределенности путем адаптации к помехам:

1. Подстановка вместо  $\Theta_N$  оценки СКМ выборки вида  $\hat{\Theta} = XX^+$ , где X – матрица входной выборки размерности L на K, составленная из вектор – столбцов  $\vec{X}_k$ , содержащих значения комплексных спектров по выходу элементарных каналов АР на K последовательных интервалах спектрального анализа, что даёт асимптотически оптимальный алгоритм Кейпона  $p_{cap} = (\vec{V}^+ \hat{\Theta}^{-1} \vec{V})^{-1}$ . Этот алгоритм обеспечивает формирование пеленгационных рельефов, включающих отклики сигналов всех локальных источников. Причем, форма откликов сильных сигналов сужается по мере роста отношения сигнал/шум и приближается к дельта-функции, в то время как отклики сигналов, не превышающих уровень распределенной помехи в пеленгационном рельефе, практически не отличаются от откликов классического неадаптивного приема, т.е. алгоритма Бартлетта. Недостатком алгоритма Кейпона является низкая способность к разрешению слабых сигналов на фоне сильных вследствие наложения в пеленгационном рельефе откликов сигналов на фоне сильных вследствие наложения в пеленгационном рельефе откликов сигналов друг на друга.

2. Применение в (2) вместо оценки  $\Theta_N^{-1}$  ортогонального проектора вида  $I - U_o U_o^+$ , где I -единичная матрица,  $U_0$  – матрица, составленная их  $M_0$  старших собственных векторов  $\hat{\Theta}$ ,  $M_0$  – число сильных сигналов, подлежащих когерентной компенсации.

Проекционный оператор

$$\vec{A}_{KJIII} = \left(I - U_0 U_0^+\right) \vec{V} \tag{3}$$

компенсации локальных помех (ЛП)[3-5]. Его достоинством является то, что он не нуждается в информации об амплитудно – фазовом распределении сигналов помех на гидрофонах. Его недостаток - формирование «проколов» - зон нулевого уровня в пеленгационном рельефе по направлению на источники ЛП.

Применение в (2) ортогонального проектора вместо  $\Theta_N^{-1}$  дает оператор

$$\vec{A}_{K\Pi\Pi hopm} = \frac{\left(I - U_0 U_0^+\right) \vec{V}}{\vec{V}^+ \left(I - U_0 U_0^+\right) \vec{V}} , \qquad (4)$$

который должен решить проблему «проколов». Знаменатель (4) есть коэффициент нормирования, равный коэффициенту передачи оператора компенсации ЛП по распределенной помехе. Нормирование обеспечивает парирование «проколов» путем стационаризации отклика на распределенную помеху по направлению наблюдения[6,7]. При компенсации сильных помех оператор (4) практически не отличается от оптимального и обладает всеми его свойствами. «Прокол» ликвидируется, но отклик слабого сигнала становится асимметричным вследствие того, что коэффициент передачи оператора (3) по распределенной помехе не совпадает с коэффициентом передачи по боковому полю полезного сигнала. Асимметрия отклика не приводит к смещению оценок угла прихода, но увеличивает флюктуацию оценок и препятствует обнаружению и разрешению слабых сигналов из-за расширения сигнальных откликов в зоне компенсации ЛП. Существенное значение имеют также приводящие к ложным обнаружениям искажения в пеленгационном рельефе, обусловленные неопределенностью, возникающей при делении малых величин непосредственно в направлении на ЛП.

Для преодоления недостатков, ограничивающих применение субоптимального оператора (4) может быть использован подход, основанный не на полном подавлении, а на контролируемом ограничении мощности помех (ОМП), основанном на замене в (3) проекционной матрицы  $I - U_o U_o^+$  на квазипроекционную  $(I - U_0 (I - (Z \lambda_{M_0+1} \Lambda_0^{-1})^{1/2}) U_0^+$ , где Z – параметр, задающий уровень остаточного отклика ЛП относительно уровня распределенной помехи, а  $\lambda_{M_0+1}$  – собственное число  $\hat{\Theta}$  с номером Mo+1. Специфика выбора параметра Z при реализации оператора ОМП

$$\vec{A}_{OMII} = (I - U_0 (I - (Z\lambda_{M_0+1}\Lambda_0^{-1})^{1/2})U_0^+)\vec{V}$$
(5)

в том, что остаточный уровень откликов ЛП должен превышать в пеленгационном рельефе уровень распределенной помехи на 1-2 дБ. В этом случае «проколы» не возникают, а вследствие искусственного выравнивания уровня откликов ЛП достигается порог их разрешения по Релею [8,9]. Улучшается также и разрешение слабых сигналов на фоне ЛП и друг друга, но для достижения релеевского предела необходимо применение методов обработки пеленгационного рельефа, обеспечивающих усиление пространственной контрастности. К недостаткам алгоритма ОМП (5) относятся пониженная в сравнении с алгоритмом Кейпона разрешающая способность сильных сигналов, а также проблемы с выбором такого значения параметра Z, которое одновременно обеспечивало бы достаточно низкий уровень откликов ЛП, но не приводило бы к появлению «проколов».

Целью настоящей работы является разработка алгоритма, совмещающего достоинства алгоритма с нормированием и ОМП, а именно, субоптимальное подавление ЛП, парирование «проколов», несмещенное пеленгование слабых сигналов при одновременном сверхразрешении сильных.

Для достижения поставленной цели предлагается, взяв за основу субоптимальный алгоритм (4), ограничить сверху уровень «прокола» при подавлении ЛП величиной, заведомо малой по

отношению к уровню распределенной помехи в пеленгационном рельефе, а в знаменателе – ограничить снизу значение коэффициента нормирования:

$$\vec{A}_{K,\Pi\Pi nopmOM\Pi} = \frac{\left(I - U_0 \left(I - (r_1 R \Lambda_0^{-1})^{1/2} \right) U_0^+\right) \vec{V}}{\vec{V}^+ \left(I - (1 - r_2) U_0 U_0^+\right) \vec{V}},\tag{6}$$

где R – средний уровень распределенной помехи в пеленгационном рельефе,  $r_1$  – относительный уровень подавления,  $r_1$  – относительный уровень ограничения нормировки,  $r_1, r_2 \subset [0.0001, 0.1], r_1 \ge r_2$ . Величина  $(r_1 - r_2)/r_1$  определяет уровень ограничения.



**Результаты моделирования.** На рис.1 приведены пеленгационные рельефы рассмотренных алгоритмов для случая линейной эквидистантной антенны в общем виде (а) и в виде нижнего фрагмента (б). Число гидрофонов L=60, полоса октавная, синус ширины характеристики направленности 0.044,  $r_1 = 0.01, r_2 = 0.95$ . Моделируется прием сигналов семи источников, отношение уровня которых по выходу неадаптивного приема (Бартлетт) к уровню распределенной помехи составляют (слева направо): 60,0.15,60,0.15,3000,180,0.15.

Как видно из рис. 1а, в выбранной ситуации алгоритмы Кейпона и Бартлетта обеспечивают разрешение только трех наиболее мощных сигналов. В рельефе алгоритма Кейпона видна асимметрия, вызванная шестым сигналом, но разрешить его не удается.

Алгоритм КЛП с нормированием (рис. 1б) в простой ситуации (на первых двух сигналах) демонстрирует наилучшую эффективность выделения слабого сигнала на фоне сильного. В сложной ситуации (последние пять источников) он обеспечивает разрешение обоих слабых сигналов, хотя отклики слабых сигналов и оказываются расширенными. Сильные сигналы вызывают появление незначительных «проколов», на краях которых возможно ложное обнаружение.

Алгоритм ОМП формально обеспечивает разрешение по Релею только трех сильных сигналов. Однако, применение методов повышения пространственной контрастности вполне может обеспечить различение всех семи сигналов, но на пределе устойчивости [10].

Предложенный алгоритм КЛП с нормированием и ОМП обеспечивает надежное разрешение всех семи сигналов, том числе, первого со вторым и пятого с шестым, при угловом рассогласовании 0.7 и 0.45 от ширины характеристики направленности соответственно. Высокая разрешающая способность по сильным сигналам этого алгоритма в сравнении с алгоритмом Кейпона объясняется применением процедуры выравнивания уровней отклика сигналов.

#### Работа выполнена при поддержке РНФ (проект №23-29-00803).

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Малышкин Г.С. Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов. В 2-х томах. Том 1. Оптимальные методы. ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор". 2009. 400 с.

- H. L. van Trees, Optimum Array Processing, Part IV of Detection, Estimation, and Modultion Theory, Wiley, New York, NY, USA, 2002.
- 3. **Y. Abramovich**, "A controlled method for adaptive optimization of filters using the criterion of maximum SNR," Radiotekh. Electron. (Radio Engineering Electronic Physics), 1981,vol. 26, **3**, pp. 87–95.
- 4. Ратынский М.В. Адаптация и сверхразрешение в антенных решетках. М.: Радио и связь, 2004, 199 с.
- 5. Черемисин О.П., Ратынский М.В., Комов А.А., Пушин А.Е. Эффективный проекционный алгоритм адаптивной пространственной фильтрации //Радиотехника и электроника. 1994. Т. 39. № 2, с. 259–263.
- Мельканович В.С. Оптимизация некогерентной обработки данных обзора адаптивного шумопеленгатора на фоне локальных помех. Труды XI Всероссийской конференции «Прикладные технологии гидроакустики и гидрофизики» ГА-2008.
- Г.С. Малышкин, В.С. Мельканович. Адаптивные алгоритмы для обнаружения и оценки параметров слабых сигналов в режиме шумопеленгования при наличии сильных мешающих источников звука // Успехи современной радиоэлектроники. №12. 2009 г. С.32-45.
- Мельканович В.С. Адаптивный алгоритм ограничения мощности локальных помех по выходу каналов обзора шумопеленгатора // Труды российской научно-практической конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах» УМАС-2018. С.191-201.
- 9. Малышкин Г.С., Мельканович В.С. Классические и быстрые проекционные адаптивные алгоритмы в гидроакустике. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2022. 268 с.
- Ю.С. Белецкий. Методы и алгоритмы контрастного обнаружения сигналов на фоне помех с априори неизвестными характеристиками. Радиотехника, М, 2011, с.429.

## V. S. Melkanovich (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Suboptimal Limitation of the Interference Response by the Sonar Surveillance System Data

*Abstract.* An algorithm for surveillance data generation from the sonar array data has been developed. The algorithm limits the response to strong signals to the level set relative to the distributed interference level. Suboptimal signal reception against the interference background is performed, which includes adaptive filtering and conditioning that stabilizes the response level relative to the distributed interference. The algorithm provides simultaneous detection of weak signals and superresolution of strong signals.

## И.В. ПОПОВА, А.В. АФОНИН, С.Ф. ШУЛЕКИН (АО «ГИРООПТИКА», Санкт-Петербург)

## МЕТОД И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ РАССТОЯНИЯ ДО ПРЕПЯТСТВИЯ

В докладе рассмотрены метод и устройство для измерения фиксированного, заранее заданного расстояния оптическим дальномером. Метод может быть полезен для построения системы контроля минимального расстояния до препятствия при движении беспилотных объектов. Цель устройства повышение безопасности движения этих объектов путем предотвращения их столкновения с препятствиями и другими движущимися объектами.

В настоящее время происходит бурный рост количества и областей применения беспилотных движущихся аппаратов (БДА). Помимо традиционного применения в военном деле расширяется использование БДА в гражданской сфере. Активный рост применения аппаратов наблюдается во всех средах – наземной, воздушной и морской. Приоритетными направлениями являются разнообразный транспорт и доставка грузов. В производственных цехах беспилотные транспортные средства используются для перевозки деталей, материалов и комплектующих. Кроме этих применений к таким объектам можно отнести беспилотные летательные и плавающие аппараты, легковой пассажирский транспорт. И этот список можно продолжить и далее. Основным вопросом эксплуатации БДА является безопасность их применения. Главным фактором безопасного движения является исключение возможности столкновений беспилотных движущихся аппаратов с препятствиями или другими участниками движения. БДА в своем движении должны реагировать на препятствия на пути своего следования в режиме реального времени. Для разных аппаратов эта дистанция индивидуальна, но в целом диапазон дистанций можно оценить от единиц до сотен метров. Самым простым методом для контроля наличия препятствий на пути движения и оценки расстояния до них это использование ультразвуковых дальномеров. Широко применяемые в настоящее время ультразвуковые системы измерения расстояния до препятствия успешно работают на дистанциях менее нескольких метров. Существенным недостатком этого метода являются малая дальность работы и то, что успешная и точная работа дальномера возможна только по большеразмерным препятствиям. Для быстро движущихся объектов и случая малых размеров препятствия для предотвращения столкновения с препятствием этот метод будет не пригоден. Другим методом измерения расстояния расстояний является классическая оптическая локация. Оптическая локация при традиционном подходе, базируется на измерении времени задержки отраженного от препятствия сигнала относительно момента генерации лоцирующего импульса источником света в дальномере. На дистанциях от единиц до десятков метров классическая локация технически достаточно сложна. Основными сложностями являются малое время задержки локационного сигнала, требующее очень коротких локационных импульсов и большой ширины тракта измерения временного интервала, отраженного от препятствия сигнала. Другим слабым местом классической оптической локации является сигнал обратного рассеяния. Так при движении беспилотных движущихся аппаратов в средах с большим коэффициентом обратного рассеяния, таких как вода, особенно мутная, облака или туман, дополнительной большой трудностью будет выступать большая амплитуда сигнала обратного рассеяния многократно превышающая величину сигнала, отраженного от препятствия. Большая амплитуда сигнала обратного рассеяния затрудняет селекцию отраженного от препятствия сигнала. Кроме того, большая величина сигнала обратного рассеяния может ввести фотоприемных тракт дальномера в насыщение, что в принципе не позволит проводить измерения дальности до препятствия.

В предлагаемом докладе предлагается оригинальное решение задачи, подтвержденное авторским свидетельством [1]. Дальномер создавался для работы в диапазоне дистанций от единиц до сотен метров и предназначен для установки на подвижном беспилотном объекте для контроля пространства в направлении движения беспилотного движущегося аппарата с целью предотвращения столкновения его с препятствиями или другими движущимися объектами. Предлагаемое авторами решение позволяет построить оптический дальномер, измеряющий фиксированное, минимальное, с точки зрения безопасности движения, расстояние до помехи, в котором технические трудности, перечисленные выше, сведены к минимуму. Поставленная задача решается введением в схему оптического дальномера дополнительного фотоприемного канала идентичному по характеристикам первому. Конструктивно оси диаграмм направленности фотоприемных каналов, в предлагаемой схеме, расположены под разными углами к оси источника оптического излучения, облучающего пространство в направлении движения БДА. Дальность до препятствия вычисляется по равенству амплитуд сигналов, отраженных от препятствия.

Рассмотрим подробнее устройство и алгоритм работы дальномера. Блок- схема предлагаемого дальномера приведена на рисунке 1.



Рис. 1. Блок-схема дальномера

Оптический дальномер состоит из источника света (1), который облучает пространство перед движущимся устройством и двух идентичных фотоприемных каналов (2) и (3). В состав дальномера так же входит блок обработки информации (4). Он состоит из схемы сравнения амплитуд, отраженного от препятствия сигнала в фотоприемных каналах, коммутатора сигналов с фотоприемников и устройства принятия решения на торможение или изменение траектории движения аппарата. Облучающее устройство (1) содержит источник оптического излучения, например лазерный диод с системой питания, и коллимирующую систему, которая служит для формирования необходимой для работы дальномера диаграммы облученности пространства на пути движения БДА. При этом лазерный диод не имеет специальных требований по длительности световых импульсов. При построении дальномера нет необходимости использования очень коротких импульсов, как в случае классического оптического дальномера. Длительность оптического импульса может составлять десятки микросекунд при частоте следования в десятки кГц, что позволяет использовать в устройстве широкую номенклатуру лазерных диодов. Выходная мощность лазерного диода выбирается исходя из критерия устойчивого приема отраженного от препятствия сигнала, на необходимой для предотвращения столкновения дистанции до препятствия. Фотоприемные каналы (2) и (3) идентичны между собой по конструкции и параметрам. В зависимости от заложенных в алгоритм движения и режимов эксплуатации фотоприемные системы строятся на основе линейки фотодиодов или единичных фотодиодов. Фокусирующие системы формируют нужное для работы дальномера, поля зрения фотоприемников. Выбор линеек или единичных фотоприемников определяется геометрическими размерами препятствий на трассе движения беспилотного движущегося устройства. В случае малых размеров фотоприемник строятся на основе линеек фотодиодов. При этом единичные фотодиоды линейки, при помощи системы коммутации попарно подключаются к схеме сравнения амплитуд сигналов, отраженных от препятствия. Пары выбираются так, чтобы ось диаграммы направленности поля зрения единичных фотоприемников из линеек фотоприемных каналов (2) и (3) пересекались на расстоянии, заранее заданного значения срабатывания дальномера, что отмечено на рисунке 1 как расстояние С. Это условие обеспечивает измерение минимального, необходимого для безопасности движения, расстояния между беспилотным объектом и препятствием. В случае наличия на трассе движения препятствий только большого размера - стен помещения, для предупреждения столкновения достаточно одноэлементного фотоприемника. Дальность срабатывания оптического дальномера в обоих случаях можно заранее выбрать с учетом скорости и динамики носителя.

Рассмотрим алгоритм работы оптического дальномера. Начнем со случая препятствия большого размера, для чего вернемся к рисунку 1. Фотоприемники (2) и (3), построенные единичных фотодиодах имеют идентичные поля зрения. Их диаграммы направленности пересекают ось движения беспилотного аппарата, располагаясь при этом под разными углами к ней.

Расстояние от корпуса движущегося объекта и точкой пересечения всех трех осей является минимальным с точки зрения предотвращения столкновения, которое замеряет дальномер этой конструкции. Диаграммы направленности фотоприемных каналов 2 и 3 изображенные на рисунке 1 синим и зеленым цветом соответственно. Желтым цветом показана зона засветки по оси движения БДА. Источник облучения пространства перед БДА генерирует оптическое излучение, которое проходя через коллимирующую систему, приобретает нужную диаграмму направленности по ходу движения и облучает пространство перед носителем. При появлении на пути движения беспилотного устройства препятствия пучок оптического излучения попадает на него и отражается в сторону оптического дальномера. В общем виде, амплитуда отраженного от препятствия сигнала зависит от коэффициента отражения препятствия, дальности до него, прозрачности среды и мощности излучателя. При приближении носителя к большому препятствию, перекрывающего всю диаграмму направленности излучения источника облучения, наступает момент, когда отраженный сигнал попадает в поле зрения фотоприемника (3). Это расстояние обозначено на рисунке, как расстояние А. Отраженное от препятствия излучение поступает в фотоприемник (3), где преобразуется в электрический сигнал. Этот сигнал поступает на схему сравнения амплитуд сигналов фотоприемных каналов блока обработки (4). При дальнейшем сближении носителя с препятствием отраженное излучение попадает в фотоприемник (2), продолжая оставаться в поле зрения фотоприемника (3). На рисунке 1 это расстояние отмечено, как расстояние В. При дальнейшем сближении носителя и препятствия наступает момент, когда сигналы с фотоприемника (2) и фотоприемника (3), становятся одинаковыми по амплитуде. Это расстояние обозначено на рисунке как расстояние С. Расстояние С и является минимально допустимым расстоянием от подвижного носителя до препятствия, на пути его движения, при котором можно избежать столкновение с препятствием. Теперь рассмотрим случай, когда препятствие имеет малые размеры. В этом случае фотоприемные устройства строятся на основе линейки фотодиодов. Устройство коммутации соединяет пары из фотоприемников 2 и 3 с устройством сравнения амплитуд таким образом, чтобы поля зрения единичных фотодиодов в линейках фотоприемников 2 и 3 пересекались в плоскости С. Допустим, что малоразмерное препятствие, находится относительно БДА на линии Е. При движении беспилотного устройства в сторону препятствия наступит момент, когда препятствие попадает в поля зрения фотоприемных каналов и будет обнаружено соответствующей парой единичных фотоприемников на расстоянии D. На расстоянии С блок сравнения (4) определяет, что сигналы, поступающие с фотоприемника (2) и фотоприемника (3) равны по амплитуде, и выдает команду на торможение или изменение траектории движения подвижного носителя. Работа одновременно двумя фотоприемниками по одной области препятствия и сравнение их амплитуд позволяет исключить зависимость измеренной дальности от абсолютного значения принятого фотоприемниками отраженного от препятствия сигнала, зависящего от коэффициента отражения оптического излучения от поверхности препятствия, мощности облучателя и оптических свойств среды, в которой движется носитель.

Таким образом, предлагаемая схема построения оптического дальномера позволяет отказаться от акустических дальномеров и технически сложной для работы на малых дистанциях схемы измерения дальности классическим оптическим дальномером и построить достаточно простой оптический дальномер, работающий на фиксированной дальности, необходимой для предотвращения столкновений в реальном масштабе времени с препятствиями или другими участниками движения.

#### ЛИТЕРАТУРА

1 Попова И.В., Афонин А.В., Шулекин С.Ф. Описание полезной модели к патенту RU 220 878 U1

I.V. Popova, A.V. Afonin, S.F. Shulekin (JSC Gyrooptics, St. Petersburg). A Method and Device for Measuring the Distance to the Obstacle

*Abstract.* The report discusses a method and device for measuring a fixed, predetermined distance with an optical rangefinder. The method can be useful for building a system for monitoring the minimum distance to an obstacle during the motion of unmanned objects. The purpose of the device is to increase the safety of motion of these objects by preventing them from colliding with obstacles and other moving objects.

## КУЗИН Н.П., ТУПИКОВ В.А., КОНСТАНТИНОВ К.В. (АО «Научно-производственное предприятие "Авиационная и Морская Электроника")

### МОРЕХОДНАЯ АСТРОНАВИГАЦИЯ ВЧЕРА, СЕГОДНЯ, ЗАВТРА

В статье проведен исторический и современный анализ создания астронавигационных систем, рассмотрены результаты создания АНС «Река – 2» АО НПП «Авиационная и Морская Электроника» (АО НПП «АМЭ»),показаны роль АНС в обеспечении навигационной безопасности кораблей, требования и достигнутые результаты

Мореходная астронавигация решает три основные задачи: обеспечение управления движением судна при плавании вне видимости береговых ориентиров, определение поправки компаса по наблюдению небесного светила, определение географических координат места корабля (судна) по измеренным направлениям на небесные светила при решении трех общих задачи практического кораблевождения:

- оценки астронавигационной обстановки;
- проведение расчетов по обеспечению безопасности плавания;
- контроль исполнения и управления маневрами путем обсерваций местоположения корабля (судна).

В советский период созданию оптических приборов, реализуемых задачи астронавигации и используемых для астроизмерений в оптическом диапазоне, уделялось большое внимание.

Требования по определению координат места подводных лодок из перископного положения привели к необходимости создания зенитных перископов с астроизмерительными устройствами, в основу которых была положена конструкция ГИМС-3. Первый такой отечественный перископ ПЗНГ с астронавигационной приставкой был разработан в середине 50-х годов на Ленинградском оптико-механическом объединении (ныне АО «ЛОМО», Санкт-Петербург).

Появление в составе флота подводных ракетоносцев, вооружённых баллистическими ракетами, потребовало более точного знания курса и заставило по-новому оценить роль астронавигационных средств. На первое место была выдвинута курсовая коррекция гироскопических навигационных систем. Эта задача могла быть решена только специализированными астронавигационными перископами, входящими в состав навигационных комплексов (НК).

Первыми образцами таких специализированных средств стали АНС «Лира-I» (в составе навигационного комплекса (НК) «Плутон-I») и «Лира-II» (в составе НК «Север-Н» и НК «Сила-Н»), принятые на вооружение ВМФ в 1960 году. В начале 60-х годов была выполнена модернизация АНС «Лира» (разработчик ЦНИИ «Электроприбор»). Доработанная АНС получила шифр «Сегмент». После успешных государственных испытаний в 1964 году АНС «Сегмент» была принята на вооружение в составе НК «Сигма».

Принятие на вооружение баллистических ракет большой дальности потребовало более точных средств выработки координат места и курса кораблей, как следствие, более точных средств астрокоррекции. В связи с этим в 1964–1969 годах в НПО «ЛОМО» для первого инерциального НК «Тобол» был разработан первый прецизионный оптический перископный астрокорректор (АК) «Волна», принятый на вооружение в 1972 году. Опыт испытаний первых его образцов позволил обосновать направления дальнейшего совершенствования АК этого типа. В 1974 году НПО «ЛОМО» начало разработку такой системы под шифром «Заря» для НК «Шлюз».

В отличие от подводных лодок, для надводных кораблей работы по созданию АНС не носили столь направленного и последовательного характера. В основном без существенных изменений на них устанавливались АНС подводных лодок. Специально для надводных кораблей по заданию главного управления навигации и океанографии Минобороны СССР (ГУНИО МО) был разработан и принят на вооружение тяжелого авианесущего крейсера ТАКР «Адмирал Кузнецов» оптический астропеленгатор (ОАП) «Чакона-Б» в составе НК «Бейсур-4342М» в 1990 году.

Параллельно с оптическими средствами развивались радиоастронавигационные системы.

В 1965 г. на вооружение был принят радиосекстан (PC) «Самум», в 1972 г. – радиооптический секстан (POC) «Сайга», в 1976 г. – радиоастронавигационная система (РАНС) «Снегирь». В 1980

г. был принят на вооружение прецизионный радиоастронавигационный комплекс (РАНК) «Салют» для инерциального НК «Симфония-0102». В 80 – 90-е годы началась разработка более совершенных РАНК «Мачта-3» и «Мачта-3.1» для НК «Симфония-3» и «Симфония-3.1».

Основным достоинством использования астронавигационных ориентиров (небесных светил: навигационных звезд, планет, Солнца и Луны, для решения задач навигационного обеспечения является то обстоятельство, что небесные светила как средства навигационного ориентирования имеются в любой точке мирового океана, не зависят от человека, не требуют специального обслуживания и не подвержены радиоэлектронным помехам (РП), в особенности, если для получения навигационной информации от астронавигационных ориентиров используются современные оптико-электронные приборы, которые в отличии от радиотехнических систем, не подвержены даже «спуфингу».

Тем не менее, в 90-е годы в ВМФ РФ наметилась тенденция к отказу от АНС для обеспечения коррекции курса и местоположения подводных лодок и надводных кораблей. Это объясняется дальнейшим развитием инерциальных навигационных систем (ИНС) и спутниковых навигационных систем (СНС), которые по своим точностным параметрам существенно превзошли АНС. Однако, в сильной степени подвержены помехам, а спутники также физическому уничтожению.

В настоящее время для определения местоположения по наблюдениям и измерениям навигационных параметров (высота и азимут) небесных светил на кораблях и судах имеется только навигационный секстан, обладающий существенными недостатками.

В основном работы по созданию АНС проводятся в инициативном порядке. Это прежде всего связано с тем, что государственный заказчик не хочет взять на себя ответственность за TTX АНС, а промышленность не имеет возможностей по финансированию дорогостоящего проекта.

По результатам выполненной инициативной научно-исследовательской работы (НИР) АО НПП «Авиационная и морская электроника» (АО НПП «АМЭ») были сформулированы основные принципы создания АНС для надводных кораблей, решаемые задачи, предполагаемый состав и разработаны тактико-техническое задание (ТТЗ) для головного исполнителя и технические задания (ТЗ) соисполнителям.

В настоящее время АО НПП «Авиационная и морская электроника» (АО НПП «АМЭ») совместно с другими организациями науки и промышленности России проводит инициативную разработку астронавигационной системы для надводных кораблей ВМФ (Шифр темы: АНС «Река -2») по тактико-техническим требованиям (ТТТ) ВМФ РФ.

Основные принципы построения системы запатентованы (положительное решение ФГБУ «Федеральный институт промышленной собственности» по заявке №2022114615/28 от 30.05.2022 г. «Устройство измерения высоты небесных светил»).

АО НПП «АМЭ» с привлечением специалистов института прикладной астрономии РАН РФ (далее - ИПА), государственного научно-исследовательского гидрографического института (далее - ГНИНГИ) разработали документацию АНС «Река-2» в 3-х вариантах исполнения для надводных кораблей различного водоизмещения (авианосцев, фрегатов, кораблей малого водо-измещения, в том числе безэкипажных и изготовили АНС «Река – 2» в исполнении 2 для малых надводных кораблей, которая в настоящее время проходит все виды испытаний.

Заключение. Использование астронавигационных объектов (небесных светил) для целей навигационного обеспечения кораблевождения морских носителей позволит обеспечить определение поправки курса и координат места морского носителя в любой точке Мирового океана, особенно в военное время.

1. Исследования в области повышения эффективности АНС надводных кораблей, выполненные в рамках НИР и ОКР (Шифр «Река-2») и других, показали, что новые АНС следует строить на базе новых технологий и научно-технических достижений, интеграции нескольких каналов измерений, компьютеризации и автоматизации, что позволит повысить эффективность АНС: по точности измерений в 10 раз, по вероятности использования – на 20-50 %, снизить массогабаритные характеристики – в 3 -10 раз.

2. Включение в состав АНС инфракрасного ОЭК обеспечит измерение навигационных параметров дополнительно более 100 светил в диапазоне 0,7-2,5 мкм. Такой канал даст вероятность определения обсервованного места судна порядка 0,99 (в том числе, при облачности). Однако к настоящему времени еще не сформирован каталог навигационных небесных светил ИК - диапазона, несмотря на то, что для этого существуют все предпосылки.

АНС «Река-2» охватывает возможности размещения на любых надводных кораблях ВМФ от корабля малого водоизмещения, включая безэкипажные, и заканчивая авианосцами. Для этого в составе проекта «Река-2» разработано три варианта исполнения, отличающихся друг от друга массогабаритными характеристиками, энергопотреблением, составом оптико-электронных каналов и приборного оборудования.

3. Учитывая, что современные астронавигационные измерительные средства по точности измерений находятся на пределе своих технических возможностей, дальнейшее повышение точности получения необходимых навигационных параметров возможно также на основе совершенствования методов решения астронавигационных задач.

4. В связи с тем, что астрономическая навигация используется всеми, без исключения, морскими носителями, целесообразно объединение усилий всех ведомств России (Минобороны, Министерства промышленности и торговли, Министерства экономического развития и других) по созданию современных астронавигационных систем.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. SIMBAD query result for Antares (англ.). Centre de Données astronomiques de Strasbourg. информация из базы данных SIMBAD. Дата обращения: 23 января 2009. Архивировано 15 февраля 2012 года.
- Philip C. Keenan, Raymond C. McNeil. The Perkins Catalog of Revised MK Types for the Cooler Stars // The Astrophysical Journal Supplement Series. 1989-10-01. Т. 71. С. 245. ISSN 0067-0049. doi:10.1086/191373. Архивировано 1 июня 2022 года.
- 3. Deneb Pulsating variable Star (англ.). SIMBAD. Дата обращения: 5 ноября 2013. Архивировано 5 ноября 2013 года

N.P. Kuzin, V.A. Tupikov, and K.V. Konstantinov (JSC Aviation and Marine Electronics). Marine Astronavigation Yesterday, Today, and Tomorrow

*Abstract.* The paper provides an analysis of historical and modern astronavigation systems (ANS). The results of development of ANS Reka-2 by AME JSC is described. ANS role in providing the ship navigation safety, requirements, and the achieved results are presented.

А.М. ГРУЗЛИКОВ, Е.Г. ЛИТУНЕНКО, В.С. ТЮЛЬНИКОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург, Россия)

## МОДЕЛЬ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА АБОНЕНТОВ СЕТИ ЗВУКОПОДВОДНОЙ СВЯЗИ

В работе предлагается модель информационного обмена абонентов сети звукоподводной связи на основе математического аппарата сетей Петри. Модель позволяет исследовать алгоритмы построения и актуализации топологии сети, определение параметров работы излучающего и приёмного тракта абонентов, а также исследовать вопрос согласования параметров (достижения консенсуса) между абонентами по критерию эффективности информационного обмена. Приведенные результаты имитационного моделирования показали возможность увеличения эффективности функционирования сети в соответствии с предполагаемой миссией.

**Введение.** Автономные необитаемые подводные аппараты (АНПА) широко применяются при проведении работ в экстремальных условиях, что позволяет решить задачу оперативного сбора информации в интересах геологоразведочных, поисковых, океанографических и других исследований [1-3].

При построении мультиагентной системы с использованием в качестве агентов АНПА, информационное взаимодействие между аппаратами осуществляется с использованием средств звукоподводной связи (ЗПС). Особенностями распространения сигнала ЗПС между двумя абонентами является зависимость коэффициента затухания гидроакустического сигнала от частоты, многолучевое распространение и т.д. Указанные особенности приводят как к существенному ограничению скорости обмена (килобиты в секунду), так и к ограничению расстояния обмена между абонентами. В сети, состоящей из трёх и более узлов, дополнительно имеют место ограничения: пространственное разрешение сигналов, организация связи с учётом изменяющейся топологии сети и т.д. [4].

Функционирование сети с использованием средств ЗПС состоит из следующих задач: построение и актуализация топологии сети; выбор параметров излучающего и приёмного тракта абонента; выбор протокола и его параметров, которые определяют функционирование и согласование работы абонентов сети в целом.

В части построения и актуализации топологии сети, необходимо выбрать алгоритм и его параметры которые позволят проводить динамическое добавление абонентов в сеть, а также проводить уточнение параметров обмена с учётом изменения видимости между абонентами (изменение топологии сети). Стоит отметить, что процедура актуализации топологии относится к дополнительной «накладной» нагрузке на сеть, что приводит к снижению объёма передаваемой полезной информации. Снижение частоты актуализации, также негативно сказывается, на успешную доставку сообщений.

Одним из ключевых ограничений информационного обмена с использованием ЗПС является необходимость согласования параметров передачи сообщения от абонента с параметрами функционирования средств ЗПС остальных абонентов сети, когда излучение собственного сигнала может привести к блокированию приёма сообщений от других абонентов. Это ограничение приводит к необходимости согласование параметров излучения (времени, используемой полосы частот, правил кодирования и т.д.) с другими абонентами сети. Несогласованность параметров излучаемого сигнала может привести как к снижению объёма передаваемой информации, так и к его полному блокированию.

При организации информационного обмена сети в целом с использованием средств ЗПС широко используются следующие типовые решения [1-3]:

- временное разделение, т.е. каждому абоненту выделяется интервал времени, в течение которого он может передавать сообщение. Данный тип информационного обмена требует согласование таймера всех абонентов сети, как в начале миссии, так и в процессе её выполнения;
- частотное разделение (в том числе выбор параметров кодирования), т.е. каждому абоненту выделяется заданная полоса частот, на которой проводится информационный обмен сообщениями. При выделении полосы частот работы абонентов, также необходимо

учесть скорость их перемещения, вследствие наличия эффекта Доплера, что также приводит к уменьшению скорости информационного обмена между абонентами сети.

Задание параметров функционирования ЗПС в сети также можно разделить на два варианта: статический и динамический. Очевидно, что статический вариант задания параметров (т.е. параметры не меняются в процессе выполнения миссии) в случае изменения числа абонентов или при их перемещении (которые приводят к изменению топологии связи между ними) существенно проигрывает динамическому варианту выбора параметров функционирования средств ЗПС.

Целью настоящей работы является разработка модели сети для выбора параметров функционирования средств ЗПС, и исследования протокола построения, актуализации топологии сети и протокола достижения консенсуса (согласование параметров) функционирования ЗПС абонентов с учётом возможного изменения числа абонентов сети и связи между ними.

Модель информационного обмена. Для описания модели информационного обмена используется математический аппарат сети Петри [5]. Модель предназначена для оценки эффективности информационного обмена сообщениями между абонентами с учётом их перемещения (изменение топологии сети) и при наличии конфликта (необходимости согласования параметров передачи сообщения) [1-3]. Под эффективностью обмена понимается суммарное соотношение числа успешно принятых и переданных сообщений с учётом эпизодического поиска маршрута передачи сообщений и выполнения абонентами функции ретрансляции в случае отсутствия прямой передачи информации между ними.

Исходными параметрами средств ЗПС являются: параметры излучающего / приёмного тракта абонента, протокол согласования правил информационного обмена абонентов в сети и предполагаемая миссия (информация по допустимым скоростям движения абонентов, объём и планируемый график передачи информации).

Стоит отметить, что достижение консенсуса правил информационного обмена возможно на ранних этапах при использовании информации по взаимной навигации, а также при обнаружении конфликта.

Рассматриваемая сеть абонентов относится к асинхронной сети с ограниченной задержкой (ABD-сеть) [6], для которой известен детерминированный протокол синхронизации часов с заданной точностью с использованием одного сообщения. Можно показать, что предлагаемый протокол также можно использовать для согласования правил используемых параметров при обмене.

Определим модель информационного обмена с использованием математического аппарата сети Петри в соответствии с рис. 1.



Рис. 1. Модель информационного обмена в мультиагентной сети при использовании средств ЗПС

В модели определены следующие элементы:

 Позиция Р1 – формирует фишки (сообщение) для передачи абонентам сети (исходя из миссии абонента). Параметрами сообщения являются размер, адрес получателя (в случае рассылки сообщения точка – точка), или признак широковещательной рассылки всем абонентам сети;

- Позиция P2 сообщения для излучения в сеть;
- Позиция РЗ запрет на одновременное излучение и приёма сигнала (полудуплекс);
- Позиция Р4 сообщение принято;
- Позиция Р5 сообщение на этапе передачи в среде;
- Позиции P6, PR1,..., PRn сообщение на этапе приёма из среды;
- Переход Т1 определяет закон формирования сообщений от абонента сети (исходя из миссии);
- Переходы Т2,\* определяет условия обработки сообщений. Т2.1 сообщение для ретрансляции (передача фишки в позицию Р2 для излучения); Т2.2 сообщение адресованное принимающему абоненту (удаляется из сети);
- Переход Т3 излучение сообщения в сеть;
- Переход Т4 приём сообщения из сети;
- Переход Т5 запрет приёма сообщения с удалением сообщения из сети (потеря сообщения);
- Переходы Т6,\* определяет условие приёма сообщения: Т6,1 сообщение не принято (например, по расстоянию между абонентами сети); Т6,2 – сообщение может быть принято абонентом сети;
- Переходы TS1, ..., TSn распространение сообщения в сети.

Основные результаты моделирования. С использованием предложенной модели сети и исходной информацией по миссии абонентов получены следующие результаты моделирования:

- выбран алгоритм построения и параметров актуализации топологии информационного обмена между абонентами сети. Выбор параметров сводится к решению оптимизационной задачи по критерию повышения эффективности информационного обмена. Показано, что выбранные параметры повышают эффективность функционирования сети на 5-10%;
- выбраны параметры функционирования излучающего и приёмного тракта абонента сети. Выбор параметров сводится к решению оптимизационной задачи. В случае использование (построение) информации по взаимной навигации, выбор параметров позволил увеличить эффективность функционирования сети на 15-20%;
- отработан протокол достижения консенсуса, который позволил проводить динамическое уточнение параметров работы абонентов сети в целом, включая предотвращение конфликтов.

Заключение. В работе представлена модель информационного обмена абонентов сети ЗПС на основе математического аппарата сетей Петри. На основе модели проведен анализ алгоритмов построения и актуализации топологии подводной сети информационного обмена, проведен выбор параметров излучающего и приёмного тракта, а также исследован алгоритм достижения консенсуса между абонентами сети.

Результат имитационного моделирования показал, что выбор параметров работы сети позволяет увеличить эффективность информационного обмена на 20%.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Инзарцев А. В., Киселев Л. В., Костенко В. В., Матвиенко Ю. В., Павин А. М., Щербатюк А. Ф. Подводные робототехнические комплексы: системы, технологии, применение. Владивосток: Институт проблем морских технологий Дальневосточного отделения Российской академии наук, 2018. 368 с.
- 2. **Федосов В.П. и др.** Сети связи для подводных автономных роботизированных комплексов. Таганрог: ЮФУ, 2018. 178 с.
- 3. Ramírez I. S., Bernalte Sánchez P. J., Papaelias M., Márquez F. P. G. Autonomous underwater vehicles and field of view in underwater operations //Journal of Marine Science and Engineering, 2021. Vol. 9. № 3. P. 277.
- Skorodumov Iu.M., Gruzlikov A.M., Lukoyanov E.V., Toropov A.B., Litunenko E.G., Mukhin D.A Information Exchange in Underwater Acoustic Network // 2022 International Conference on Ocean Studies (ICOS). Vladivostok, Russia, 2022. P. 71-76.
- 5. Мараховский В. Б., Розенблюм Л. Я., Яковлев А. В. Моделирование параллельных процессов. Сети Петри. СПб.: Профессиональная литература, 2014. 400 с.: ил.
- 6. Тель Ж. Введение в распределенные алгоритмы. М.: МЦНМО, 2009. 616 с.

A.M. Gruzlikov, E.G. Litunenko, V.S. Tulnikov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). Model of Information Exchange in Underwater Acoustic Network

*Abstract.* The paper proposes a model of information exchange in underwater acoustic network based on the mathematical model of Petri nets. It allows us to investigate algorithms for constructing and updating the network topology, determining the emission and receiving parameters of the network subscribers, as well as to investigate the issue of parameter coordination (consensus) between subscribers according to the criterion of the effectiveness of information exchange. The simulation results show the possibility of increasing the efficiency of information exchanges in the network.

## В.В. КАРЕТНИКОВ, А.П. БЕСПАЛОВ (ГУМРФ им. адм. С.О. Макарова, Санкт-Петербург)

## УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕ ПАССАЖИРСКИХ СУДОВ В ЦЕНТРАЛЬНОМ БЬЕФЕ ГОРОДА МОСКВЫ НА ОСНОВЕ СТАТИЧЕСКОГО И ДИНАМИЧЕСКОГО РАСПИСАНИЯ

В работе рассматриваются особенности разработки статического и динамического расписаний для управления движением пассажирских судов, эксплуатируемых в центральном бьефе города Москвы с учетом местных особенностей плавания и интенсивности судоходства в акватории.

**Введение.** Пассажирский речной транспорт общего пользования является важной частью транспортной системы города Москвы. Одним из основных условий эксплуатации данного вида транспорта является его регулярность. Однако в центральном бьефе города Москвы достаточно сложно организовать плановую транспортную работу в следствии высокой интенсивности движения флота, а также местных условий плавания. Несмотря на то, что на данной акватории осуществляется диспетчерское регулирование движением флота, его эффективность сравнительно невысокая. С целью повышения эффективности транспортной работы при перевозке пассажиров в данном бассейне реализуется управление движением флота на основе использования синхронизированного расписания.

Пассажирские суда, эксплуатируемые в акватории центрального бьефа города Москвы, можно разделить на два основных вида: обслуживающие транспортные внутригородские маршруты, и экскурсионно-прогулочные. В перспективе для указанных видов пассажирских судов планируется создать свои расписания движения, которые будут синхронизированным между собой таким образом, чтобы обеспечить заданную регулярность движения флота с учетом пропускной способности акватории.

Для каждого из этих видов судов расписание движения будет иметь свои особенности. Ниже будут рассмотрены возможные способы составления расписаний движения пассажирских судов, обслуживающих внутригородские транспортные маршруты.

**Методы.** Статическое расписание подразумевает соблюдение четких временных границ, оно может быть тактовым или без такта. В некоторых литературных источниках оно носит название – периодическое расписание [1]. Тактовое расписание возможно сформировать при последовательном выходе пассажирских судов из одной точки или при одновременном запуске судов с нескольких причалов.

В нашем случае рациональным вариантом является комбинация тактового расписания при одновременном запуске судов с разных причалов и динамического расписания.

Для обеспечения возможности введения компенсирующих мероприятий необходимых для соблюдения расписания предлагается задание эксплуатационной скорости ниже максимально допустимой и возможное увеличение времени стоянки судна у причала. Это позволит исключить или минимизировать время задержки.

При составлении расписания требуется учесть правила движения судов [2, 3]. Кроме того, необходимо изучить интенсивность судоходства. Суда, эксплуатируемые на данном участке, можно разделить на несколько основных групп: пассажирские, маломерные, грузовые, технические и вспомогательные. Так как все вышеперечисленные суда, кроме круизных судов и пассажирского флота, следующего по экскурсионно-прогулочным маршрутам, описанных выше, в основном не имеют четкого графика и маршрутов движения в течение навигации. В таком случае следует учитывать интенсивность их движения, так как при наличии зон, в которых запрещены расхождения и обгон, они могут существенно повлиять на задержки судов, следующих по графику, что приведет к сбою расписания. Для этого проведена обработка статистических данных с камер, расположенных на мостах на протяжение всех маршрутов.

Для расчета возможного времени задержки в зонах, где запрещено расхождение и обгон требуется учитывать ее протяженность, скорость судна, которое движется сверху и время, которое ему осталось пройти до границы зоны. Предполагая, скорости движения судов, можно найти минимальное и максимальное время ожидания входа в зону. Очевидно, что минимальное время задержки будет равно 0, при условии, что встречное судно не успеет войти в зону, или будет на выходе из нее. Таким образом можно получить таблицу, описывающая задержки при одновременном вхождении в зону двух судов (таблица 1)

Таблица 1

Зона	Длина зоны, км	Минимальное время задержки	Максимальное время задержки
Шмитовский проезд	0.53	2 м 7 с	6 м 22 с
Мост Багратион + Дорогомиловский перекат	1.2	4 м 48 с	14 м 24 с
Новоарбатский мост	0.55	2 м 12 с	6 м 36 с
Нагатинский мост	1.03	4 м 7 с	12 м 22 с
Даниловский мост	1.015	4м4с	12 м 11 с
Автозаводской мост	0.3	1 м 12 с	3 м 36 с

Максимальные и минимальные задержки в зонах запрета расхождения судов

Для расчета средних скоростей применялось два различных подхода. Первый – имитационные испытания на навигационном тренажере, который позволяет смоделировать обстановку и учесть технические характеристики судна.

Второй подход, заключается в расчете средних скоростей с учетом инерционноманевренных характеристик судна, полученных с помощью экспериментальных данных.

Стоит отметить, что среднее время прохождения, полученное с помощью инерционноманевренных характеристик, отличается от времени прохождения, полученного в результате имитационных испытаний на навигационном тренажере. Это по всей видимости обусловлено тем, что на тренажере имитировался подход к причалу и отход от причала задним ходом индивидуально различными людьми. Такие маневры занимают дополнительное время, не учитываемое при втором подходе. Средняя разница времени составила 1 мин 14 сек.

Главным достоинством статистического подхода является то, что в результате его применения, можно получить фиксированное расписание движения судов, как для каждого из причалов – что удобно для пассажиров, так и расписания движения каждого судна, которым будет пользоваться капитан судна, чтобы не выбиваться из графика движения. Такой подход хорош, когда есть возможность обеспечить движение с минимальным временем задержки как на перегонах между причалами, так и на самих причалах. Одной из возможных характеристик статического расписания является наличие такта движения, когда суда идут друг за другом через равные промежутки времени. Это позволяет зафиксировать расписание с периодом, равным времени прохождения полного круга по маршруту. Создание тактового расписания обычно подразумевает последовательный отход пассажирских судов с одного причала через равные промежутки времени. Стоит отметить, что рекомендуемой длительностью такта следует брать отношение среднего времени прохождения всего маршрута к количеству судов на маршруте. Статическое расписание, полученное таким способом, имеет существенный недостаток, а именно, неравномерность распределения судов по маршруту на первом круге движения. В то же время моделирование расписания позволяет выявить проблемы, которые могут возникнуть при составлении расписаний других видов. Одной из таких проблем является влияние зон, в которых запрещены обгон и расхождение на время движения судов и длительность возможной задержки. Поэтому предлагается перейти к статической модели создания фиксированного расписания при одновременно отправлении судов с различных причалов. Это позволяет учесть реальные пассажиропотоки.

Для получения такта в расписании, при котором между всеми судами на каждом причале будет проходить одинаковое количество времени, можно в течении первого/второго кругов проводить компенсирующие мероприятия, позволяющие выйти на такт. К компенсирующим мероприятиям относятся изменение время стоянки на причалах, увеличение/уменьшение скорости на перегонах. Таким образом, статический подход позволяет создать фиксированное расписание двух видов: с известным периодом движения, равным длительности прохождения полного круга, при котором не изменяются ни длительности между перегонами, ни времена стоянки на причалах.

При этом данное расписание, так же, как и любой другое фиксированное расписание остается неустойчивым к возможным помехам и задержкам на пути движения электрохода. В таком случае, возможен переход к динамическому расписанию.

Динамическое расписание не дает точного время прибытия и отправления судов по каждому из причалов. То есть, для каждого причала или каждого судна нельзя точно выстроить график движения. Но такое расписание позволяет учитывать возникшие задержки на пути движения судна. При использовании динамического расписания необходима система передачи данных от каждого судна в систему поддержки расписания, в которой осуществляется пересчет предполагаемого времени прибытия судна.

Главной проблемой динамического расписания в условиях движения судов является то, что невозможно, одновременно на один причал поставить более двух судов. Таким образом, задержка, возникающая для одного судна, должна быть учтена и судами, которые следуют за ним. Если такая задержка достаточно велика, то последующим судам стоит либо снизить скорость, либо задержаться на предыдущем причале.

Алгоритм создания расписания. Для построения статического расписания с последовательным отправлением от одного причала требуются следующие начальные данные: причал отправления, время начала и окончания работы, длительность такта, причал подзарядки пассажирского судна, длительность стоянки на причале подзарядки и на промежуточных причалах, время прохождения участков между причалами.

Так как статическое тактовое расписание предполагает, что судно завершив круг, пойдет на следующий, на котором будет иметь точно те же характеристики, то построив расписание судна для первого круга, можно распространить его на остальные круги по маршруту.

Другим подходом к разработке статической модели синтеза расписания движения судов является модель, в которой выход судов на маршрут происходит не последовательно, а параллельно. То есть предполагается, что суда выходят на маршрут одновременно от разных причалов. В качестве начальных данных в данной модели используется следующий перечень данных: начальная расстановка судов на причалах, время начала и окончания работы, причал подзарядки пассажирского судна, длительность стоянки на причале подзарядки и на промежуточных причалах, время прохождения участков между причалами.

Подход разработки статического расписания с параллельным началом движения можно разделить на два варианта. Первый, подходит для маршрутов, начальная расстановка на которых равномерна. Такой подход не подразумевает выхода на тактовое расписание, на котором суда приходят на причалы через одинаковые промежутки времени. При таком подходе, так же как и для статического тактового расписания можно экстраполировать расписание движения судна на одном круге. В случае отсутствия требования выхода на такт, рассчитывается расписание судов на первом круге движения, а далее с лагом, равным времени прохождения всего маршрута рассчитывается расписание до окончания работы маршрута. Сведение к тактовому расписанию предпочтительно тогда, когда причалы расставлены неравномерно по длине маршрута, а количество судов достаточно мало, чтобы обеспечить равномерные перевозки.

Так как в условиях существующей транспортной системы центрального бьефа города Москвы велика вероятность появления задержек судов, наилучшим вариантом является использование динамического расписания движения судов. При таком подходе потребуется внедрить систему управления движением пассажирских судов. Основной функцией, такой системы является поддержка устойчивости флота и обеспечение безопасности судоходства. С точки зрения моделирования расписания важной функций является поддержка перерасчета статического расписания, которое лежит в основе динамической модели. Стоит обратить внимание на то, что сведение к такту в условиях использования динамического подхода нецелесообразно.

Для динамического подхода к построению расписания должен выполняться временной критерий, который показывает, когда три судна подошли друг к другу на расстояние недопустимое с точки зрения устойчивости системы. В том случае, когда одно из судов окажется в ситуации, при которой возникает задержка, что в последствие приведет к необходимости снизить скорость движения судна, в некоторых случаях вплоть до остановки, чтобы не допустить встречи с судном-оппонентом в зонах, где введено ограничение по движению судов. **Вывод.** Таким образом динамическая модель синтеза расписания движения, основывается на моделях статического расписания, и в условиях идеального судоходства с ней совпадает. Однако необходимым условие для обеспечения выполнения динамического расписания представляется наличие системы, которая будет выполнять функцию обратной связи. В случае внедрения данного подхода в производственную деятельность появляется надежный механизм управления движением пассажирских судов в центральном бьефе города Москвы.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Горбачев А.М. Обзор математических моделей расписаний маршрутного городского транспорта. Известия Петербургского университета путей сообщения. 2018. Т. 15. № 3. С. 366-370.
- Приказ Минтранса от 5 апреля 2017 г. N 137 «Об утверждении правил движения и стоянки судов в московском бассейне внутренних водных путей российской федерации».
- 3. Приказ Минтранса от 19 января 2018 года N 19 «Об утверждении Правил плавания судов по внутренним водным путям»

B.B. Karetnikov, A.P. Bespalov (Admiral Makarov State Academy of Maritime and Inland Shipping, St. Petersburg). Traffic Control of Passenger Ships in Central Pool of Moscow Based on Static and Dynamic Timetable

*Abstract.* The paper focuses on the development of static and dynamic timetables for the traffic control of passenger ships operating in the central pool of Moscow with account for the local navigation features and shipping intensity.

## ШАФРАНЮК А.В., ГОРБУНОВ С.А. (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

## ЗАДАЧА АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПРОКЛАДКИ МАРШРУТА АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА

В работе рассматривается постановка задачи прокладки маршрута автономного необитаемого подводного аппарата и предлагается алгоритм её решения путём оптимизации одной из возможных целевых функций. Для расчёта целевой функции (показателя эффективности) выполнения аппаратом миссии используется имитационное моделирование. Так же в работе приводится краткий обзор существующих на сегодня решений такой задачи и их сравнение с предлагаемым подходом.

**Введение.** В настоящий момент, в связи с развитием робототехники, существует актуальная задача автоматической прокладки маршрута (**path planning**) автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА). В работе рассматривается постановка задачи и алгоритм её решения путём оптимизации одной из возможных целевых функций.

В качестве входных данных для задачи рассмотрим следующие (рис. 1):

- 1) точка старта АНПА, определяющая его начальное местоположение, ориентацию и скорость в начальный момент времени  $t_0$ :  $\mathbf{M}(t_0) = \{\varphi, \lambda, h, \gamma, V\}^T$ , где  $\varphi, \lambda, h$ соответственно широта, долгота и глубина расположения АНПА, а  $\gamma$  и V курс и модуль скорости;
- 2) область, в которой АНПА проводит выполнение некоторой задачи. К таковой может относится поиск упавшего в акватории самолёта, либо затонувшего корабля, обнаружение места повреждения трубопровода, либо подводного кабеля и т.п. Область выполнения задания описывается следующими параметрами: А = {\varphi\_A^i, \lambda\_A^i} - множество узлов области, заданных географическими координатами, E<sub>A</sub> - расход энергии на выполнение задачи в акватории А;
- 3) область завершения выполнения миссии  $\mathbf{S} = \{\varphi_{S}^{i}, \lambda_{S}^{i}\}$  также задаваемая набором географических координат.



Рис. 1. Схема задания миссии для АНПА.

В результате работы алгоритма должно быть сформировано маршрутное задание, отражающее план миссии. Маршрутное задание можно представить в виде:

$$\mathbf{P}(t) = \{V, h, \gamma, m\}^{\mathrm{T}},$$

где **Р** – вектор желаемых параметров движения АНПА, изменяющихся во времени (возможно кусочно-постоянных): V – скорость, h – глубина,  $\gamma$  – курс. При этом очевидно, что при малой глубине АНПА его системы управления (СУ) могут реализовывать различные задачи, недо-
ступные на глубине, а именно, радиосвязь, обсервацию в навигационном комплексе с использованием спутниковой навигационной системы и т.п. Однако возможно, для гарантированности проведения той или иной операции имеет смысл формировать указание для СУ на её проведение. В рамках настоящей работы рассматривается задача обсервации. В этом случае параметр m – будет содержать такое логическое условие, хотя в более общем виде он является вектором, содержащим логические флаги для их проведения.

В существующих на настоящий момент открытых работах по формированию маршрутного задания АНПА [1...16] задача прокладки сводится к задаче прокладки маршрута движения без указания желаемой скорости движения АНПА. Планирование маршрута, которое характерно использование априорно известных данных, таких как, например, крупный рельеф дна, острова, проливы и фарватеры. Такие алгоритмы достаточно хорошо формализуемы, но не столь широко распространены в АНПА как в иных областях техники. К примеру, в автомобильных системах к таким алгоритмам можно отнести программы навигации, такие как Яндекс Навигатор, Google maps, 2GIS и др. В морских надводных применениях широко используются электронные картографические навигационно-информационные системы (ЭКНИС).

**Предлагаемый подход к решению задачи.** Существующие алгоритмы автоматической прокладки, как отмечалось выше, как правило формируют маршрут АНПА с учётом рельефа местности (реже наличия течений) без учёта характерных для конкретного АНПА параметров, а именно: ёмкости бортовой батареи и потребления энергии со стороны двигательной установки и иного бортового оборудования, конечной точности работы навигационного комплекса и т.п. При этом батарея вносит ограничение на время функционирования АНПА в зависимости от конфигурации бортового оборудования и скорости движение АНПА, а конечная точность навигационной системы не позволяет без проведения обсерваций выйти к намеченному району выполнения миссии. Таким образом маршруты, проложенные с учётом требований к безопасности плавания с использованием батиметрических данных, позволят лишь сформировать исходные данные для оператора, который с учётом значительного запаса по запасу энергии в батареи АНПА и точности навигационного комплекса, выбрал окончательный маршрут движения.

В связи с этим больший интерес представляет формирование маршрута с, как минимум, учётом указанных ограничений. В виду этого представляет интерес решение задачи с учётом модели АНПА методами имитационного моделирования. В этом случае при решении задачи используется следующая последовательность действий:

- 1) дискретизация пространства акватории на множество базовых галсов, которая может быть реализована как в виде простого разбиения на квадратные ячейки, так и представлена в виде диаграммы Вороного, сформированной с учётом рельефа дна. На каждом таком элементарном галсе для АНПА будет задаваться фиксированное значение  $\{V, h, \gamma, m\}$ . При этом маршрутное задание будет иметь вид:  $\mathbf{P}(t_i) = \{V, h, \gamma, m\}^T$ , где i порядковый индекс галса, проходимого АНПА в процессе выполнения маршрутного задания;
- 2) на следующем этапе производится имитационное моделирование выполнения АНПА заданной миссии для выбранного  $\mathbf{P}(t_i)$ , возможно нескольких таких заданий, в зависимости от выбранного метода оптимизации;
- 3) по результатам имитационного моделирования вычисляется критерий эффективности выполнения АНПА миссии. Таких критериев можно выделить несколько и решать задачу как в отношении какого либо одного из них, так и в отношении их линейной комбинации по выбору оператора:  $C = \frac{1}{\sum_k w_k} \sum_k w_k C_k$ , где  $w_k$  вес k-го критерия, а  $C_k$  его рассчитанное по результатам имитационного моделирование значение. К таким критериям можно отнести: минимизация времени выполнения миссии, минимизация расхода энергии батареи и т.п. Отметим также, что эти критерии можно контролировать также в процессе проведения имитационного моделирования и в случае, если  $C > C_{thrshld}$ , где  $C_{thrshld}$  пороговое значение критерия, имитацию, для экономии вычислительного времени можно прекращать досрочно и сразу переходить к п. 4) алгоритма;
- 4) на текущем этапе производится корректировка P(t<sub>i</sub>) способом, зависящим от выбранного метода оптимизации и повтор алгоритма с п. 2) до момент нахождения минимального значения С. В таком случае результатом работы алгоритма будет следующее маршрутное задание:

$$\widehat{\mathbf{P}(t_l)} = \arg\left(\min(\mathbf{C}(\mathbf{P}))\right).$$

Заключение. В работе приведён возможный подход к построению решения задачи по автоматической прокладке маршрута АНПА. Такой подход позволяет учитывать большее, чем сейчас, количество влияющих факторов, сравнительно легко модифицировать модельное ядро, а также критерии оптимизации параметров маршрутного задания. При этом модельное ядро можно как усложнять для всестороннего учёта специфики конкретного АНПА), так и упрощать для повышения робастности решения. Использовать единую модель АНПА в различных задачах, обеспечивая таким образом и единство результатов их решения.

В дальнейшем возможно добавление моделей различного оборудования в модель АНПА, в т.ч. и для учёта решения её основной цели миссии.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Илларионов Г.Ю., Лаптев К.З., Матвиенко А.В., Подготовка и планирование глобального маршрута океанского похода автономного необитаемого подводного аппарата дальнего радиуса действия // Двойные технологии. 2018. № 2 (83). С. 41-49.
- 2. Галяев А.А., Рубинович Е.Я., Планирование маршрутов АНПА в конфликтной среде // Труды Кольского научного центра РАН. 2020. Т. 11. № 8 (11). С. 119-123.
- Лаптев К.З., Багницкий А.В., Планирование маршрута и алгоритмы маневрирования автономного необитаемого подводного аппарата дальнего радиуса действия при поиске полыней и разводий в арктике // В сборнике: Материалы конференции «Управление в морских системах» (УМС-2020). 13-я МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ. Санкт-Петербург, 2020. С. 60-63.
- Кензин М.Ю., Бычков И.В., Максимкин Н.Н., Киселёв Л.В., Планирование динамических многоцелевых миссий для групп автономных необитаемых подводных аппаратов на основе гибридного эволюционного подхода // В сборнике: XII всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2014. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2014. С. 3876-3887.
- 5. M. Ataei and A. Yousefi-Koma. Three-dimensional optimal path planning for waypoint guidance of an autonomous underwater vehicle. Robotics and Autonomous Systems, 2015, pp. 23-32.
- 6. S. Mahmoudzadeh, D. Powers, K. Sammut, A. Lammas and A. M. Yazdani, Optimal route planning with prioritized task scheduling for AUV missions. 2015 IEEE International Symposium on Robotics and Intelligent Sensors, 7-14.
- 7. X. Pan, X. Wu, X. Hou and Y. Feng, Global path planning based on genetic-ant hybrid algorithm for AUV // Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2017, 45(5), 45-9, 76.
- 8. P. Yao and S. Zhao, Three-Dimensional Path Planning for AUV Based on Interfered Fluid Dynamical System Under Ocean Current // Ieee Access, June 2018, 6, pp. 42904-42916.
- S. Perez-Carabaza, E. Besada-Portas, J. A. Lopez-Orozco and J. M. de la Cruz, Ant colony optimization for multi-UAV minimum time search in uncertain domains // Applied Soft Computing, 62, 2018, pp. 789-806.
- H. J. Hong and W. Xiong, Research on global path planning based on ant colony optimization for AUV. Journal of Marine Science and Application, 8(1), 2009, pp. 58-64.
- 11. L. Y. Dong and H. L. Xu, AUV path planning based on improved ant colony algorithm // Automation & Instrumentation, 32(3), 2017, pp. 1-4.
- Y. J. Heo, W. K. Chung and Ieee, RRT-based path planning with kinematic constraints of AUV in underwater structured environment. 2013 // 10th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence, 2013, pp. 523-525.
- 13. I.B. Jeong, S. J. Lee and J.-H. Kim, Quick-RRT: Triangular inequality based implementation of RRT with improved initial solution and convergence rate // Expert Systems with Applications, 123, 2019, pp. 82-90.
- 14. J. T. Kim, J. H. Li, M. J. Lee, H. J. Kang, W. S. Lee and Ieee, Path planning for 3D coastal navigation of underwater structures // 2014 Oceans St. John's. Ieee, New York.
- TingTing Yao, Tao He, WenLong Zhao, Abdou Yahouza M.Sani, Review of path planning for autonomous underwater vehicles // RICAI 2019: Proceedings of the 2019 International Conference on Robotics, Intelligent Control and Artificial Intelligence, September 2019, pp. 482–487.
- 16. Voemir Kunchev, Lakhmi Jain, Vladimir Ivancevic, and Anthony Finn, Path planning and obstacle avoidance for autonomous mobile robots: a review // Lecture Notes in Computer Science, October 2006, pp. 537-544

# A.V. Shafranyuk, S.A. Gorbunov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg). The Problem of Automatic Path Planning of an Autonomous Unmanned Underwater Vehicle

**Abstract.** The paper examines the formulation of the problem of path planning for an autonomous unmanned underwater vehicle and proposes an algorithm for solving it by optimizing one of the possible objective functions. Simulation modeling is used to calculate the objective function (performance indicator) for the vehicle's mission. The paper also provides a brief overview of existing solutions to such a problem and their comparison with the proposed approach.

# Л. А. МАРТЫНОВА (АО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ СЛОЖНОГО РЕЛЬЕФА ДНА С ОГРАНИЧЕНИЯМИ ПО ГЛУБИНЕ ПРИ МИНИМАЛЬНОМ РАСХОДЕ ЭНЕРГОРЕСУРСА

Решается задача маневрирования автономного необитаемого подводного аппарата в вертикальной плоскости в условиях сложного рельефа дна с минимизацией расхода энергоресурса при жестких ограничениях по глубине движения. Сформированы траектории движения по сплайну, по кратчайшему пути, посередине заданного диапазона глубин, по правилам судовождения. Определены условия минимального расхода энергоресурса. Результаты исследований могут быть использованы при формировании маршрутного задания с минимальным расходом энергоресурса при его выполнении.

Введение. Совершенствование технологий привело к возможности создания автономных необитаемых подводных аппаратов (АНПА), способных выполнять маршрутное задание в течение длительного многомесячного плавания, например, для подводного наблюдения [1,2]. В таких условиях остро стоит задача экономии энергоресурса АНПА. При движении АНПА по прямолинейной траектории определен режим экономичного хода, при котором скорость движения минимальна при условии управляемости и устойчивости движения. Режим экономичного хода нарушается при необходимости АНПА маневрировать, например, в условиях сложного рельефа дна, сохраняя при этом алгоритмами системы управления АНПА [3-5] заданный диапазон глубин, определяемый расстоянием до дна. Такая задача может возникнуть, например, при обследовании дна или его толщи: для эффективной работы приборов, используемых при обследовании, необходимо нахождение АНПА в определенном эшелоне глубин над поверхностью дна.

В этом случае возникает задача минимизации расхода электроэнергии при маневрировании АНПА. Противоречие заключается в том, что с одной стороны, целесообразно попытаться маневрировать на экономичной скорости, с другой стороны – такое маневрирование требует циркуляции в вертикальной плоскости с достаточно большим радиусом, и в условиях ограниченного по вертикали пространства такой маневр может привести к выходу АНПА за пределы заданного диапазона глубин. Замедление хода для сокращения радиуса циркуляции до минимального приводит к снижению управляемости аппаратом и необходимости использования энергоемких подруливающих устройств (ПУ). Кроме того, для маневрирования на более низкой скорости требуется торможение, а после маневрирования – разгон АНПА до экономичной скорости, что также приводит к дополнительным затратам энергоресурса по сравнению с движением в экономичном режиме.

Задачи минимизации расхода энергоресурса решались и детально прорабатывались, в основном, при маневрировании АНПА в горизонтальной плоскости, например, при обходе препятствий. Маневрирование по глубине рассматривалось с позиции безопасности АНПА [6-8], не затрагивая вопросы экономии энергоресурса при выборе траектории. Таким образом, задача выбора энергоэкономичного пути маневрирования по глубине в стесненных по вертикали условиях является актуальной.

Постановка задачи. Пусть АНПА движется на определенной глубине с экономичной скоростью, обеспечивающей минимальный удельный расход q энергоресурса. В некоторый момент времени возникает изменения рельефа дна, с учетом которого АНПА необходимо продолжить движение в определенном диапазоне глубин над поверхностью дна. Предполагается, что в целях сокращения радиуса кривизны траектории в вертикальной плоскости АНПА может сбавить ход, при этом затраты электроэнергии q(t) возрастают обратно пропорционально скорости движения АНПА V.

Пусть множество возможных траекторий включает I вариантов изменения глубины; траектория *i*-го варианта  $L_i$  состоит из M участков, каждый из которых характеризуется кривизной  $R_m$ , скоростью движения  $V_m$  и удельным расходом энергоресурса  $q_m$ :  $L_i = m_i L_{li} + (m_l - 1) L_c$ , где

*m<sub>i</sub>* – количество прямолинейных участков; *L<sub>l</sub>* – протяженность прямолинейных участков; *L<sub>c</sub>* – протяженность дугообразных участков, соединяющих прямолинейные участки.

Необходимо определить такую траекторию  $L^*$  движения АНПА в заданном диапазоне глубин, определяемым расстоянием до дна, чтобы расход энергоресурса Q в процессе движения оказался минимальным:

$$Q = \sum_{m=1}^{M} q_m \quad \to \min_{L_i}.$$
 (1)

Решение поставленной задачи проведем в два этапа: на первом этапе определим множество траекторий движения АНПА в заданном диапазоне глубин над поверхностью рельефа, на втором – осуществим выбор траектории движения АНПА с минимальным расходом энергоресурса.

Формирование траектории движения АНПА в заданном диапазоне глубин. Для учета ограничений на радиус циркуляции в вертикальной плоскости при маневрировании АНПА в определенном диапазоне глубин на экономичной скорости воспользуемся подходом к построению траектории маневрирования в горизонтальной плоскости, используемом в судовождении [9,10]. Подход заключается в том, что вокруг движущегося судна на плоскости формируется зона безопасности. В ходе движения судна анализируется попадание береговой черты или других препятствий в сформированную зону безопасности. В случае попадания принимается решение об отклонении судна от заданного курса так, чтобы исключить попадание препятствий в сформированную зону безопасности (при условии, что безопасный проход для судна имеется).

В литературе предлагаются различные подходы к формированию траектории движения АНПА или судов с позиции безопасности. Так, в [9, 10] предложено использовать изолинии для построения возможных траекторий движения судов в сложных условиях. В [11, 12, 13] предложено формировать траектории движения АНПА в виде сплайнов, в [14] для безопасного движения в узкости наиболее подходящей принята траектория, расположенная ровно посередине между препятствиями.

Очевидно, что если рельеф дна имеет незначительные перепады глубин, то есть перепады меньше заданного диапазона глубин, то в такой ситуации АНПА может двигаться на одной и той же глубине, как это показано на рис.1 слева.

Если изменение рельефа дна «одноступенчатое», то даже при необходимости изменения глубины можно рассчитать начало маневра так, чтобы обогнуть ступеньку в режиме экономичного хода, как это показано на рис.1 справа.



Рис. 1. Траектории движения при несложном изменении рельефа дна

Сложности возникают, если рельеф дна имеет существенные – больше диапазона глубин, перепады, и они чередуются чаще, чем позволяет их обогнуть радиус циркуляции АНПА по вертикали. Рассмотрим такие варианты подробнее.

**Траектории маневрирования в условиях сложного рельефа.** Под сложным рельефом будем понимать рельеф, в котором в режиме экономичного хода с ограничением по радиусу циркуляции пройти невозможно. Положения заданного диапазона глубин, определяемого расстоянием до дна в условиях сложного рельефа, приведены на рис. 2.



Рис. 2. Примеры положения диапазона глубин в условиях сложного рельефа

Для анализа траекторий маневрирования в вертикальной плоскости рассмотрим все перечисленные варианты траектории, предложенные для маневрирования в горизонтальной плоскости: кратчайший путь по кромке границы (на рис.2 траектория обозначена синей линией); посередине диапазона глубин (траектория обозначена зеленой линией); в виде сплайна (желтая линия); движение в экономичном режиме по правилам судовождения (обозначена красной линией).

Из рис.2 видно, что траектории имеют различные длину и радиус кривизны дуги, соединяющей прямолинейные участки. Подставляя их значения в выражение (1), получим расход энергоресурса для каждого рассмотренного варианта траектории, что позволяет выбрать траекторию с минимальным расходом энергоресурса.

Результаты численного эксперимента. При проведении численного эксперимента с использованием специально разработанной имитационной модели [15] рассмотрены траектории, каждая из которых в заданном диапазоне глубин, определяемом расстоянием до дна, содержит 3 прямолинейных горизонтальных участка, 2 – прямолинейных вертикальных участка и 4 дугообразных участка, соединяющие прямолинейные участки. Полагаем, что при движении кратчайшим путем и при движении посередине диапазона глубин радиус циркуляции сократился в 10 раз по сравнению с дугой поворота на экономичной скорости, при движении по траектории в виде сплайна – сократился в 2 раза на двух участках (рис.2 слева). Подставляем *m*=5 и *m*<sub>c</sub>=4 и определяем длину каждой траектории. В результате расчета оказалось, что длина прямолинейных участков пути составила: при движении по кратчайшему пути 230 м, по сплайн-траектории и посередине диапазона глубин – 240 м, по правилам судовождения – 320 м. Пусть на каждые 10 м движения удельный расход составляет q. На циркуляцию при движении по кратчайшему пути и посередине диапазона глубин потребовалось 10q, по сплайн-траектории – 2q, по правилам судовождения – q. Эти значения принимаем за основу расчета затрат энергоресурса при движении АНПА в экономичном режиме. Тогда общий расход составил: по кратчайшему пути 23q +40q =63q, посередине диапазона глубин 24q +40q =64q, по сплайн-траектории 24q+8q =32q, по правилам судовождения 24q+4q=28q. Таким образом, при выбранном соотношении удельного расхода наиболее энергоэкономичным оказалась траектория движения по правилам судовождения.

Заключение. Для определения траектории движения АНПА в условиях сложного рельефа дна с ограничениями по глубине при минимальном расходе энергоресурса рассмотрены четыре типа траекторий, обеспечивающих движение АНПА в заданном диапазоне глубин. Для каждого типа траектории проанализирован расход энергоресурса в зависимости от радиуса кривизны дуг, соединяющих прямолинейные отрезки траектории. Определена зависимость расхода энергоресурса для каждого типа рассматриваемых траекторий. На численном примере показан выбор траектории, при движении по которой расход энергоресурсам АНПА оказался минимальным.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00803.

#### ЛИТЕРАТУРА

<sup>1.</sup> **Мартынова Л.А., Розенгауз М.Б.** К вопросу о надежности автономного необитаемого подводного аппарата с мультиагентной архитектурой системы управления // Информационно-управляющие системы. 2016. № 5 (84). С. 25–34.

- 2. Мартынова Л.А., Koryakin A.V., Lantsov K.V., Lantsov V.V. Determination of coordinates and parameters of a moving object by image processing // Computer Optics. 2012. Т. 36. № 2. С. 266–273.
- 3. **Мартынова Л.А.** Решение задачи подводного наблюдения в условиях применения интеллектуальных помех // Информационно-управляющие системы. 2018. № 1 (92). С. 31–41.
- 4. **Мартынова Л.А., Киселев Н.К., Мысливый А.А.** Метод выбора архитектуры мультиагентной системы управления автономного необитаемого подводного аппарата //Информационно-управляющие системы. 2020. № 4 (107). С. 31–41.
- 5. Мартынова Л.А., Машошин А.И., Пашкевич И.В., Соколов А.И. Алгоритмы, реализуемые интегрированной системой управления АНПА // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 1 (162). С. 50–58.
- 6. Автономные подводные роботы: системы и технологии / М.Д.Агеев, Л.В.Киселев, Ю.В.Матвиенко и др. М.: Наука. 2005. 398 с.
- 7. **7. Быкова В.С., Машошин А.И., Пашкевич И.В.** Алгоритм обеспечения безопасности плавания автономного необитаемого подводного аппарата // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. № 1 (112). С. 97–110.
- Инзарцев А.В., Багницкий А.В. Алгоритмы обхода локальных донных объектов для автономного подводного робота // Шестая Всерос. науч.- техн. конф. «Технические проблемы освоения мирового океана» (ТПОМО-6). Владивосток. 2015. С. 450–454.
- 9. Васьков А.С., Мироненко А.А. Контроль движения судна по навигационным параметрам и параллельным индексам // Вестник ГУМРФ им. адм. С.О.Макарова. 2022. Т. 14, № 6. С. 826–836.
- 10. Васьков А.С., Мироненко А.А. Методы планирования ограждения опасностей для контроля в системах управления движением судна // Морские интеллектуальные технологии. 2023. № 3-1 (61). С. 110–119.
- 11. **Filaretov V.F., Gubankov A.S., Gornostaev I.V.** The formation of motion laws for mechatronics objects along the paths with the desired speed // Proceedings of Int. Conf. on Computer, Control, Informatics and Its Applications, Jakarta, Indonesia. 2016. P. 93–96.
- Filaretov V., Gubankov A., Gornostaev I. Method of formation of reference movement speed of working tool of multilink manipulator // Proceedings of the 5th Int. Conf. on Interactive Collaborative Robotics. St. Petersburg, Russia, 2020. P. 89–98.
- 13. Ююкин И.В. Оптимальная сплайн траектория информативного маршрута судна в корреляционноэкстремальной навигации // Вестник государственного университета морского и речного флота им. адмирала С. О. Макарова. Том 14. №2. 2022. С. 230–247.
- 14. Innocenti Badano B.M. A multi-agent architecture with distribution for an autonomous robot // 2009 Universitat de Girona. Интернет pecypc https://www.tdx.cat/bitstream/handle/10803/7749/Tbi1de1.pdf;sequence=1.
- 15. Мартынова Л.А., Гриненков А.В., Пронин А.О., Куликовских Ю.В. Имитационное моделирование функционирования мультиагентной системы управления автономного необитаемого подводного аппарата // В сборнике: Имитационное моделирование. Теория и практика. восьмая Всероссийская научно-практическая конференция по имитационному моделированию и его применению в науке и промышленности. 2017. С. 474–479.

# L.A. Martynova (JSC Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Determination of the Trajectory of Movement Autonomous Underwater Vehicle in Conditions of Complex Bottom Relief With Depth Limits at Minimum Energy Consumption.

*Abstract.* The paper is addressed to the problem of autonomous underwater unmanned vehicle maneuvering in the vertical plane in the conditions of rugged topographt of the bottom, with power consumption minimization at limited depth of motion. Motion trajectories are formed based on the spline, the shortest path, in the middle of the specified range of depths, and according to the navigation laws. The conditions for the minimum power consumption are determined. The results of the study can be used in formulating AUV mission with the minimum power consumtion.

А.Е. ПЕЛЕВИН (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», ГУАП, Санкт-Петербург),

А.М. СТОЛЯРОВА (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург),

Е.В. ЛУКОЯНОВ, А.В. ЛОПАРЕВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

#### ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ СУДНА И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ

Приведены принципы и особенности построения математической модели движения надводного судна с заданными набором и характеристиками исполнительных органов. В качестве примера рассмотрена задача построения имитационной модели автомобильно-железнодорожного парома. На основании построенной модели разработаны алгоритмы формирования управляющих воздействий.

Введение. Имитационные модели подвижных объектов традиционно используются для разработки законов управления в различных режимах движения. Значительное место модели движения судов занимают и при разработке тренажеров, используемых не только для отладки взаимодействия систем навигации и управления, но и для обучения судоводителей. При этом понятно, что как при построении закона управления, так и для обучения имитационная модель должна быть адекватна реальному движению судна. Выбор математической модели движения судна полностью зависит от набора решаемых задач. В настоящем докладе основным требованием к модели является адекватность вырабатываемых навигационных и динамических параметров реальному движению судна с учетом воздействия ветра и течения. Рассматриваемый объект представляет собой автомобильно-железнодорожный паром. Исходными данными для построения математической модели движения являются характеристики маневренности, указанные в резолюциях Международной морской организации [1-3] и снимаемые на ходовых испытаниях судна, а также требования Российского морского регистра судоходства [4].

В настоящее время рассматриваемая задача решается преимущественно за счет использования упрощенных моделей динамики судов, отвечающих данным так называемого маневренного буклета (МБ) и приближенно описывающих движение судна в горизонтальной плоскости [5-8]. В докладе рассматривается методика построения полной модели надводного судна с пятью степенями свободы [9-14] и излагаются принципы и особенности ее разработки.

Исходные данные. При построении имитационной модели движения полагаем, что движительно-рулевой комплекс представлен следующими исполнительными органами:

- двумя главными движителями (ГД) с противоположным вращением винтов и винтами регулируемого шага (ВРШ), т.е. управление скоростью хода осуществляется за счет поворота лопастей винтов;
- двумя носовыми подруливающими устройствами (ПУ) и одним кормовым ПУ с созданием упоров за счет изменения частоты вращения винтов;
- рулевым устройством (РУ) с двумя рулями за каждым винтом.

В данном случае основополагающей эталонной информацией для определения параметров модели движения являются данные МБ, содержащего характерный вид траекторий и основные параметры движения реального судна на циркуляциях с разными перекладками рулей, с задействованием подруливающих устройств, а также тормозные и разгонные характеристики.

Формирование возмущающих воздействий (ветра, волнения и течения) осуществляется с использованием моделей, приведенных в [15].

Описание модели движения. Модель движения представляет собой систему пяти нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих динамику судна, и шести кинематических соотношений, формирующих его ориентацию и траекторию движения в земной системе координат. Переменными состояния являются:

- продольная и поперечная составляющие вектора скорости судна в связанной системе координат;
- проекции вектора угловой скорости судна на оси связанной системы координат;
- параметры ориентации;
- координаты судна в траекторной системе координат, которые могут быть далее пересчитаны в географические координаты.

Управляющими воздействиями являются сила тяги ГД, а также силы и моменты, возникающие на руле.

Модель движения учитывает наличие ветро-волновых возмущений и течения. Возмущающие силы и моменты рассчитываются по задаваемым значениям:

- скорости и направления течения;
- балльности волнения и направления набега волны;
- балльности и направления ветра.

Влияние ветра рассчитывается с учетом продольной и боковой парусности судна.

Методика определения параметров модели. На первом этапе, исходя из аналитической зависимости силы тяги от продольной составляющей относительной скорости, угла наклона лопасти, частоты вращения и диаметра винта регулируемого шага [9] и имеющихся данных о величине этой силы при фиксированных значениях указанных параметров, рассчитываются два неизвестных коэффициента упора ВРШ. Расчет осуществляется с использованием метода наименьших квадратов.

На втором этапе, исходя из аналитической зависимости силы сопротивления корпуса судна от относительной скорости, площади смоченной поверхности и угла дрейфа (во всем диапазоне его изменения) [9] и имеющихся данных о величине этой силы при фиксированных значениях указанных параметров [4] рассчитывается начальный (соответствующий нулевому углу дрейфа) коэффициент сопротивления. Расчет также осуществляется с привлечением метода наименьших квадратов.

На третьем этапе рассматриваются уравнения бокового движения. На основании известных конструктивных характеристик (длины, ширины, осадки, объемного водоизмещения и др.) по эмпирическим формулам [13], номограммам [9] или аналогам рассчитываются коэффициенты при гидродинамических силах и моментах, входящих в уравнения бокового движения [9-13]. Искомыми при этом являются шесть гидродинамических коэффициентов.

На четвертом этапе рассматривается влияние внешних возмущений. Здесь неизвестными являются коэффициенты, входящие в выражения для проекций сил и моментов, создаваемых ветром и волнением. Оценка этих параметров осуществляется таким образом, чтобы получить значения амплитуд бортовой и килевой качки, соответствующие установленной балльности волнения. Силы и моменты, вызванные ветром и течением, определяются соответственно балльностью ветра, параметрами течения, а также конструктивными характеристиками судна.

На пятом этапе осуществляется корректировка значений полученных коэффициентов таким образом, чтобы минимизировать расхождение между эталонными данными из МБ и полученными при моделировании при одинаковом задании управляющих сигналов (повороте лопастей винта, частоты вращения винтов, угла перекладки руля, частоты вращения ПУ):

- продольного движения на разгоне и при сбросе скорости;
- продольного и бокового движения на циркуляциях с различными углами перекладки рулей и ПУ.

На основе полученных расчетным путем значений частот собственных колебаний судна определяются параметры затухания процессов бортовой и килевой качки, соответствующие заданным характеристикам свободного движения.

При этом искомые значения коэффициентов уточняются с использованием итерационной идентификационной процедуры, описанной в работе [16].

По результатам проведенного моделирования движения парома расхождение с параметрами, заданными в карточке маневренных характеристик, составило 5-8%, что является приемлемым показателем.

Использование модели движения для формирования управляющих воздействий. На основе полученной модели движения осуществлено построение законов управления, обеспечивающих выработку необходимой силы тяги и силы на РУ. При этом рассмотрены две задачи: стабилизация продольной составляющей скорости и стабилизация на курсе.

Стабилизация скорости осуществляется за счет поворота лопастей ВРШ и реализуется с помощью ПИ-регулятора. Стабилизация на курсе осуществляется за счет перекладки рулей с использованием ПИД-регулятора. Коэффициенты регуляторов определены в соответствии с методикой, изложенной в [17].

Моделирование измерений навигационных параметров, поступающих на входы регуляторов, осуществляется путем учета аддитивных шумов измерителей (лага и инерциальной навигационной системы с чувствительными элементами навигационного класса точности), генерируемых формирующим фильтром пятого порядка.

Исполнительные устройства, на которые подаются управляющие воздействия с выходов регуляторов, представлены в виде апериодических звеньев второго порядка с известными постоянными времени. При формировании выходных сигналов исполнительных устройств учитываются ограничения на максимальный угол отклонения лопастей и максимальную скорость изменения этого угла.

На первом этапе управление формируется для модели движения с отсутствующими внешними возмущениями. Выбор коэффициентов регулятора направлен на минимизацию времени переходного процесса и отсутствие перерегулирования. На втором этапе коэффициенты уточняются для повышения устойчивости судна на курсе с заданной скоростью при разных уровнях внешних возмущений.

В результате были получены следующие характеристики системы управления при наличии ветро-волновых возмущений до 5 баллов включительно:

- время маневра при изменении курса на 90° 5 мин;
- время переходного процесса при изменении скорости на 5 м/с при фиксированной частоте оборотов вала ГД – 2,5 мин.

Заключение. В докладе приведена методика построения имитационной модели движения надводного судна. На основании информации из маневренного буклета и карточки маневренных характеристик создается динамическая модель, в достаточной степени адекватная реальному движению судна. Рассмотренная математическая модель использована для формирования закона управления, позволяющего обеспечить стабилизацию продольной составляющей скорости судна и его курса. Продемонстрирована эффективность синтезированных законов управления.

Работа проводилась при поддержке гранта РНФ №23-79-10071, *https://rscf.ru/project/23-79-10071/* 

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **IMO Resolution** A.601: Provision and Display of Manoeuvering Information on Board Ships. Adopted on 19 November 1987. 33 p.
- 2. IMO Resolution MSC.137(76) : Standards for Ship Manoeuvrability. Adopted on 4 December 2002. 6 p.
- 3. IMO MSC/Circ.1053. Explanatory Notes to the Standards for Ship Manoeuvrability. Adopted on 16 December 2002. 41 p.
- 4. Правила классификации и постройки морских судов. Ч. IV: Остойчивость. СПб.: Российский морской регистр судоходства, 2020. 78 с.
- 5. Дегтярев А.Б., Мье М.С. Информационная поддержка моделирования динамики судна в бортовой интеллектуальной системе. Морские интеллектуальные технологии. 2012. № 4 (18). С. 34-38.
- Смоленцев С.В., Исаков Д.В. Моделирование движения судна на основе упрощенной кинематической модели. Вестник Государственного университета морского и речного флота имени адмирала С.О. Макарова. 2018. Т. 10. № 6. С. 1111-1121.
- 7. NAVI TRAINER 4000. Mathematical Models Technical Description. Transas Marine Ltd. July, 2003. 102 p.
- Sutulo S., Guedes Soares C. Mathematical models for simulation of manoeuvring performance of ships. Marine Technology and Engineering. London: Taylor & Francis Group, 2011. Pp. 661-698.
- Справочник по теории корабля. Т.3: Управляемость водоизмещающих судов. Гидродинамика судов с динамическими принципами поддержания. Под ред. Я. И. Войткунского. Л.: Судостроение, 1985. 768с.
- 10. Мирохин Б.В., Жинкин В.Б., Зильман Г.И. Теория корабля: Учебник. Л.: Судостроение. 1989. 352с.
- 11. Fossen T.I. Guidance and Control of Ocean Vehicles. New York: John Wiley & Sons. 1999. 480 p.

- 12. Дмитриев С.П., Пелевин А.Е. Задачи навигации и управления при стабилизации судна на траектории СПб.: ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 2004. 160 с.
- 13. Гофман А.Д. Движительно-рулевой комплекс и маневрирование судна: Справочник. Л.: Судостроение, 1988. 360 с.
- 14. **Математическое моделирование системы управления**: метод. указания к курсовому проектированию. Сост.: О.Ю. Лукомская, А.Г. Шпекторов. СПб.: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. 40 с.
- 15. Лукомский Ю.А., Корчанов В.М. Управление морскими подвижными объектами. СПб.: Элмор,. 1996, 318с.
- 16. **Пелевин А.Е.** Идентификация параметров модели движения надводного морского объекта в условиях возмущений. Гироскопия и навигация. 2023. № 4 (123). С. 192-205.
- 17. Ziegler J.G., Nichols N.B. Optimum settings for automatic controllers. Trans. ASME. 1942. Vol. 64. No. 8. Pp. 759-765.

A.E. Pelevin (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg; St. Petersburg; St. Petersburg), E.V. Lukoyanov, A.V. Loparev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg), E.V. Lukoyanov, A.V. Loparev (Concern CSRI Elektropribor, JSC; ITMO University, St. Petersburg). Designing a Ship Motion Model and Using It to Form Control Algorithms

*Abstract.* A simulation motion model of ship is considered. The principles and features of constructing a mathematical motion model of a surface vessel with a given set and characteristics of actuators are presented. For example, the design of simulation motion model of the car/train ferryboat is considered. Algorithms of control actions, which are based on this model, are developed.

А. А. ПАВЛОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

### ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ ДВИЖЕНИЕМ АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПИД РЕГУЛЯТОРОВ И ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА

В работе рассматривается подход к управлению движением автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) на основе коэффициентов пропорционально-интегрально-дифференцирующих регуляторов (ПИД регуляторов) и принципов работы генетических алгоритмов. Суть подхода заключается в использовании генетического алгоритма в расчете коэффициентов ПИД регуляторов в решении задачи движения АНПА.

**Введение.** В процессе выполнения АНПА задач по предназначению возможны случаи, когда используемая в алгоритмах управления движением матрица коэффициентов ПИД регуляторов не соответствует динамической модели движения по причине влияния возмущающих воздействий [1]. Как следствие, системой управления движением формируются некорректные управляющие воздействия, приводящие, зачастую, к потере управления АНПА. В этом случае особо остро встает вопрос решения задачи оптимизации матрицы коэффициентов ПИД регуляторов с учетом актуальной динамической модели движения.

Задаче оптимизации ПИД регуляторов посвящено огромное число работ, наиболее полный список которых, можно найти в работе [2]. На практике, часто используют симуляции с использованием на специализированном программном обеспечении (например, Simulink) и на основе ручного или автоматического анализа поведения объекта, анализа частотной характеристики, осуществляют расчет матрицы коэффициентов ПИД регуляторов. В основе одного из подходов автоматического решения задачи оптимизации матрицы коэффициентов ПИД регуляторов в решении задачи управления сложными техническими системами положен генетический алгоритм [3, 4].

В работе приводится подход к управлению движением АНПА, заключающийся в совместном использовании ПИД регуляторов и генетического алгоритма. Приводятся результаты применения генетического алгоритма в расчете матрицы коэффициентов ПИД регуляторов при решении задачи управления движением АНПА.

Управление движением АНПА. Представим модель движения АНПА выражением (1).

$$\frac{dX}{dt} = f\left(\vec{X}, \vec{U}\right),\tag{1}$$

где:

 $\vec{X} = [x, y, z, \phi, \theta, \psi, v, \omega, a_v, a_{\omega}, ...]$  – вектор состояния, описывающий положение центра масс АНПА и его ориентацию в пространстве, линейную скорость и ускорение, а также угловую скорость и ускорение;

 $\vec{U} = [F_1, F_2, M_1, M_2, \delta_r, \delta_p, ...]$  – вектор управляющих воздействий, описывающий движительно-рулевой комплекс (ДРК). В данном случае приведены силы тяги  $F_1, F_2$  двух движителей, управляющие моменты  $M_1, M_2$  двух рулей, а также углы крена  $\delta_r$  и дифферента  $\delta_p$ . В общем случае вектор управляющих воздействий формируется исходя из того, чем управлять через ПИД регуляторы (Например, линейной скоростью, линейным ускорением и пр.).

f – нелинейная функция, описывающая динамику движения АНПА и связывающая вектор состояния  $\vec{X}$  с вектором управляющих воздействий  $\vec{U}$ . В общем случае эта функция может включать в себя уравнения Ньютона-Эйлера, описывающие поступательное и вращательное движение АНПА, а также модели гидродинамических сил и моментов, действующих на корпус АНПА.

Возможные ограничения, накладываемые на вектор состояния  $\tilde{X}$  АНПА, представим выражением (2).

$$\vec{X}_{\min} \le \vec{X} \le \vec{X}_{\max}.$$
(2)

Ограничения, связанные с особенностями ДРК могут быть формализованы выражением (3).

$$\vec{U}_{\min} \le \vec{U} \le \vec{U}_{\max}.$$
(3)

Вектор управляющих воздействий формируется на основе набора ПИД регуляторов, представленного в векторно-матричном виде выражением (4).

$$U = KD_{error},\tag{4}$$

где:

*К* – матрица коэффициентов ПИД регуляторов размерностью 6х3. В каждой строке матрицы записаны коэффициенты пропорциональной, интегральной и дифференциальной составляющих соответственно;

*D<sub>error</sub>* – матрица ошибок рассогласования между заданными и текущими значениями соответствующих параметров движения АНПА размерностью 3х6.

Оптимизация ПИД регуляторов системы управления движением АНПА. В соответствии с принятой в использовании генетических алгоритмов терминологией формализуем задачу оптимизации коэффициентов набора ПИД регуляторов с точки зрения заданного выражением (5) критерия.

$$\vec{U}^* = \underset{\vec{U} \subset \Delta}{\operatorname{argmin}(g)},\tag{5}$$

где *g* – оценочная функция каждой особи.

Под особью будем понимать АНПА со своей матрицей *К* коэффициентов ПИД регуляторов. Хромосома будет представлена матрицей *К* коэффициентов ПИД регуляторов. Каждая особь будет содержать только одну хромосому. Поскольку у особи одна хромосома селекция будет осуществляться непосредственно на основе приспособленности *g* одной особи, рассчитываемой выражением (6).

$$g = dist(\vec{X}, \vec{X}^*, \vec{B}), \tag{6}$$

где:

dist – функция расчета дистанции между двумя многомерными векторами,

 $\vec{X}^*$  – вектор желаемого состояния, в котором АНПА должен оказаться,

 $\vec{B}$  – вектор весовых коэффициентов.

Особи с более высокой приспособленностью g имеют большую вероятность быть выбранными для формирования следующего поколения. Более приспособленные особи выбираются по критерию минимизации расстояния между полученным по результатам моделирования вектором состояния  $\vec{X}$  и вектором желаемого состояния  $\vec{X}^*$ , формализованным выражением (5).

В целом, расчет матрицы К коэффициентов ПИД регуляторов в подходе к управлению движением АНПА состоит из следующих шагов:

Шаг 1. Ввод исходных данных:

– данных по настройкам алгоритма (размер популяции, число поколений, вероятность мутации, число родителей и пр.);

– данных по самой модели АНПА (вектор начального состояния, данные по динамической модели, желаемое состояние и пр.).

Шаг 2. Инициализация начальной популяции случайным образом.

Шаг 3. Оценка приспособленности каждой особи (выражение 4). Значение вектора полученного состояния  $\vec{X}$  определяется на основе динамической модели движения АНПА (выражение

1) и набора К ПИД регуляторов со сгенерированными случайным образом значениями коэффициентов.

Шаг 4. Получение оптимального решения  $\vec{U}^*$ . Решение считается оптимальным, если между самыми приспособленными особями в смежных поколениях практически не отличаются или же если g = 0. В противном случае повторяем шаги 2-3.

Результаты применения генетического алгоритма в расчете матрицы коэффициентов ПИД регуляторов. Реализация моделирования движения АНПА на основе матрицы коэффициентов ПИД регуляторов и генетического алгоритма расчета матрицы коэффициентов ПИД регуляторов осуществлялась в среде разработки РуСharm на языке программирования Рython. Модель движения АНПА описывалась основными кинематическими соотношениями, движение моделировалось в плоскости ХҮ (Z=0). Управление осуществлялось набором из трех ПИД регуляторов линейной скоростью, угловой скоростью и углом по курсу. Учитывались ограничения на предельные значения линейной скорости (-7;7) и угловой скорости (-0,5;0,5) Самой сильной особью считалась та особь, которая достигала заданной точки (X=500, Y=500, нулевой угловой скоростью. Сравнительные графики лучших особей из каждого поколения приведены на рисунке (1).



Рис. 1. а) Траектории движения лучших особей, б) Изменение угловой скорости лучших особей в) Изменения линейной скорости лучших особей, г) Изменения значений ПИД регулятора в каждом поколении

В результате применения подхода к управлению движением АНПА на основе генетического алгоритма и ПИД регуляторов в каждом поколении были получены лучшие, с точки зрения заданного критерия, значения матрицы *К* коэффициентов ПИД регуляторов. Траектории движений АНПА с лучшими значениями матриц *К* коэффициентов ПИД регуляторов (лучших особей) в каждом поколении представлены на рисунке (1а). На рисунках (1б, 1в) показаны изменения во времени значений угловой скорости и линейной скорости лучших особей в каждом поколении соответственно. Из рисунка (1г) видно, что в каждом поколении лучшие особи обладают разными значениями матриц *К* коэффициентов ПИД регуляторов.

В процессе поиска значений матрицы *К* коэффициентов ПИД регуляторов разница между значениями оценочных функций лучших АНПА смежных поколений (19 и 20) составила меньше заданного (рисунок 2). Таким образом, найденная на 20 поколении матрица коэффициентов ПИД регуляторов, позволяющая за минимальное время и минимальную точность достигать

АНПА заданной точки (X=500, Y=500) с нулевой угловой скоростью и максимальной линейной скоростью, принята за лучшее решение.



Рис. 2. График изменения значений оценочной функции от поколений

Заключение. В работе приводится подход к управлению движением АНПА, заключающийся в совместном использовании ПИД регуляторов и генетического алгоритма. В основе алгоритмов управления движением АНПА положена матрица коэффициентов ПИД регуляторов, рассчитываемая генетическим алгоритмом.

Полученные результаты применения генетического алгоритма в расчете матрицы коэффициентов ПИД регуляторов при решении задачи управления движением АНПА позволяют говорить о применимости представленного в работе подхода к управлению движением АНПА на основе ПИД регуляторов и генетического алгоритма.

Работа проводилась при поддержке Российского научного фонда (проект 23-29-00803).

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Мартынова Л.А., Машошин А.И., Пашкевич И.В., Соколов А.И.** Алгоритмы, реализуемые интегрированной системой управления АНПА // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 1 (162). С. 50-58.
- 2. Жмудь В.А., Востриков А.С., Ивойлов А.Ю., Саблина Г.В. Синтез рабостных ПИД регуляторов методом двойной оптимизации // Мехатроника, автоматизация, управление № 21 (2), 2020. С. 67-74.
- 3. Куцый Н.Н., Лукьянов Н.Д. Применение генетического алгоритма для оптимизации автоматических систем с ПИД регулятором // Вестник ИрГТУ № 6 (65), 2012. С. 6-10.
- 4. Ким Т.Ю., Прокопович Г.А. Оптимизация коэффициентов ПИД-регулятора системы управления движением мобильного робота по цветоконтрастной линии на основе генетического алгоритма // Информатика № 18 (4), 2021. С. 53-68. http://doi.org/10.37661/1816-0301-2021-18-4-53-68.

### A.A. Pavlov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg). An approach to motion control autonomous uninhabited underwater vehicle based on PID regulators and genetic algorithm

*Abstract.* The paper discusses an approach to controlling the movement of an autonomous uninhabited underwater vehicle (AUV) based on the coefficients of proportional-integral-derivative controllers (PID controllers) and the principles of operation of genetic algorithms. The essence of the approach is to use a genetic algorithm in calculating the coefficients of PID controllers in solving the problem of AUV movement.

#### В. С. БЫКОВА (АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург)

### ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ПОЛЕЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОБХОДА ПРЕПЯТСТВИЙ

В работе рассматривается алгоритм, позволяющий управлять движением автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) при выполнении задачи расхождения с препятствием. Для решения этой задачи используется метод потенциальных полей, основная идея которого заключается в том, всё пространство представляется в виде потенциального поля, в котором целевое положение имеет притягивающую силу, а положение препятствия – отталкивающую. В настоящей работе представлено описание метода потенциальных полей и результаты его моделирования для динамической модели движения АНПА.

**Введение.** Одной из задач, решаемых системой управления автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА), является обеспечение безопасности его плавания, под которой понимается исключение столкновений с неподвижными и подвижными подводными и надводными препятствиями [1]. К подвижным препятствиям относятся подводные лодки, АНПА, надводные корабли и суда, а также крупные морские млекопитающие. В качестве неподвижных препятствий могут выступать неровности морского дна, неровности нижней кромки льда, айсберги.

Вопросу реализации обхода препятствия в автономных роботизированных системах посвящено значительное число публикаций в отечественной и зарубежной литературе [1-9]. Наиболее широкое применение для решения этой задачи получил метод потенциальных полей [7-9] для беспилотных летательных аппаратов и мобильных колесных роботов. Его суть заключается в управлении движением робота в потенциальном поле, где «притягивающей» силой обладает целевая точка и «отталкивающей» - препятствие.

Настоящая работа является продолжением исследования применение метода потенциальных полей для обхода подвижных препятствий для модели движения АНПА тяжелого класса, учитывающей его динамику.

Описание метода потенциальных полей. Метод потенциальных полей - это один из подходов к навигации мобильных роботов, который основан на представлении среды в виде потенциального поля. Общая потенциальная функция среды U(q) определяется как сумма двух компонент:

$$U(q) = U_a(q) + U_r(q), \qquad (1)$$

где  $U_a(q)$  - притягивающая потенциальная функция, описывающая целевую точку (аттрактор);  $U_r(q)$  - отталкивающая потенциальная функция, описывающая препятствия (репульсоры); q - вектор положения робота в пространстве.

Одна из форм притягивающей потенциальной функции может иметь вид:

$$U_{a}(q) = 0.5 \cdot k_{a} \cdot \left| q - q_{trg} \right|^{2},$$
<sup>(2)</sup>

где:

*q*<sub>trg</sub> - координаты целевой точки;

 $k_a$  - коэффициент притяжения.

Отталкивающая потенциальная функция описывает влияние препятствий:

$$U_{r}(q) = \begin{cases} 0.5 \cdot k_{r} \cdot \left(\frac{1}{q - q_{obs}} - \frac{1}{q_{0}}\right)^{2}, ecnu|q - q_{obs}| \le q_{0} \\ 0, ecnu|q - q_{obs}| > q_{0} \end{cases}$$
(3)

где:

*q*<sub>obs</sub> - координаты препятствия;

 $q_0$  - радиус зоны влияния препятствия;

*k*<sub>r</sub> - коэффициент репульсии.

Управляющее воздействие определяется как градиент потенциальной функции:

$$F = -grad(U(q)) \tag{4}$$

Алгоритм реализации описывается следующими шагами:

1. Определение начальных условий: начальная позиция АНПА, целевая позиция АНПА.

2. Определение константных значений:  $k_a$ ,  $k_r$ ,  $q_0$ .

3. Расчет потенциальных полей: для каждой итерации вычисляются значения  $U_r(q)$  и  $U_a(q)$  с учетом текущего положения АНПА.

4. Вычисление градиента общей функции потенциального поля.

5. Обновление координаты АНПА с учетом рассчитанного на предыдущем шаге значения *F*.

6. Проверка достижения целевой точки: определяется, достиг ли АНПА целевой точки или находится вблизи препятствия. Если целевая точка не достигнута, действия повторяются с шага 3, иначе алгоритм завершается.

**Результаты моделирования.** Проверка работоспособности алгоритма заключалась в его моделировании применительно к модели движения АНПА, описанной в [10]. В качестве препятствий были выбраны подвижные и неподвижные объекты различной формы: точечные и протяженные. Коэффициент притяжения, репульсии и радиус зоны влияния препятствия имели следующие значения  $k_a = 1$ ,  $k_r = 3$ ,  $q_0 = 1000 \, M$ . На рисунке 1 приведены графики изменения расстояния до неподвижного препятствия при движении АНПА на «малом ходу» и на крейсерской скорости. Следует отметить, что графики демонстрируют моделирование одной тактической ситуации, т.е. начальные координаты АНПА, целевая точка его движения и координаты препятствия в обоих случаях имели одни и те же значения.



Рис. 1. Графики изменения расстояния до препятствия при движении АНПА на различных скоростях

Результаты моделирования показывают, что при малых скоростях движения АНПА метод позволяет сформировать безопасный и гладкий путь для передвижения к целевой точке (минимальные значения графика, обозначенного сплошной линией, близки к  $q_0$ ), но на крейсерских скоростях АНПА не успевает выполнять маневрирование на заданном безопасном расстоянии

(минимальные значения графика, обозначенного пунктирной линией, меньше  $q_0$ ). Таким образом, следует логичный вывод о том, что применение метода потенциальных полей вблизи препятствий требует управления скоростью движения АНПА.

Заключение. В работе описано применение метода потенциальных полей для решения задачи обхода препятствий системой управления АНПА тяжелого класса. Метод предполагает управление направлением движения, что в некоторых ситуациях является недостаточным для выполнения успешного безопасного маневра, что подтверждается результатами моделирования. Дальнейшие исследования метода потенциальных полей направлены на его модификацию в части управления скоростью движением АНПА.

Работа проводилась при поддержке гранта РНФ (проект № 23-29-00803)

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Инзарцев А.В., Киселев Л.В., Костенко В.В., Матвиенко Ю.В., Павин А.М., Щербатюк А.Ф. Подводные робототехнические комплексы: системы, технологии, применение. Владивосток: Дальнаука. 2018. 368 с.
- Лаптев К.З., Илларионов Г.Ю. Что может помешать подводному мореходству автономного необитаемого подводного аппарата // Сборник материалов XIII Всероссийской научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления». Ростов-на-Дону: Южный федеральный университет, 2017. С. 138–146.
- 3. **Инзарцев А.В., Багницкий А.В.** Планирование и реализация траекторий движения автономного подводного робота при выполнении мониторинга в акваториях различных типов // Подводные исследования и робототехника. 2016. №2 (22). С.25–35.
- 4. **Тусеева И.Б., Тусеева Д.Б., Ким Юн-Ги.** Алгоритм динамического окна для навигации автономных подводных аппаратов // Искусственный интеллект и принятие решений. 2013. №3. С. 67–77.
- 5. Galarza, C., Masmitja, I., Prat, J., Gomariz, S., Design of obstacle detection and avoidance system for Guanay II AUV, Appl. Sci., 2020, vol. 10, pp. 32-37.
- 6. Lin, C., Wang, H., Yuan, J., Yu, D., Li, C., An improved recurrent neural network for unmanned underwater vehicle online obstacle avoidance // IEEEJ.Ocean. Eng., 2019, vol. 44, pp. 120-133.
- 7. Borenstein, J., Koren, Y. The vector field histogram-fast obstacle avoidance for mobile robots // IEEE Transactions on Robotics and Automation., 1991, vol.7, pp. 279-288.
- 8. XU Bo, ZHANG Jiao, WANG Chao, A real-time obstacle avoidance method for multi-AUV cluster based on artificial potential field // Chinese Journal of Ship Research, 2018, 13(6), pp. 46-52.
- 9. S.S. Ge, Y.J. Cui, Dynamic Motion Planning for Mobile Robots Using Potential Field Method // Springer link, 2002, vol. 13, pp.207-222.
- 10. **Л. В. Киселев, А. В. Медведев.** О параметрических соотношениях гидродинамики и устойчивости движения автономного подводного робота // Подводные исследования и робототехника. 2013, №1(15), С.17-22.

# V.S Bykova (JSC "Concern "CSRI "Electropribor", Saint-Petersburg, Russia). Using Potential Field Method to Avoid Moving Obstacles

The paper considers a motion control algorithm for an autonomous underwater vehicle (AUV) used to avoid a obstacle. The problem is solved using a potential field method, the main idea of which is that the space is treated as a potential field, where the target position has an attractive force, and the obstacle position has a repulsive force. The paper describes the potential field method and presents the simulation results for AUV motion dynamic model.

Keywords: autonomous underwater vehicle, potential field method, obstacle avoidance.

#### В. С. БЫКОВА (АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", г. Санкт-Петербург)

### МЕТОД ЛЕКСИКОГРАФИЧЕСКОГО УПОРЯДОЧИВАНИЯ ДЛЯ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА

В работе рассматривается задача автоматического принятия решения при возникновении нештатной ситуации при управлении автономным необитаемым подводным аппаратом (АНПА). Как правило, варианты действий системы управления при возникновении той или иной нештатной ситуации задаются экспертом. В настоящей работе для решения рассматриваемой задачи предлагается применять метод лексикографического упорядочивания, позволяющего по вектору критериев выбрать наилучший вариант решения из набора альтернатив. В работе приведено описание метода и приведен пример его применения.

Введение. Возникновение нештатных ситуаций на АНПА, связанных с неисправностью или отказом технических, радиоэлектронных и гидроакустических средств, является одной из проблем, требующих решений от системы управления АНПА [1-3]. Как правило, решения о вариантах действия робота при возникновении той или иной нештатной ситуации предлагаются экспертами на основе анализа множества факторов и критериев. В одном случае бывает необходимо обеспечить сохранность АНПА, в другом наивысшим критерием является важность выполнения заданной в миссии задачи. Таким образом, системе управления требуется решить задачу многокритериального выбора, оценки альтернатив которого описаны нечетким множеством. Теория принятия решений предлагает несколько методов [4-6] решения такой задачи, одним из которых является метод лексикографического упорядочивания.

В учете влияния множества факторов на множество критериев предлагается использовать мнения экспертов, формализованные специальным образом построенной в соответствии с теорией планирования эксперимента [7] мультиаддитивной сверткой нечетких чисел.

Работа с экспертами может быть построена на основе классических методов (анкетирование, интервьюирование, метод Дельфи и пр.). Подробное описание работы с экспертами приведено во множестве трудов, например, в работе [8].

В настоящей работе рассматривается применение метода лексикографического упорядочивания для выбора оптимальной стратегии при возникновении нештатной ситуации, возникшей при выполнении миссии АНПА.

Описание метода лексикографического упорядочивания для принятия решения при возникновении не штатной ситуации. Как правило, при возникновении нештатной ситуации в АНПА можно определить следующее множество альтернативных решений  $A = \{a_i, i \in N^A\}$ :

- продолжение выполнения маршрутного задания *a*<sub>1</sub>;
- возврат в условную точку маршрутного задания а<sub>2</sub>;
- отключение питания *a*<sub>3</sub>;
- аварийное всплытие  $a_4$ .

Выбор решения системой управления АНПА зависит от различных критериев. Например, множество критериев  $B = \{b_i, j \in N^B\}$  определяется следующими элементами:

- высокая важность выполнения целевой задачи АНПА *b*<sub>1</sub>;
- обеспечение скрытности АНПА *b*<sub>2</sub>;
- обеспечение безопасности АНПА *b*<sub>3</sub>.

Значение каждого из критериев *B* применительно к альтернативному решению  $a_i$  зависит от множества факторов  $C = \{c_k, k \in N^C\}$ . Например, множество критериев зависит от следующих факторов:

- техническое состояние АНПА  $c_1$ ;
- степень опасности района  $c_2$ ;
- интенсивность судоходства с<sub>3</sub>.

Таким образом, алгоритм работы системы управления при возникновении нештатной ситуации выглядит достаточно просто:

1. Лингвистическим переменным присваиваются численные значения. Для этого каждой лингвистической переменной сопоставляется нечеткое множество, заданное функцией принадлежности. В качестве примера, представлена трапецеидальная функция принадлежности, которая определяется четырьмя параметрами *e*,*f*,*g*,*h* и имеет вид:

$$\mu(x) = \max\left(\min\left(\frac{x-e}{f-e}, 1, \frac{h-x}{h-g}\right), 0\right). \tag{1}$$

В результате получается набор лингвистических переменных и соответствующих им нечетких чисел трапецеидального вида (рисунок 1).



Рис. 1. Соответствие нечеткого числа каждой лингвистической переменной

2. Осуществляется расчет экспертной оценки  $U = [u_{ij}]$  альтернативы  $a_i$  по критерию  $b_j$ . Каждому фактору  $c_k$  ставится в соответствие лингвистическая переменная из определенного на 1 шаге алгоритма набора лингвистических переменных. Как правило, лингвистическую переменную определяет человек – эксперт при формировании маршрутного задания. Расчет экспертной оценки осуществляется выражением:

$$u_{ii} = f_i(c_k), k \in N^C.$$
<sup>(2)</sup>

Функция  $f_i$  выражения (2) представляет собой мультиаддитивную свертку, сформированную по результатам взаимодействия с экспертами в соответствии с теорией планирования эксперимента [7].

3. Выбирается наилучшая альтернатива  $a^*$  из множества A с учетом критериев B и их приоритетов W. Решение  $a^*$  определяется следующим образом:

$$a^* = \arg\max_{i \in N^A} (u_i).$$
(3)

В соответствии с формализованным выражением (3) критерием выбора решения а\* происходит сравнение нечетких чисел трапецеидального вида, например, по степени доминирования.

Таким образом, метод лексикографического упорядочивания последовательно сравнивает альтернативы по критериям, расположенным в порядке приоритетности, пока не будет выбрана единственная наилучшая альтернатива. Проверка метода проведена на одном из типовых примеров.

**Пример применения метода.** Пусть матрица оценок для множества решений *A* и множества критериев *B* представлена таблицей 1.

Таблица 1

№п.п	$a_1$	$a_2$	<i>a</i> <sub>3</sub>	$a_4$
$b_1$	{2,7;3,6; 4,45;5,1}	{3,9;4,6;4,8;5,1}	{4,0;4,2; 4,7;5,0}	{1,8;2,63;3,65;4,3}
$b_2$	{0,3;1,03; 1,6;2,4}	{0,9;1,63; 2,6;3,4}	{3,7;4,1;4,5;4,9}	{3,4;4,2; 4,8;5,0}
$b_3$	{3,1;3,9; 4,2; 5,3}	{0,5;1,63; 2,2; 3.1}	{1,8;2,63;3,65;4,3}	{3,3;3,8;4,4;4,9}

Матрица оценок альтернатив по каждому критерию

Пусть множество критериев *B* упорядоченно по убыванию важности:  $b_1 > b_2 > ... > b_n$ Проведем сравнение всех альтернатив с заданной важностью критериев центру тяжести  $C_{Ni}$ :

$$C_{N_i} = \frac{e + 2f + 2g + h}{6}$$
(4)

Попарное сравнение альтернатив по критерию  $b_1$  отражено в таблице 2.

Таблица 2

	<i>a</i> <sub>1</sub>	$a_2$	<i>a</i> <sub>3</sub>	<i>a</i> <sub>4</sub>
<i>a</i> <sub>1</sub>		$a_1 < a_2$	$a_1 < a_3$	$a_1 > a_4$
	-	3.98<4.63	3.98<4.46	3.98>3.11
$a_2$	$a_2 > a_1$	_	$a_2 > a_3$	$a_2 > a_4$
	4.63>3.98	_	4.63>4.46	4.63>3.11
<i>a</i> <sub>3</sub>	$a_3 > a_1$	$a_3 < a_2$	_	$a_3 > a_4$
	4.46 > 3.98	4.46<4.63	_	4.46>3.11
<i>a</i> <sub>4</sub>	$a_4 < a_1$	$a_4 < a_2$	$a_4 < a_3$	_
	3.11<3.98	3.11<4.63	3.11<4.46	_

Попарное сравнение альтернатив по критерию  $b_1$ 

Таким образом, наиболее предпочтительной альтернативой в рассматриваемом примере является альтернатива *a*<sub>2</sub> – "Возврат в условную точку".

Заключение. Принятие решений при возникновении нештатных ситуаций – одна из сложных задач, предназначенных для решения системой управления АНПА. Одним из методов, позволяющих её решить, является метод лексикографического упорядочивания, позволяющий использовать нечеткие экспертные оценки. В работе представлен пример применения метода для выбора альтернативы из множества решений с учетом некоторого множества критериев, наиболее часто встречающегося при возникновении нештатной ситуации на АНПА.

Работа проводилась при поддержке гранта РНФ (проект № 23-29-00803)

#### ЛИТЕРАТУРА

- Пашкевич И.В., Гриненков А.В., Конюхов Г.В. и др. Особенности реализации аварийной подсистемы АНПА при использовании мультиагентной технологии в его системе управления //Труды Всероссийской конференции «Прикладные технологии гидроакустики и гидрофизики», Санкт-Петербург, 21–24 сентября 2020. С. 276–285.
- 2. **Елисеенко Г.Д., Инзарцев А.В., Павин А.М.** Многоуровневая распределенная контрольно-аварийная система АНПА, Подводные исследования и робототехника, 2020. Т 4 (34), С. 23-30
- 3. Описание и диагностирование неисправностей в автономных необитаемых подводных аппаратах на основе онтологий // Онтология проектирования, 2022, №3, Т 12, С.310-324.
- 4. Орлов А.И. Теория принятия решений, М: Издательство «Экзамен», 2005. 656с.
- 5. Микони С.В. Системный анализ методов многокритериальной оптимизации на конечном множестве альтернатив // Труды СПИИРАН, вып.4(41), 2015, С.180-199
- 6. Нечеткие множества в моделях управления и искусственного интеллекта // под ред. Д.А. Поспелова. М:Наука, 198, 312с.
- 7. Осипов Г.С., Н.С. Вашакидзе, Филлипова Г.В. Многокритериальный выбор альтернатив методом свертки нечетких чисел // Научное периодическое издание «Ceteris Paribus», №3, 2016, с. 19-22
- 8. Данелян Т.Я. Формальные методы экспертных оценок// Экономика, информатика и статистика, №1, 2015, С.183-187

# V.S. Bykova (Concern CSRI Elektropribor, JSC). Lexicographic Ordering Method for Decision Making in the Control System of Autonomous Underwater Vehicle

*Abstract.* The paper considers the problem of automatic decision making in autonomous underwater vehicle (AUV) control in case of emergency situation. The actions of the control system in emergency are generally set by the expert. It is proposed to use the lexicographic ordering method, which selects the best solution from a set of alternatives using the vector of rejection criteria. The method description and operation results are presented.

Keywords: autonomous underwater vehicle, lexicographic ordering method, decision making

Л. А. МАРТЫНОВА, И. В. ПАШКЕВИЧ (АО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург)

### УПРАВЛЯЕМОЕ ИЗМЕНЕНИЕ КРЕНА АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА В СЛОЖНЫХ УСЛОВИЯХ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИИ

Решается задача управляемого изменения крена АНПА, в ходе которого предложены технические средства и разработан алгоритм их применения для изменения крена АНПА. Результаты моделирования подтвердили правильность принятого решения.

**Введение.** В настоящее время АНПА находят широкое применения для решения широкого круга задач [1,2] в труднодоступных районах Мирового океана как со сложным рельефом дна с пещерами и шхерами, так и в ледовой обстановке со сложным рельефом нижней кромки льда. Использование АНПА в таких условиях обусловлено необходимостью поиска полезных ископаемых или антропогенных объектов на дне и в его толще, обследования препятствий для безопасного их обхода, поиска полыньи для обсервации, разведки путей безопасного прохода обитаемых аппаратов в ледовой обстановке. При выполнении основной задачи, например, обследовании дна или его толщи, в условиях ограниченного пространства из-за отсутствия всенаправленности средств освещения обстановки отсутствует возможность одновременного осмотра всего пространства вокруг АНПА, что ставит под угрозу его безопасность. В связи с этим задача расширения осматриваемого пространства вокруг АНПА является актуальной.

Для обследования сложных поверхностей рельефа или нижней части льда АНПА приходится маневрировать и разворачивать гидролокатор секторного обзора под различными углами [3]. В то же время для обследования дна АНПА оборудуют в подкильной области средствами технического зрения (СТЗ). В такой ситуации представляется целесообразным использование широких возможностей СТЗ для решения задач безопасного движения аппарата. Для этого необходимо зону обзора, создаваемую СТЗ, перевести из нижней полусферы в верхнюю путем изменения крена АНПА. Сделать это можно алгоритмами системы управления АНПА [4-6]. Сложность и новизна решения задачи управляемого изменения крена заключается в том, что появление крена морского объекта практически всегда воспринималось как негативное, побочное явление, возникающее при маневрировании объекта по курсу или в условиях качки. В таких случаях все усилия мореплавателей и проектантов были направлены на уменьшение влияния качки и приведение крена к нулевому значению.

**Постановка задачи.** Пусть АНПА в текущий момент времени имеет крен  $\theta_0$ . Задано значение крена  $\theta^* \neq \theta_0$ . Необходимо разработать алгоритм управляемого изменения крена и перевода АНПА в устойчивое состояние с заданным углом крена.

**Предлагаемое решение.** Для изменения крена АНПА необходимо создать кренящий момент. Его можно сформировать различными способами, одним из которых является использование специального оборудования, например, балластных цистерн – по аналогии с дифферентными цистернами. Для этого введем в конструкцию АНПА четыре балластные цистерны, центры тяжести (ЦТ) которых расположены в плоскости, поперечной диаметральной плоскости АНПА и проходящей через центр величины (ЦВ) АНПА. Разместим балластные цистерны по бортам, вверху и внизу корпуса и соединим их трубопроводами для перегонки воды из одних цистерн в другие с использованием насосов – в целях сохранения постоянной плавучести АН-ПА. Дополнительно введем груз, подвешенный в свободном состоянии в ЦВ АНПА, который можно перемещать по вертикали. Пусть корпус АНПА представляет собой фигуру вращения вокруг продольной оси для обеспечения равномерного распределения массы корпуса; приборы внутри корпуса АНПА разместим так, чтобы их масса была также равномерно распределена вокруг продольной оси АНПА.

В начальном положении АНПА находится в состоянии покоя; без потери общности пусть начальное значение угла крена АНПА  $\theta_0 = 0$ . Задается угол крена  $\theta^*$  из диапазона: ± 180°.

Тогда алгоритм управляемого изменения крена АНПА включает в себя следующие шаги.

1) Навигационная система АНПА выдает в систему управления АНПА текущее значение угла крена θ.

2) Определяется рассогласование  $\Delta \theta$  между текущим  $\theta$  и заданным  $\theta^*$  значениями углов крена:  $\Delta \theta = \theta - \theta^*$ .

Если текущее значение угла  $\theta$  крена АНПА совпадает с заданным  $\theta^*$ , то осуществляется выход из алгоритма. Иначе – переход к шагу 3.

3) Определяется требуемое значение кренящего момента  $M_x^*$ :  $M_x^* = -K_\Pi \cdot \Delta \theta - K_\Pi \cdot \frac{d(\Delta \theta)}{dt}$ ,

где  $K_{\Pi}$ ,  $K_{\Pi}$  – пропорциональный и дифференциальный коэффициенты закона регулирования угла крена.

4) Для создания  $M_x^*$  определяются балластные цистерны для заполнения/осушения водой.

5) Система управления АНПА выдает команды на перегонку воды между цистернами так, чтобы создать заданный кренящий момент.

6) Для расчета кренящего момента  $M_x$  запишем уравнение с учетом основных сил, действующих на АНПА [7]:

$$\begin{split} M_{x} &= m_{x} \frac{\rho \upsilon^{2}}{2} V - hP_{0} \sin \theta \cos \psi - hP_{ob} \sin \theta \cos \psi + P_{D} \bigg( z_{DC} \cos \bigg( \theta + \frac{3\pi}{2} \bigg) \cos \psi - y_{DC} \sin \bigg( \theta + \frac{3\pi}{2} \bigg) \bigg) + \\ &+ P_{R} \bigg( z_{RC} \cos \theta \cos \psi - y_{RC} \sin \theta \bigg) + P_{U} \bigg( z_{UC} \cos \bigg( \theta + \frac{\pi}{2} \bigg) \cos \psi - y_{UC} \sin \bigg( \theta + \frac{\pi}{2} \bigg) \bigg) + \\ &+ P_{L} \bigg( z_{LC} \cos \big( \theta + \pi \big) \cos \psi - y_{LC} \sin \big( \theta + \pi \big) \bigg), \end{split}$$

где  $\rho$  – плотность воды, кг/м<sup>3</sup>;  $\upsilon$  – вектор скорости движения АНПА, м/с; V – полное подводное объемное водоизмещение АНПА, м<sup>3</sup>;  $\psi$  – угол дифферента, град;  $m_x$  – позиционный коэффициент кренящего момента; h – метацентрическая высота, отнесенная к полному подводному объему АНПА, м;  $P_0$  – начальная (эксплуатационная) избыточная плавучесть, Н;  $P_{ob}$  – плавучесть, возникающая в результате обжатия корпуса, Н;  $z_{DC}$ ,  $z_{RC}$ ,  $z_{UC}$ ,  $z_{LC}$  – расстояния по ширине АНПА от ЦВ полного подводного объема АНПА до ЦТ балластной цистерны, соответственно, №1, №2, №3, №4, м;  $y_{DC}$ ,  $y_{RC}$ ,  $y_{UC}$ ,  $y_{LC}$  – расстояние по высоте АНПА от ЦВ полного подводного объема АНПА до ЦТ балластной цистерны, соответственно, №1, №2, №3, №4, соответственно, м;  $P_D$ ,  $P_R$ ,  $P_U$ ,  $P_L$  – плавучесть балластных цистерн №1, №2, №3, №4, соответственно, Н.

7) В результате перегонки воды между балластными цистернами происходит смещение положения ЦТ АНПА. Координаты ( $x_{ct}$ ,  $y_{ct}$ ) текущего положения ЦТ АНПА определяются как отношение моментов сил тяжести всех балластных цистерн к общей массе воды в них [8, с.267]:

$$x_{ct} = \frac{m_R l_R \sin \theta + m_D l_D \sin\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) + m_L l_L \sin\left(\theta + \pi\right) + m_U l_U \sin\left(\theta + \frac{3\pi}{2}\right)}{m_R + m_D + m_L + m_U}$$
$$y_{ct} = \frac{m_R l_R \cos \theta + m_D l_D \cos\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) + m_L l_L \cos\left(\theta + \pi\right) + m_U l_U \cos\left(\theta + \frac{3\pi}{2}\right)}{m_R + m_D + m_L + m_U}$$

где  $m_D$ ,  $m_R$ ,  $m_U$ ,  $m_L$  – масса балластных цистерн №1, №2,№3,№4, соответственно, кг;  $l_D$ ,  $l_R$ ,  $l_U$ ,  $l_L$  – проекция расстояния до ЦТ балластных цистерн №1,№2,№3,№4 соответственно, на ось Oz, м.

Поскольку центр системы координат Oxyz совпадает с положением ЦВ АНПА, то в системе координат Oxyz координаты ЦВ  $x_{cw} = 0$  и  $y_{cw} = 0$ .

8) В результате смещения положения ЦТ АНПА также меняется метацентрическая высота АНПА, определяемая вертикальным расстоянием между положениями ЦВ АНПА и ЦТ АНПА [9]:  $h=y_{cw}-y_{ct}$ .

9) Из-за перегонки воды между балластными цистернами и в результате созданного кренящего момента  $M_x$  в вертикальной плоскости *уOz* происходит изменение угловой скорости  $\omega_x$  изменения крена АНПА, определяемой выражением [9]:  $\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{M_x}{\rho \cdot I_x(1+k_{44})}$ , где  $I_x$  – момент

инерции АНПА относительно продольной оси Ox, кг·м<sup>2</sup>;  $k_{44}$  – коэффициент момента инерции относительно оси Ox, безразмерный.

10) Момент инерции  $I_x$  АНПА определим как момент инерции заполненного однородного твердого цилиндра радиуса r (м), равного радиусу корпуса АНПА:  $I_x = mr^2/2$ , где m – масса АНПА, кг.

11) Скорость изменения крена, град./с:  $\frac{d\theta}{dt} = \omega_x$ .

12) Значение текущего угла крена определим выражением:  $\theta = \theta_0 + \frac{d\theta}{dt}T$ , где T – период

времени, за который произошло изменение крена, с.

Описанный алгоритм управляемого изменения крена АНПА повторяется до тех пор, пока полученное значение  $\theta$  не совпадает с заданным  $\theta^*$ .

**Результаты моделирования.** Приведём пример изменения крена АНПА в соответствии с предлагаемым способом путем моделирования [10].

На рис.1а приведена схема поперечного сечения корпуса АНПА вертикальной плоскостью, поперечной к диаметральной плоскости АНПА, с размещением балластных цистерн 1 – 4 внутри корпуса АНПА. Для демонстрации динамики изменения крена сухая цистерна обозначена окружностью, заполненная водой – кругом; положение груза показано прямоугольником.



Рис. 1. Последовательность управляемого изменения крена за счет перекачки воды между балластными цистернами

При проведении расчетов за прототип АНПА принят «Bluefin-21» (США) со следующими характеристиками [11]: масса 750 кг; длина H = 5,0 м; диаметр D = 0,53 м. Объем каждой балластной цистерны принимался равным 0,002 м<sup>3</sup>. Пусть задан угол крена  $\theta^*$ , равный +180°.

По результатам моделирования получены зависимости изменения кренящего момента с течением времени (рис. 2 слева) и изменение угла крена с течением времени (рис. 2 справа).



Рис. 2. Зависимости изменения кренящего момента с течением времени (слева) и изменение угла крена с течением времени (справа)

Из приведенных на рис. 2 (слева) и рис. 2 (справа) результатов видно, что зависимость изменения крена от 0° до +180° имеет форму гистерезиса. Время изменения крена от 0° до +180° составило 1358 сек или 23 мин. Полученные результаты компьютерного моделирования подтверждают реализуемость и достоверность предлагаемого способа. Заключение. При решении задачи управляемого изменения крена АНПА предложены технические средства и разработан алгоритм их использования для изменения крена АНПА.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00803.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Мартынова Л.А., Розенгауз М.Б.** К вопросу о надежности автономного необитаемого подводного аппарата с мультиагентной архитектурой системы управления // Информационно-управляющие системы. 2016. № 5 (84). С. 25-34.
- 2. Мартынова Л.А., Koryakin A.V., Lantsov K.V., Lantsov V.V. Determination of coordinates and parameters of a moving object by image processing // Computer Optics. 2012. Т. 36. № 2. С. 266-273.
- 3. Боженов Ю.А. Использование автономных необитаемых подводных аппаратов для исследования Арктики и Антарктики // Гидрофизика. 2011. Том 4. №11. С. 47–68.
- 4. **Мартынова Л.А.** Решение задачи подводного наблюдения в условиях применения интеллектуальных помех // Информационно-управляющие системы. 2018. № 1 (92). С. 31–41.
- 5. **Мартынова Л.А., Киселев Н.К., Мысливый А.А.** Метод выбора архитектуры мультиагентной системы управления автономного необитаемого подводного аппарата // Информационно-управляющие системы. 2020. № 4 (107). С. 31–41.
- 6. **Мартынова Л.А., Машошин А.И., Пашкевич И.В., Соколов А.И.** Алгоритмы, реализуемые интегрированной системой управления АНПА // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 1 (162). С. 50-58.
- 7. Агеев М.Д., Киселев Л.В., Матвиенко Ю.В. и др. / под общ. ред. М.Д. Агева. Автономные подводные роботы: системы и технологии. М.: Наука. 2005. 398 с.
- 8. Тарг С.М. Краткий курс теоретической механики. М.: Высшая школа. 2010. 416 с.
- 9. Справочник по теории корабля. Статика судна. Качка судов / под ред. Я.И. Войткунского. Л.: Судостроение. Том.2. 440 с.
- 10. Мартынова Л.А., Гриненков А.В., Пронин А.О., Куликовских Ю.В. Имитационное моделирование функционирования мультиагентной системы управления автономного необитаемого подводного аппарата // В сборнике: Имитационное моделирование. Теория и практика. восьмая Всероссийская научно-практическая конференция по имитационному моделированию и его применению в науке и промышленности. 2017. С. 474–479.
- 11. HIS Jane's Unmanned Maritime Vehicles. 2019-2020. Bluefin-21. p.14.

L.A. Martynova, I.V. Pashkevich (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Controlled Change in the Roll of Autonomous Underwater Vehicle in Complex Operation Conditions

*Abstract.* We solve the problem of controlled change in AUV roll. Technical aids are proposed and an algorithm for their application to change the AUV roll is developed. Simulation results have proven the correctness of the solution.

Л. А. МАРТЫНОВА, И. С. КОЛЕСОВ (АО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

### ПРИМЕНЕНИЕ АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА ДЛЯ ПОИСКА АНТРОПОГЕННЫХ ОБЪЕКТОВ НА МОРСКОМ ДНЕ

Решается задача поиска антропогенных объектов на морском дне. Рассмотрены варианты ведения поиска на разных глубинах. По результатам математического моделирования выявлено, что при незначительном сокращении полосы обзора из-за уменьшения расстояния до дна и высокой плотности ЦО на морском дне наиболее целесообразным является поиск вблизи дна. При существенном сокращении полос обзора предпочтительнее ведения поиска в два этапа – этап обнаружения и этап классификации.

Введение. Совершенствование технологий позволило создавать автономные необитаемые подводные аппараты (АНПА) для решения сложных задачи [1], например, для поиска точечных антропогенных объектов на морском дне и в его толще. Для этого АНПА в подкильной области оборудуют разнородными средствами технического зрения (СТЗ), работающими на различных физических принципах: одно- или многолучевым эхолотом, гидролокатором бокового обзора, профилографом, видеокамерами [2] и электромагнитным излучателем. Эффективная работа этих средств возможна при нахождении АНПА на определенной глубине; при этом глубины отличаются в зависимости от используемых СТЗ. В результате поиска антропогенных объектов АНПА обнаруживает целеподобный объект (ЦО), после чего его классифицирует и определяет координаты его местоположения. На этапе первичного обнаружения используются СТЗ с высокой площадной производительностью. На этапе классификации обнаруженного ЦО происходит заглубление АНПА с сопровождением обнаруженного ЦО для уточнения его классификационных признаков. По результатам уточнения система управления АНПА [4-6] принимает решение относительно обнаружения искомого объекта. В случае потери контакта с искомым объектом.

При ведении поисковых операций АНПА актуальной задачей является выбор поведения и параметров движения АНПА с позиции минимизации расхода энергоресурса.

При ведении поиска объекта энергия расходуется на: движение АНПА по поисковой траектории; работу СТЗ; маневрирование при уточнении классификационных признаков на втором этапе поиска. Количество ЦО на морском дне существенно влияет на время и энергоресурс, затрачиваемые на классификацию ЦО, и не влияет на время движения АНПА по поисковой траектории. В связи с этим при большой плотности ЦО на морском дне может оказаться целесообразным переход от двухэтапного поиска и классификации – к одноэтапному с одновременным поиском и классификацией на боле низкой глубине работы классифицирующих СТЗ. Поскольку подобная задача с использованием большого количества разнородных СТЗ в литературе практически не рассматривалась, то целью работы явилось определение условий применения различных вариантов ведения поиска в зависимости от плотности ЦО на морском дне.

Постановка задачи. Пусть имеется район протяженностью L и шириной B, имеются N ЦО, часть из которых являются искомыми объектами, а часть – ложными. АНПА оборудован в подкильной области разнородными СТЗ; часть этих средств имеет широкий сектор обзора и большую дальность, но слабую точность. Другая часть представляет собой более точные СТЗ с существенно меньшим сектором обзора. По результатам выявления классификационных признаков системой управления АНПА принимается решение относительно истинности обнаруженного ЦО. Необходимо выбрать поведение и параметры движения АНПА с позиции минимизации расхода энергоресурса.

Движение АНПА по поисковой траектории. Затраты электроэнергии при движении АНПА по поисковой траектории зависят от скорости, направления и глубины движения АНПА. Скорость и глубина движения определяются расстоянием до дна для эффективной работы СТЗ. Направление движения АНПА определяется маршрутным заданием. Движение на этапе поиска

осуществляется с использованием маршевого движителя. При маневрировании на разворотах поисковой траектории используются кормовые вертикальные рули. При переходе от этапа поиска к этапу классификации с использованием более точных СТЗ требуется маневрирование АНПА для занятия более низкого эшелона по глубине, наиболее подходящего для эффективной работы более точных СТЗ. При маневрировании по глубине используются либо энергоемкие подруливающие устройства (ПУ) для вертикального погружения АНПА, либо без использования ПУ осуществляется движение по глиссаде или спирали. Маневрирование по курсу и глубине осуществляется с использованием кормовых рулей – менее энергоемких по сравнению с ПУ.

При потере контакта с искомым объектом АНПА переходит на вторичный поиск, для чего совершает круговые движения с включенными точными СТЗ, и при отсутствии обнаружения искомого ЦО – занимает место и глубину последнего контакта с ЦО.

Затраты энергии на этапе поиска и этапе классификации:  $Q = q_n + q_k$ , где  $q_n$  – затраты энергии на движение АНПА по поисковой траектории;  $q_k$  – затраты энергии на выявление дополнительных классификационных признаков ЦО.

Зависимость затрат энергоресурса от плотности ЦО на морском дне имеет вид:

$$Q = q_{\pi} + N \cdot R \cdot q_{\kappa}; \tag{1}$$

где N – количество ЦО, определяется плотностью R ЦО на единицу площади дна заданного района:  $N=n \cdot S$ , где S – площадь заданного района, определяется выражением:  $S=L \cdot B$ .

С увеличением количества ЦО на морском дне может оказаться целесообразным продолжать поиск ЦО на глубине этапа классификации без всплытия, включив, соответственно, СТЗ этапа поиска. При этом, однако, сократится ширина полосы обзора СТЗ, используемых на этапе поиска, что будет означать необходимость прохождения в процессе поиска большего количества галсов для обследования всей площади заданного района.

Для оценки влияния сокращения ширины полосы обзора на энергозатраты, раскроем параметр  $q_{\kappa}$  энергозатрат на классификацию из выражения (1):

$$q_{\mathrm{K}} = q_{\mathrm{3}} + q_{\mathrm{K}} + q_{\mathrm{B}} + q_{\mathrm{BII}},\tag{2}$$

где  $q_3$  – энергозатраты на заглубление;  $q_{\kappa}$  – энергозатраты на классификацию;  $q_{\rm B}$  – энергозатраты на всплытие;  $q_{\rm BI}$  – энергозатраты на вторичный поиск ЦО в случае потери контакта с ним.

Время обследования зависит от пройденного пути в процессе обследования. При движении АНПА галсами пройденный путь зависит от ширины полосы обзора, которая определяется проекцией зоны обзора используемых СТЗ на поверхность дна. Количество галсов в поперечном направлении определяется выражением: G=L/D, где  $D=2R_a \cdot \sin\alpha$ , где  $R_a$  – дальность СТЗ;  $\alpha$  – полураствор сектора обзора СТЗ.

При движении АНПА вблизи дна ширина осматриваемой полосы уменьшается пропорционально величине изменения глубины. При сокращении ширины полосы в *K* раз пройденное расстояние по поисковой траектории увеличится в *K* раз. Проведем сравнение двух вариантов ведения поиска объектов на дне.

В первом варианте использования производительных СТЗ и движении на большом расстоянии от дна затраты электроэнергии:  $Q_1 = S_{a1}/V \cdot q_{\pi} + N \cdot R \cdot q_{\kappa}$ , где  $S_{a1}$  – проходимый АНПА путь при движении по поисковой траектории, V – скорость движения по поисковой траектории. Путь  $S_{a1}$  определяется шириной заданного района и шириной полосы обзора:  $S_{a1} = B \cdot G = B \cdot L/D$ . Тогда  $Q_1 = S_{a1}/V \cdot q_{\pi} + N \cdot q_{\kappa} \cdot R$ .

Во втором варианте движение АНПА происходит на глубине эффективной работы менее производительных СТЗ; при этом пусть сокращение ширины полосы обзора произойдет в *К* раз. Тогда затраты энергоресурса определяются выражением:

$$S_{a2} = K \cdot B \cdot L/(G/K) = K \cdot B \cdot L/G. \text{ Torga } Q_2 = S_{a2}/V \cdot q_{\Pi} = B \cdot L/(D/K)/V \cdot q_{\Pi} = K \cdot B \cdot L/D/V \cdot q_{\Pi}.$$

Таким образом, поиск сразу на низкой глубине более целесообразен при выполнении следующего условия:  $S_{a1}/V \cdot q_{\Pi} + N \cdot R \cdot q_{\kappa} < S_{a2}/V \cdot q_{\Pi}$ , откуда условие по количеству объектов N для поиска на глубине классификации:  $N > (S_{a2}/V \cdot q_{\Pi} - S_{a1}/V \cdot q_{\Pi})/R \cdot q_{\kappa}$ . Если, например, удельный расход при классификации в k раз больше, чем при движении по поисковой траектории, то есть  $q_{\kappa} = k \cdot q_{\Pi}$ , то имеем:  $N > (S_{a2}/V \cdot q_{\Pi} - S_{a1}/V \cdot q_{\Pi})/R \cdot k \cdot q_{\Pi}$ .

Результаты численных экспериментов. С использованием специально разработанной имитационной модели функционирования АНПА [7] и проведена оценка влияния количества ЦО: на расход энергоресурса при проведении поиска и на выявление наиболее энергоэкономичного варианта поиска объектов. Принимались следующие исходные данные: L=1000 м, B=500 м; N варьировалось от 40 до 400, ширина полосы обзора производительных СТЗ D - 200 м; V = 2 м/с. В процессе эксперимента варьировались: коэффициент сокращения ширины полосы обзора из-за приближения СТЗ к обследуемой поверхности дна от 1 до 10; удельный расход электроэнергии в процессе классификации от 5 до 15 уд.ед. Результаты моделирования представлены на рис. 1.



Рис. 1. Расход энергоресурса в зависимости от параметров ведения поиска

На рис. 1 по горизонтальной оси отложены варианты удельного расхода энергоресурса на этапе классификации, по вертикальной – объем энергорасхода в условных единицах. Пунктирными линиями обозначены расходы энергоресурса при двухэтапном обследовании дна, сплошной линий – расход энергоресурса при одноэтапном движении АНПА вблизи дна. При незначительном сокращении полосы обзора наименьший расход наблюдается при движении АНПА вблизи дна. При существенном сокращении полосы обзора энергорасход возрастает и превышает энергорасход двухэтапного варианта поиска и классификации.

Заключение. Рассмотрены варианты ведения поиска антропогенных объектов на разных глубинах движения АНПА. По результатам математического моделирования выявлено, что при незначительном сокращении полосы обзора из-за уменьшения расстояния до дна и высокой плотности ЦО на морском дне наиболее целесообразным является поиск вблизи дна. При существенном сокращении полосы обзора предпочтительнее ведения поиска в два этапа – этап обнаружения и этап классификации – на разных глубинах.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00803.

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. **Мартынова Л.А.** Решение задачи подводного наблюдения в условиях применения интеллектуальных помех // Информационно-управляющие системы. 2018. № 1 (92). С. 31–41.
- 2. Мартынова Л.А., Koryakin A.V., Lantsov K.V., Lantsov V.V. Determination of coordinates and parameters of a moving object by image processing // Computer Optics. 2012. Т. 36. № 2. С. 266–273.
- 3. **Павин А.М.** Разработка алгоритмов поиска и обследования искусственных протяженных объектов с помощью автономного необитаемого подводного аппарата. Дис. на соиск уч.ст. канд.тех.наук. Владивосток. 2010. 160 с.

- Мартынова Л.А., Розенгауз М.Б. К вопросу о надежности автономного необитаемого подводного аппарата с мультиагентной архитектурой системы управления // Информационно-управляющие системы. 2016. № 5 (84). С. 25–34.
- 5. **Мартынова Л.А., Киселев Н.К., Мысливый А.А.** Метод выбора архитектуры мультиагентной системы управления автономного необитаемого подводного аппарата //Информационно-управляющие системы. 2020. № 4 (107). С. 31–41.
- 6. **Мартынова Л.А., Машошин А.И., Пашкевич И.В., Соколов А.И.** Алгоритмы, реализуемые интегрированной системой управления АНПА // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 1 (162). С. 50–58.
- 7. Мартынова Л.А., Гриненков А.В., Пронин А.О., Куликовских Ю.В. Имитационное моделирование функционирования мультиагентной системы управления автономного необитаемого подводного аппарата // В сборнике: Имитационное моделирование. Теория и практика. Восьмая Всероссийская научно-практическая конференция по имитационному моделированию и его применению в науке и промышленности. 2017. С. 474–479.

# L.A. Martynova, I.S. Kolesov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Use of Autonomous Underwater Vehicle to Search for Anthropogenic Objects on the Sea Bottom

*Abstract.* The paper focuses on the search of anthropogenic objects on the sea bottom. Search options at different depths are considered. According to the mathematical simulation, with slight reduction of coverage area due to decreased distance to the bottom and high density of target-like objects on the sea bottom, the near-bottom search is the most rational. If the coverage area is greatly decreased, the search should be conducted in two steps: detection and classification.

# А. А. ПАВЛОВ (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

### ПОДХОД К МОДЕЛИРОВАНИЮ РАБОТЫ ДОННОГО ПРОФИЛОГРАФА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ РЕСУРСОВ ГРАФИЧЕСКОГО ПРОЦЕССОРНОГО УСТРОЙСТВА

В работе описывается подход к моделированию работы донного профилографа (ПФ) с использованием вычислительных ресурсов графического процессорного устройства (ГПУ). Приводятся результаты моделирования, которые могут быть использованы при отладке алгоритмов системы технического зрения автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА), алгоритмов постобработки и пр.

**Введение.** В процессе выполнения задач АНПА в целях получения наиболее полной информации об окружающей среде могут использоваться различные технические средства дистанционного зондирования дна, в частности, ПФ.

Основная задача ПФ заключается в получении данных о донной поверхности и слое грунта глубиной в несколько метров. Особенность работы ПФ заключается в том, что частота зондирующего сигнала (3С) ПФ с одной стороны должна быть достаточно низкой, чтобы проникать в грунт, с другой стороны, достаточно высокой, чтобы ширина характеристики направленности (XH) приёмной антенны составляла не более нескольких градусов. ПФ может быть как однолучевым, так и многолучевым. В случае однолучевого ПФ формируется единственная XH, которая может быть представлена гидроакустическим лучом (ГЛ), в многолучевой реализации – несколько (веер) ГЛ. С заданной частотой ПФ проводит измерения эхосигнала в зонах обзора ГЛ формируют зону обзора ПФ.

Виртуализация окружающей среды, в частности, донной обстановки, в решении задач разработки и отладки алгоритмов управления АНПА, постобработки полученных данных, по праву, считается эффективным инструментом [1]. В работах [2-4] приведены основные математические соотношения позволяющие моделировать работу ПФ. Вместе с тем, моделирование работы множества средств зондирования дна может потребовать существенного вычислительного ресурса и времени. Использование подхода к виртуализации окружающей среды, описанного в работе [5], с использованием вычислительных ресурсов ГПУ позволяет осуществлять моделирование в ускоренном или реальном времени.

В работе приводится описание подхода к моделированию работы ПФ с использованием вычислительных ресурсов ГПУ, а также результаты моделирования, которые могут быть использованы в отладке алгоритмов управления АНПА, постобработки полученных данных и пр.

Описание подхода к моделированию работы ПФ с использованием вычислительных ресурсов ГПУ. В основу моделирования работы ПФ с использованием вычислительных ресурсов ГПУ положен подход к формированию донной обстановки, представляющей собой сконструированную по модульному принципу многослойную трехмерную поверхность. Подробное описание процесса формирования донной обстановки приведено в работе [5].

Перед началом проведения моделирования задаются исходные данные моделей донной обстановки (сцены) и ПФ.

Зона обзора ПФ, в общем случае, образуется множеством зон обзора  $A = \{a_j \mid j \in N^A\}$  ГЛ. С заданной частотой  $f^{prof}$  ПФ излучает ЗС с силой излучения  $P^{signal}$ , а затем в зоне обзора  $a_j$  ГЛ приемной антенной измеряет эхосигнал. Зона обзора ГЛ  $a_j$  может быть описана следующими параметрами:

- угловая ширина ф<sub>j</sub>;
- диапазон дистанций работы  $(r_{(\min)j}, r_{(\max)j});$
- количество отсчетов *m<sub>j</sub>*;
- матрица перехода  $M_i^A$  из СК  $a_j$  ГЛ в СК ПФ.

Размещение самого ПФ на носителе (АНПА) может быть описано матрицей перехода  $M^{prof}$ . Положение центра масс АНПА и его ориентация в пространстве системы координат сцены может быть описано матрицей перехода  $M^{AUVa}$ . Таким образом, перемножая все матрицы перехода мы можем осуществлять вычисления в системе координат сцены, данные о которой хранятся в памяти ГПУ. Каждый цикл измерений ПФ эхосигнала представляет собой расчет результатов взаимодействия 3С со слоями сцены (рисунок 1,*a*).



Рис. 1. а) Взаимодействие ПФ со сценой б) Прохождение ЗС ПФ через слои сцены

Процесс моделирования работы ПФ с использованием вычислительных ресурсов ГПУ состоит из следующих основных шагов:

Шаг 1. Задание исходных данных моделей ПФ и сцены (передача данных в память ГПУ).

Шаг 2. С заданной частотой *f<sup>prof</sup>* работы ПФ определение местоположения ГЛ ПФ и его ориентации в системе координат сцены (передача этих данных в матричном виде в память ГПУ).

Шаг 3. Формирование карт дальности и материала для каждого слоя сцены (рисунок 1б). Результаты процесса рендеринга записываются в виде двух изображений. Карта дальности формируется путем расчета в фрагментном шейдере расстояний от ПФ до сцены, попадающей в область обзора ПФ, кодирования результатов расчета цветом RGB схемы. Аналогичным образом осуществляется формирование карты материалов, отражающей коэффициенты отражения, индикатрису рассеяния при отражении, коэффициент затухания и расстояние между двумя смежными измерениями сигнала в материале.

Шаг 4. Проверка того, что все слои сцены пройдены исходя из заданного максимального расстояния  $r_{(max)j}$  работы ПФ.

Шаг 5. Формирования массива отсчетов работы ПФ. На основе полученного массива карт расстояний и материалов в соответствии с основным уравнением гидролокации на центральном процессорном устройстве осуществляется формирование массива отсчетов работы ПФ.

Таким образом, сформированный на шаге 5 массив отсчетов ПФ может быть передан на вход алгоритмам системы технического зрения АНПА и/или записан в файл для его дальнейшей постобработки.

**Результаты моделирования работы ПФ.** Реализация моделирования работы ПФ осуществлялась в среде разработки Qt Creator на языке программирования C++, GLSL с использованием OpenGL. При проведении компьютерного моделирования задавалась модель сцены и значения параметров модели ПФ.



Рис. 2. Результаты моделирования работы ПФ

В процессе проведения моделирования осуществлялось движение АНПА, оборудованного однолучевым ПФ. На каждом цикле работы ПФ формировался массив отсчетов и записывался в файл. Результаты обработки сформированного файла представлены на рисунке 2. Из рисунка 2 видно, что с течением времени расстояние от ПФ по сцены изменялось из-за неровности дна и изменения глубины АНПА. Цвето-яркостная неоднородность картинки говорит об изменении силы цели, зависящей как от расстояния до сцены, так и от материала слоя, через который проходил 3С ПФ.

Заключение. В процессе выполнения задач АНПА в целях получения наиболее полной информации об окружающей среде могут использоваться различные технические средства дистанционного зондирования дна. Моделирование АНПА, насыщенного множеством технических средств дистанционного зондирования дна, в том числе ПФ, может требовать существенных вычислительных и временных ресурсов.

Использование подхода к виртуализации окружающей среды, описанного в работе [5], с использованием вычислительных ресурсов ГПУ позволяет осуществлять моделирование в ускоренном или реальном времени.

В работе рассмотрен подход к моделированию работы ПФ с использованием вычислительных ресурсов ГПУ, позволяющий осуществлять отладку алгоритмов управления АНПА, постобработки полученных данных в ускоренном или реальном времени. Результаты моделирования работы ПФ позволяют сделать выводы о применимости представленного в работе подхода.

Работа проводилась при поддержке Российского научного фонда (проект 23-29-00803).

#### ЛИТЕРАТУРА

- 1. Сиек Ю.Л. Разработка симулятора для моделирования управляемого движения автономного необитаемого подводного аппарата. // Труды СПбГМТУ 2 (6), 2023. С. 153-169.
- 2. Sandrine T Rakotonarivo Forward modeling for marine sediment characterization using chirp sonars // Geophysics 76(4), 2011. P. 91-99.
- 3. Mohamed Saleh Seabed sub-bottom sediment classification using parametric sub-bottom profiler // NRIAG Journal of Astronomy and Geophysics, Vol 5, 2016. P. 87-95.
- 4. Кириченко И.А. Разработка и исследование параметрического профилографа для исследования слоистой структуры // Инженерный вестник Дона, 2021. №1. URL:ivdon.ru/ru/magazine/archive/n1y2021/6803
- Павлов А.А., Быкова В.С. Имитационная модель средств обследования дна с использованием средств OPENGL // Труды седьмой международной научно-практической конференции «Имитационное и комплексное моделирование морской техники и морских транспортных систем», 2023. С. 169-175.

# A.A. Pavlov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg). An approach to simulating the operation of a sub-bottom profiler using computing resources graphics processor unit

*Abstract.* The paper describes an approach to modeling the operation of a bottom profiler (BP) using the computing resources of a graphics processing unit (GPU). Simulation results are presented that can be used in debugging algorithms for the technical vision system of an autonomous uninhabited underwater vehicle (AUV), post-processing algorithms, etc.

#### XXXIV конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова, 2024

Верстка А.А. Зуева

Государственный научный центр Российской Федерации АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» 197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30. Тел. (812) 499-82-93, факс (812) 232 33 76, e-mail: editor@eprib.ru http://www. elektropribor.spb.ru