

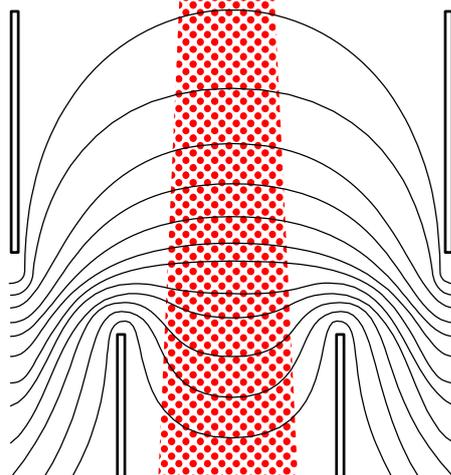
ISSN 2500—0381
Электронная версия

ISSN 0021—3454
Печатная версия

ИЗВЕСТИЯ ВЫСШИХ УЧЕБНЫХ ЗАВЕДЕНИЙ
П Р И Б О Р О С Т Р О Е Н И Е
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ



№ **1**
Т. 67
2024



Journal of **I**nstrument **E**ngineering

ГЛАВНЫЙ РЕДАКТОР

*д-р техн. наук, проф. А. А. БОБЦОВ,
Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия*

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

А. П. АЛЕШКИН, д-р техн. наук, проф., ВКА им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия
А. В. БЕЛИКОВ, д-р техн. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
И. А. БЕССМЕРТНЫЙ, д-р техн. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
В. А. БОГАТЫРЕВ, д-р техн. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
Д. В. ЕФАНОВ, д-р техн. наук, проф., СПбПУ, Санкт-Петербург, Россия
В. В. ЕФИМОВ, д-р техн. наук, проф., ВКА им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия
А. КЛИМЧИК, PhD, доцент, Университет Иннополис, Иннополис, Россия
С. А. КОЛЮБИН, д-р техн. наук, доцент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
И. А. КОНЯХИН, д-р техн. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
В. В. КРИШТОП, д-р физ.-мат. наук, проф., ПНИПУ, Пермь, Россия
Л. С. ЛИСИЦЫНА, д-р техн. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
Ю. А. ЛИТВИНЕНКО, канд. техн. наук, Концерн «ЦНИИ «„Электроприбор“», Санкт-Петербург, Россия
В. Д. ЛУКЬЯНОВ, д-р физ.-мат. наук, проф., ОАО „Авангард“, Санкт-Петербург, Россия
А. В. ЛЯМИН, д-р техн. наук, доцент, СПбПУ, Санкт-Петербург, Россия
А. В. МАЛОЛЕТОВ, д-р физ.-мат. наук, проф., Университет Иннополис, Иннополис, Россия
Ю. Н. МАТВЕЕВ, д-р техн. наук, ООО „ЦРТ-инновации“, Санкт-Петербург, Россия
В. М. МЕДУНЕЦКИЙ, д-р техн. наук, проф., ООО „Феррум“, Санкт-Петербург, Россия
А. Н. МИРОНОВ, д-р техн. наук, проф., ВКА им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия
В. М. МУСАЛИМОВ, д-р техн. наук, проф., ИПМаш РАН, Санкт-Петербург, Россия
А. А. ОЖИГАНОВ, д-р техн. наук, проф., АО «НИТИ „Авангард“», Санкт-Петербург, Россия
А. А. ПЫРКИН (зам. главного редактора), д-р техн. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
В. С. СИЗИКОВ, д-р техн. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
Б. В. СОКОЛОВ, д-р техн. наук, проф., СПбФИЦ РАН, Санкт-Петербург, Россия
С. В. СОЛК, д-р техн. наук, НИИ ОЭП, Сосновый Бор, Ленинградская обл., Россия
В. Ю. ТЕРТЫЧНЫЙ, д-р физ.-мат. наук, проф., Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
Д. В. ТИТОВ, д-р техн. наук, доцент, ЮЗГУ, Курск, Россия
А. В. ФЕДОРОВ, д-р техн. наук, доцент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
Н. Б. ФИЛИМОНОВ (зам. главного редактора), д-р техн. наук, проф., МГУ им. М. В. Ломоносова, Москва, Россия
И. Б. ФУРТАТ, д-р техн. наук, доцент, ИПМаш РАН, Санкт-Петербург, Россия
В. П. ХОДУНКОВ, канд. техн. наук, ВНИИМ им. Д. И. Менделеева, Санкт-Петербург, Россия

Ответственный секретарь М. В. Лебецкая

Редактор И. М. Игошина

Набор, верстка: М. В. Герасимова

Перевод: Ю. И. Копилевич

Адрес: 197101, Санкт-Петербург, Кронверкский пр., 49, лит. А, Университет ИТМО

Телефон: (812) 480-02-73, E-mail: pribor@itmo.ru

[http:// pribor.ifmo.ru/](http://pribor.ifmo.ru/)

Подписано в печать 31.01.2024 г.

Отпечатано в учреждении „Университетские телекоммуникации“

Адрес: 197101, Санкт-Петербург, Кронверкский пр., 49, лит. А

Телефон: (812) 915-14-54, E-mail: Prudentov@tibir.ru

Редколлегия просит авторов и рецензентов отнестись с пониманием к ужесточению требований к рукописям и изменению формы подачи материала в журнале.

Аннотация объемом 150—250 слов должна отражать содержание статьи: предмет исследования, цель работы, метод проведения работы, краткое описание экспериментальных или теоретических исследований, полученные результаты и рекомендации по их применению.

Ключевые слова, служащие идентификаторами при предметном поиске, должны однозначно отражать содержание статьи. Основное ключевое слово/словосочетание указывается первым, общее количество ключевых слов — не менее 5.

Список литературы: для обзорной статьи рекомендуется приводить не менее 50 источников, для полнотекстовой статьи — не менее 15, для краткого сообщения — не менее 8.

Требования к оформлению рукописи размещены на сайте журнала <http://pribor.itmo.ru/>



Адрес: 197101, Санкт-Петербург,
Кронверкский пр., 49, лит. А, Университет ИТМО
Телефон: (812) 480-02-73
[http:// pribor.ifmo.ru/](http://pribor.ifmo.ru/)
E-mail: pribor@itmo.ru

Журнал публикует научные обзоры, полнотекстовые статьи и краткие сообщения, отражающие результаты практических и теоретических исследований в области приборостроения.

Журнал содержит следующие разделы:

- информатика и информационные процессы;
- информационно-измерительные и управляющие системы;
- системный анализ, управление и обработка информации;
- приборы навигации;
- вычислительные системы и их элементы;
- оптические и оптико-электронные приборы и комплексы;
- приборы и методы контроля и диагностики материалов, изделий, веществ и природной среды;
- приборы, системы и изделия медицинского назначения;
- проектирование и технология приборостроения и радиоэлектронной аппаратуры;
- метрология и метрологическое обеспечение;
- компьютерное моделирование и автоматизация проектирования;
- роботы, мехатроника и робототехнические системы.

По договоренности с Редакцией может быть опубликован специальный тематический выпуск, посвященный достаточно узкой проблеме приборостроения.

Рукопись подается по электронной почте: pribor@itmo.ru. Редакция принимает рукопись к рецензированию при условии получения полного комплекта документов, включающего:

- экспертное заключение о возможности опубликования в открытой печати (формат PDF);
- файлы рукописи статьи, оформленные в соответствии с требованиями журнала;
- сведения об авторах, заполненные по шаблону (на русском и английском языке);
- договор о передаче авторских прав.

Рукопись должна содержать:

- название статьи (на русском и английском языке), индекс УДК;
- аннотацию (150—250 слов, на русском и английском языке), ключевые слова (не менее 5 и не более 25, на русском и английском языке), основной текст, список литературы;
- рисунки: каждый на отдельном листе формата А4 (не заверстывать в текст), таблицы.

Объем текста (оформленного в соответствии с требованиями журнала — шрифт Times New Roman, размер — 14 пт, межстрочный интервал 1,5, поля — сверху и слева 25 мм, снизу 20 мм, справа 10 мм) должен составлять 10—20 страниц, краткого сообщения — 3—5. Объем обзора предварительно согласовывается с Редакцией.

Список литературы (рекомендуется): для обзорной статьи — не менее 50, для полнотекстовой статьи — не менее 15, для краткого сообщения — не менее 8 литературных источников (не менее половины из них должны представлять собой ссылки на издания, включенные в международные базы цитирования Scopus и Web of Science). Список литературы должен формироваться в порядке появления ссылок в тексте.

Не допускается выравнивание с помощью пробелов, табуляций и символов конца абзаца. Эти символы при необходимости могут вставляться не более одного раза подряд (**не переносить с помощью дефисов**).

Формулы и отдельные символы набираются с использованием только редактора формул MathType. **Не вставлять** формулы из пакетов MathCad и MatLab. Размер шрифта в формулах — по умолчанию. Все переменные набираются курсивом, греческие буквы — прямым шрифтом, полужирные символы в формуле — стилем „матрица вектор“, русские символы — стилем „текст“, векторы следует набирать полужирным шрифтом без стрелок.

Рисунки выполняются в градациях серого в одном из форматов приложений Microsoft (Word, Excel, PowerPoint), предпочтителен векторный формат. Кривые на графиках следует помечать цифрами (1, 2, 3 и т.д.) или/и задавать линиями разного стиля (пунктир, штрихпунктир, жирная); толщина осей должна быть не менее 0,5 пт, иначе качество печати не гарантируется.

Плата за публикацию не взимается.

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

- Ефанов Д. В., Пивоваров Д. В.** Тестеры самодвойственных и „близких“ к ним сигналов 5
- Ходатаев Н. А., Тимошенко А. В., Казанцев А. М., Скосаренко А. Е.** Интеллектуальный алгоритм сопровождения высокодинамических аэробаллистических объектов на основе оценок траектории движения..... 20

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

- Мещеряков В. Д., Николаев П. Н., Шафран С. В., Эспиноза Валлес А. С.** Архитектура отказоустойчивой распределенной системы управления наноспутником SamSat-ION 33
- Чикуров Н. Г.** Регуляторы на основе предикаторов для подчиненного управления регулируемыми и следящими электроприводами..... 46

ПРИБОРЫ НАВИГАЦИИ

- Вяткин А. А., Мысливцев Т. О., Никифоров С. В., Сакулин А. Н.** Оценка местоположения динамического объекта в условиях плотной и высотной городской застройки с использованием вспомогательной информации 61
- Галкина Д. А., Маргун А. А.** Алгоритм обнаружения сбоя инерциальной навигационной системы на безэкипажном надводном судне 70

ОПТИЧЕСКИЕ И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ И КОМПЛЕКСЫ

- Гаркушин А. А., Криштоп В. В., Вольхин И. Л., Расулев Р. П., Нифонтова Е. В., Кадочиков И. В., Максименко В. А., Перминов А. В., Шевцов Д. И.** Прототип системы мониторинга с энергоснабжением по оптическому волокну 80
- Коваленко Т. Г., Зеневич А. О., Жданович С. В., Новиков Е. В., Матковская Т. А.** Исследование параметров микроизгибов одномодового оптического волокна для датчиков массы 96

EDITOR-IN-CHIEF

*Dr. Sci., Prof. ALEXEY BOBTSOV,
ITMO University, St. Petersburg, Russia*

EDITORIAL BOARD

ALESHKIN ANDREY, Dr. Sci., Prof., A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia
BELIKOV ANDREY, Dr. Sci., Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
BESSMERTNY IGOR, Dr. Sci., Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
BOGATYREV VLADIMIR, Dr. Sci., Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
EFANOV DMITRY, Dr. Sci., Prof., SPbPU, St. Petersburg, Russia
EFIMOV VLADIMIR, Dr. Sci., Prof., A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia
KHODUNKOV VYACHESLAV, PhD, D. I. Mendeleev All-Russian Institute for Metrology, St. Petersburg, Russia
KLIMCHIK ALEXANDER, PhD, Ass. Prof., Innopolis University, Innopolis, Russia
KOLYUBIN SERGEY, Dr. Sci., Ass. Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
KONYAKHIN IGOR, Dr. Sci., Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
KRISHTOP VIKTOR, Dr. Sci., Prof., PNRPU, Perm, Russia
LISITSYNA LYUBOV, Dr. Sci., Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
LITVINENKO YULIA, PhD, Concern CSRI Electropribor, JSC, St. Petersburg, Russia
LUKYANOV VALERY, Dr. Sci., Prof., Avangard JSC, St. Petersburg, Russia
LYAMIN ANDREY, Dr. Sci., Ass. Prof., SPbPU, St. Petersburg, Russia
MALOLETOV ALEXANDER, Dr. Sci., Prof., Innopolis University, Innopolis, Russia
MATVEEV YURIY, Dr. Sci., Speech Technology Center, St. Petersburg, Russia
MEDUNETSKY VIKTOR., Dr. Sci., Prof., Ferrum LLC, St. Petersburg, Russia
MIRONOV ANDREY, Dr. Sci., Prof., A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia
MUSALIMOV VIKTOR, Dr. Sci., Prof., IPMash RAS, St. Petersburg, Russia
OZHIGANOV ALEXANDER, Dr. Sci., Prof., SRTI Avangard JSC, St. Petersburg, Russia
PYRKIN ANTON, Dr. Sci., Prof., Deputy Editor-in-Chief, ITMO University, St. Petersburg, Russia
SIZIKOV VALERY, Dr. Sci., Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
SOKOLOV BORIS, Dr. Sci., Prof., SPbFRC RAS, St. Petersburg, Russia
SOLK SERGEY, Dr. Sci., SRI OEP, Sosnovy Bor, Leningrad region, Russia
TERTYCHNY VLADIMIR, Dr. Sci., Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
TITOV DMITRY, Dr. Sci., Ass. Prof., SWSU, Kursk, Russia
FEDOROV ALEXEY, Dr. Sci., Ass. Prof., ITMO University, St. Petersburg, Russia
FILIMONOV NIKOLAY, Dr. Sci., Prof., Deputy Editor-in-Chief, M. V. Lomonosov MSU, Moscow, Russia
FURTAT IGOR, Dr. Sci., Ass. Prof., IPMash RAS, St. Petersburg, Russia

Executive secretary Marina V. Lebetzkaya

Editor Irina M. Igoshina

Page-proof, makeup Maria V. Gerasimova

Translation of Yuriy I. Kopilevich

Address: ITMO University, Kronverksky pr. 49, bldg. A, St. Petersburg, Russia, 197101

Tel: (812) 480-02-73

Site: pribor.ifmo.ru

E-mail: pribor@itmo.ru

JOURNAL OF INSTRUMENT ENGINEERING

ITMO UNIVERSITY

The Journal is published since January 1958

Vol. 67

JANUARY 2024

№ 1

CONTENTS

SYSTEM ANALYSIS, CONTROL, AND INFORMATION PROCESSING

- Efanov D. V., Pivovarov D. V.** Checkers of Self-Dual and "Close in Meaning" Signals 5
- Khodataev N. A., Timoshenko A. V., Kazantsev A. M., Skosarenko A. E.** Intelligent Algorithm for Tracking Highly Dynamic Aeroballistic Objects Based on Motion Trajectory Estimates 20

INFORMATION-MEASURING AND CONTROL SYSTEMS

- Meshcheryakov V. D., Nikolaev P. N., Shafran S. V., Espinoza Valles A. S.** Architecture of a Fault-Tolerant Distributed Control System for the SamSat-ION Nanosatellite.... 33
- Tchikurov N. G.** Predictor-Based Regulators for Subordinate Control of Regulated and Tracking Electric Drives..... 46

NAVIGATIONAL INSTRUMENTS

- Vyatkin A. A., Myslivtsev T. O., Nikiforov S. V., Sakulin A. N.** Estimation of a Dynamic Object Location in Dense and High-Rise Urban Development Using Auxiliary Information 61
- Galkina D. A., Margun A. A.** Algorithm for Detecting Failures of an Inertial Navigation System on an Unmanned Surface Vessel 70

OPTICAL AND OPTO-ELECTRONIC INSTRUMENTS AND COMPLEXES

- Garkushin A. A., Krishtop V. V., Volkhin I. L., Rasulev R. P., Nifontova E. V., Kadochikov I. V., Maksimenko V. A., Perminov A. V., Shevtsov D. I.** Prototype of Monitoring System with Power Supply via Optical Fiber 80
- Kovalenko T. G., Zenevich A. O., Zhdanovich S. V., Novikov E. V., Matkovskaya T. A.** Study of Microbending Parameters of Single-Mode Optical Fiber for Mass Sensors 96

To the Authors!

The Journal of Instrument Engineering publishes scientific reviews, full-text articles and short messages, reflecting the unpublished results of theoretical and practical research in the field of fundamental instrument making.

The Journal publishes articles on the following themes: information technologies and systems, devices and automatic control systems, computer engineering, gyroscopic and navigation systems, instruments of precision mechanics, electronic and electromagnetic devices, optical and optoelectronic devices and systems, thermal regimes and reliability of devices and systems, technology and instrumentation, scientific and practical development. In agreement with the Editorial Board can be published a special themed issue devoted to a fairly narrow issue of instrumentation.

The material of the article accepted in electronic form and on any media, executed in a text editor Word without formatting along with a hard copy on A4. Electronic version of the paper may be sent by E-mail: **pribor@mail.ifmo.ru**

The size of the article (in printed form) must not exceed eight pages, a short presentation of two. Size scientific review previously agreed with the Editorial Board.

Submission includes two copies of:

— the manuscript text; list of references (recommended): review article — not less than 50, for the full text of the article — no less than 15, for short messages — at least 8 of the literary source (at least half of them should be links to the editions listed in international database of citation Scopus and Web of Science); number citations consecutively as they appear in the text;

— extended abstract (150—250 words);

— keywords (not less than 5 and not more than 25);

— illustrations: each on a separate sheet of A4 (not overestimate in the text) — big, with a maximum fill;

— the recommendation of the Department (laboratory);

— information about the authors on a template (surname, name, patronymic, name of the organization in accordance with the latest edition of the Charter, the address of the organization, academic degree and title, position, e-mail address).

The article must also enclose agreement on the transfer of copyright.

The main text. The following requirements are common to good practice in the design documents.

Font — Times New Roman, size 14, line spacing 1.5, margins — top and left — 25 mm, bottom — 20 mm, right — 10 mm.

Not allowed alignment with spaces, tabs and end of a paragraph (in the layout will need to be cleared). These symbols must be inserted only when necessary, and not more than once in a row (not to carry with dashes).

Don't insert formulas from MathCad or MatLab!

Figures and tables are to be inserted after the list of references. Graphics are accepted in one of Microsoft formats (Word, Excel, and PowerPoint); vector format is preferable. Don't use color graphics; it is better to apply dotted, dash-and dot lines, etc., or mark lines with numerical symbols.

Editorial Staff

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

SYSTEM ANALYSIS, CONTROL, AND INFORMATION PROCESSING

УДК 004.052.42+681.518.5
DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-5-19

ТЕСТЕРЫ САМОДВОЙСТВЕННЫХ И „БЛИЗКИХ“ К НИМ СИГНАЛОВ

Д. В. ЕФАНОВ^{1*}, Д. В. ПИВОВАРОВ²

¹ *Российский университет транспорта, Москва, Россия,
Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург, Россия*
*TrES-4b@yandex.ru

² *Петербургский государственный университет путей сообщения Императора Александра I,
Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация. Рассматриваются особенности применения свойств самодвойственных и „близких“ к ним функций для синтеза высоконадежных цифровых систем по методу инвертирования данных. Предложено при контроле вычислений в устройствах, реализованных с использованием временной избыточности и импульсного режима работы, применять свойства самоантидвойственных функций. Разработан тестер самоантидвойственных сигналов. Определены условия синхронизации элемента задержки, частоты смены рабочей и инверсной входных комбинаций, частоты сигнала на входе синхронизации тестера и момента изменения рабочей входной комбинации, необходимые для корректной работы схем встроенного контроля.

Ключевые слова: самопроверяемые цифровые устройства, метод инвертирования данных, временная избыточность, самодвойственная булева функция, самоантидвойственная булева функция, тестер самодвойственных сигналов, тестер самоантидвойственных сигналов

Ссылка для цитирования: Ефанов Д. В., Пивоваров Д. В. Тестеры самодвойственных и „близких“ к ним сигналов // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 5—19. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-5-19.

CHECKERS OF SELF-DUAL AND "CLOSE IN MEANING" SIGNALS

D. V. Efanov^{1*}, D. V. Pivovarov²

¹ *Russian University of Transport, Moscow, Russia
Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg, Russia*
*TrES-4b@yandex.ru

² *Emperor Alexander I St. Petersburg State Transport University,
St. Petersburg, Russia*

Abstract. The features of the application of self-dual and "close in meaning" functions properties for the synthesis of highly reliable digital systems using the data inversion method are considered. It is proposed to use the properties of self-anti-dual functions when controlling calculations in devices implemented with the use of time redundancy and pulse mode of operation. The checker for self-anti-dual signals is developed. The conditions for synchronizing the delay element, the frequency of changing the operating and inverse input combinations, the frequency of the signal at the synchronization input of the checker and the moment of changing the working input combination, necessary for the correct operation of the built-in control circuits, are determined.

Keywords: self-testing digital devices, data reverse method, temporary redundancy, self-dual Boolean function, self-anti-dual Boolean function, self-dual signal checker, self-anti-dual signals checker

For citation: Efanov D. V., Pivovarov D. V. Checkers of self-dual and "close in meaning" signals. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 1. P. 5—19 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-5-19.

Введение. Один из подходов к построению высоконадежных цифровых систем — метод инвертирования данных, использование которого предполагает реализацию устройств с временной избыточностью и импульсный режим их работы [1]. Это позволяет синтезировать цифровые системы с самопроверяемыми и отказоустойчивыми компонентами и обеспечивает высокое покрытие неисправностей тестовыми комбинациями [2], что особенно важно в контексте использования рассматриваемого подхода при разработке и совершенствовании систем критического применения [3]. К таким системам относятся некоторые космические системы, системы в атомной промышленности, системы противовоздушной обороны, системы железнодорожной автоматики и многие другие [4—6].

При использовании устройств, реализованных с использованием временной избыточности и импульсного режима работы, контроль вычислений обеспечивается путем проверки принадлежности вычисляемых функций к особому классу булевых функций — самодвойственными булевыми функциям [7]. Возможность использования свойств самодвойственных функций в задачах синтеза контролепригодных и самопроверяемых устройств и их диагностического обеспечения впервые была рассмотрена в 70-е гг. прошлого века [8]. В дальнейшем теория синтеза устройств и систем с контролем вычислений по признаку самодвойственности вычисляемых в контрольных точках функций получила развитие в большом количестве работ отечественных и зарубежных ученых [9—20].

Согласно исследованиям авторов настоящей статьи, при введении временной избыточности и импульсного режима работы могут применяться не только самодвойственные (SD) функции, но и близкие к ним так называемые „самоантидвойственные“ (SAD) функции; устройства, реализующие данные функции, рассмотрены в [21, 22]. Такие функции, в отличие от самодвойственных, имеют одинаковые значения на ортогональных по всем переменным входных комбинациях (инверсных комбинациях). Для контроля принадлежности вычисляемых функций к классу самоантидвойственных требуется некоторая модификация известного тестера самодвойственных сигналов [1, 2]. Однако все остальные принципы синтеза самопроверяемых и отказоустойчивых цифровых устройств неизменны.

В настоящей статье анализируются возможности применения свойств самоантидвойственных функций при синтезе цифровых устройств, отмечаются особенности тестеров самодвойственных и самоантидвойственных сигналов, особое внимание уделяется также особенностям функционирования цифровых устройств в импульсном режиме.

Самодвойственные булевы функции и „близкие“ к ним. Самодвойственные функции образуют замкнутый класс булевых функций [23].

Функция принадлежит к классу самодвойственных булевых функций, если при инвертировании всех ее аргументов она принимает противоположные значения:

$$S = \left\{ f(x_1, x_2, \dots, x_t) \mid f(\overline{x_1}, \overline{x_2}, \dots, \overline{x_t}) = \overline{f(x_1, x_2, \dots, x_t)} \right\}. \quad (1)$$

Самодвойственная функция равна своей двойственной функции.

В таблице приведены примеры SD- и SAD-функций.

Номер комбинации	x_1	x_2	x_3	f_1	f_2
0	0	0	0	1	1
1	0	0	1	1	1
2	0	1	0	1	1
3	0	1	1	0	0
4	1	0	0	1	0
5	1	0	1	0	1
6	1	1	0	0	1
7	1	1	1	0	1

Признаком самодвойственности функции является противоположность ее значений на комбинациях, противоположных относительно середины таблицы истинности (инверсных), что непосредственно следует из (1). Минимизируя функцию f_1 по ее разрешенным входным комбинациям, получаем

$$f_1 = \overline{x_1 x_2} \vee \overline{x_1 x_3} \vee \overline{x_2 x_3} = \overline{x_1} (\overline{x_2} \vee \overline{x_3}) \vee \overline{x_2 x_3}. \quad (2)$$

Тогда функция, двойственная к функции (2), имеет вид

$$\begin{aligned} f_1^* &= \overline{\overline{\overline{x_1} (\overline{x_2} \vee \overline{x_3}) \vee \overline{x_2 x_3}}} = \overline{\overline{\overline{x_1} (\overline{x_2} \vee \overline{x_3}) \vee \overline{x_2 x_3}}} = (\overline{x_1} \vee \overline{x_2 x_3}) (\overline{x_2} \vee \overline{x_3}) = \\ &= \overline{x_1 x_2} \vee \overline{x_1 x_3} \vee \overline{x_2 x_3} = \overline{x_1} (\overline{x_2} \vee \overline{x_3}) \vee \overline{x_2 x_3}. \end{aligned} \quad (3)$$

Как видно из сравнения выражений (2) и (3), двойственная функция f_1^* равна самой функции f_1 , т.е. последняя является самодвойственной.

Обратим внимание на функцию f_2 в таблице. Она самодвойственной не является, поскольку не принимает противоположные значения на инверсных входных комбинациях. Однако эта функция „близка“ к самодвойственной, так как на инверсных входных комбинациях принимает одинаковые значения. Такие функции называются самоантидвойственными [21, 22]:

$$S^A = \left\{ f(x_1, x_2, \dots, x_l) \mid f(\overline{x_1}, \overline{x_2}, \dots, \overline{x_l}) = f(x_1, x_2, \dots, x_l) \right\}. \quad (4)$$

Самоантидвойственная функция равна своей антидвойственной функции, принимающей равные значения при инвертировании всех аргументов.

Аналогично тому, как организуется контроль вычислений в схемных реализациях SD-функций [12—20], может быть организован и контроль вычислений в схемных реализациях SAD-функций.

Тестеры самодвойственных и самоантидвойственных сигналов. Структура тестера самодвойственных сигналов SDC (self-dual checker) приведена в [1, 2]. Он функционирует в импульсном режиме при подаче на входы схем пар комбинаций ($\langle X_1 \rangle$, $\langle X_2 \rangle$), где $\langle X_1 \rangle$ — прямая входная комбинация, $\langle X_2 \rangle$ — инвертированная по всем переменным входная комбинация. SDC устроен таким образом, чтобы фиксировать противоположные значения функции при поступлении пар комбинаций ($\langle X_1 \rangle$, $\langle X_2 \rangle$).

Для получения тестера самоантидвойственных сигналов SADC (self-anti-dual checker) требуется наделить устройство свойством фиксации одинаковых значений функции при поступлении пар комбинаций ($\langle X_1 \rangle$, $\langle X_2 \rangle$). Это можно сделать путем модификации SDC (см. [1, 2]). Структурная схема SADC, реализованного в программе Multisim, приведена на рис. 1. SADC отличается от SDC тем, что в нем после линии задержки A1 установлен инвертор U2C. Остальные элементы структурной схемы неизменны.

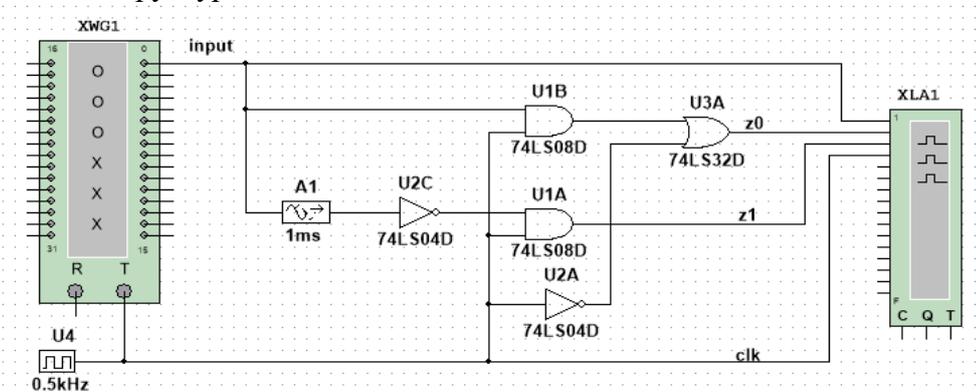


Рис. 1

Для проверки корректности функционирования SADC было проведено моделирование его работы. Для подачи последовательности нулей и единиц на входы тестера использовался

генератор кодовых слов (XWG1), а для регистрации сигнала в контрольных точках, отмеченных на рисунке, — логический анализатор (XLA1). Генератор кодовых слов формирует сигналы синхронно с подключенным к нему генератором U4.

На рис. 2 показаны скриншоты, отображающие настройку генератора кодовых слов (а) и временную диаграмму работы тестера (б) при поступлении SAD-сигналов. При поступлении SAD-сигналов на выходах тестера формируется парафазный сигнал.

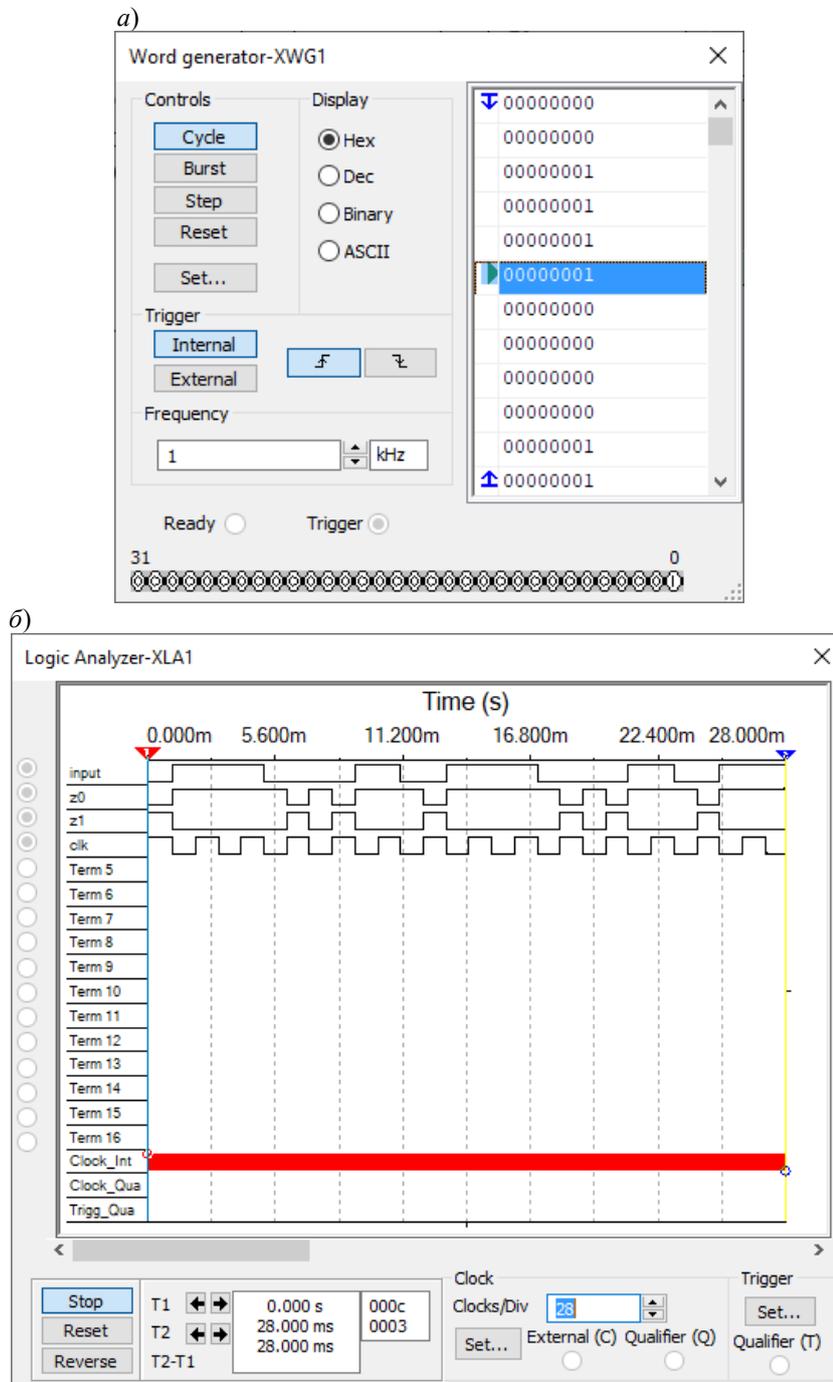


Рис. 2

При поступлении „несамоантидвойственных“ сигналов на выходах SADC должен формироваться непарафазный сигнал. Условия и результаты моделирования показаны на рис. 3, а, б. Генератор кодовых слов настроен так, что в генерируемую последовательность внесен „несамоантидвойственный фрагмент“. Как видно из рис. 3, б, на выходах SADC формируется непарафазный сигнал, т.е. ошибка обнаружена.

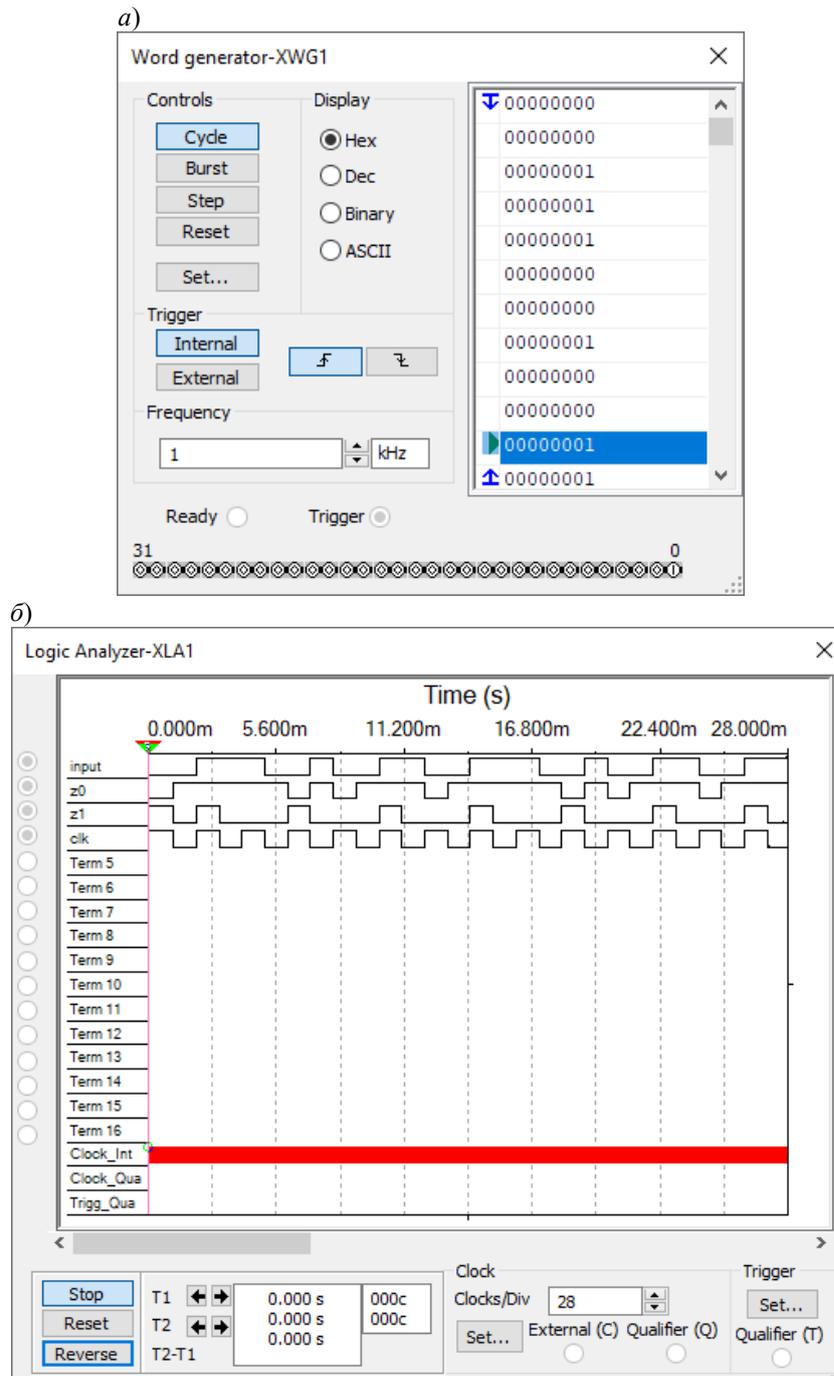


Рис. 3

В ходе исследования также была смоделирована работа обоих тестеров — SDC и SADC — в условиях возникновения одиночных константных неисправностей на выходах внутренних элементов. При всех неисправностях на выходах тестеров формируется непарафазный сигнал, что говорит об их обнаружении. Однако следует отметить, что при неисправности типа „константа 0“ на выходе тактового генератора U4 постоянный парафазный сигнал формируется на выходах тестера (на выходе z0 — сигнал „1“, на выходе z1 — сигнал „0“) независимо от сигналов на входе. Поэтому как SDC, так и SADC будут самопроверяемыми относительно модели одиночных константных неисправностей при условии дополнительного контроля импульсной работы генератора.

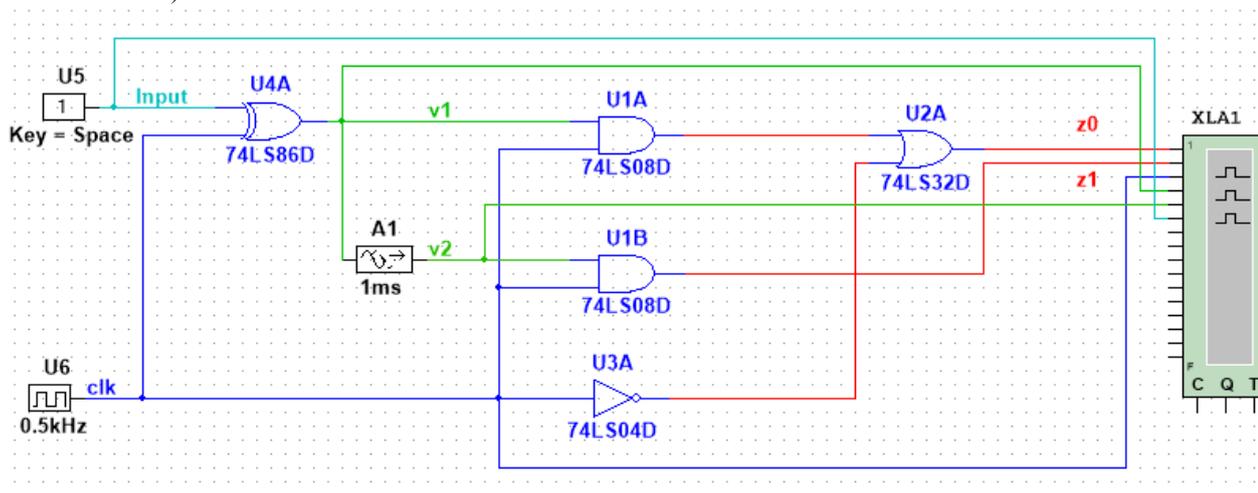
Особенности синхронизации тестеров самодвойственных и самоантидвойственных сигналов. Тестеры SDC и SADC работают следующим образом: они сравнивают сигнал, поступающий на вход f в конкретный момент времени, с сигналом, поступившим на вход какое-то время назад (время, равное задержке). Поэтому для корректного функционирования тестеров

контролируемая схема (объект диагностирования) должна работать в импульсном режиме: на ее входы должны подаваться попеременно с некоторой частотой пары комбинаций ($\langle X_1 \rangle$, $\langle X_2 \rangle$). При этом частота смены рабочей и инвертированной во всех разрядах входных комбинаций должна быть синхронизирована с элементом задержки тестера.

Также следует учесть и то, что в реальных схемах почти всегда меняются входные рабочие комбинации. Это может привести к возникновению ложного сигнала ошибки. Например, в SDC при изменении комбинации в середине периода задержки на входе схемы и выходе элемента задержки окажется одинаковый сигнал, что приведет к установлению непарафазного сигнала на выходах. Для исключения этого в SDC и SADC добавляются логические элементы и дополнительный вход синхронизации (или тактовый генератор). При появлении на данном входе сигнала логического нуля тестер блокируется и на его выходах появляется сигнал $\langle 10 \rangle$. Этот момент следует использовать для изменения рабочей входной комбинации. При изменении комбинации в другой момент произойдет ложная фиксация ошибки. Этот случай проиллюстрирован на рис. 4, а, б.

В представленной схеме элемент XOR (U4A) инвертирует сигнал на входе тестера, а ключ U5 задает рабочий сигнал.

а)



б)

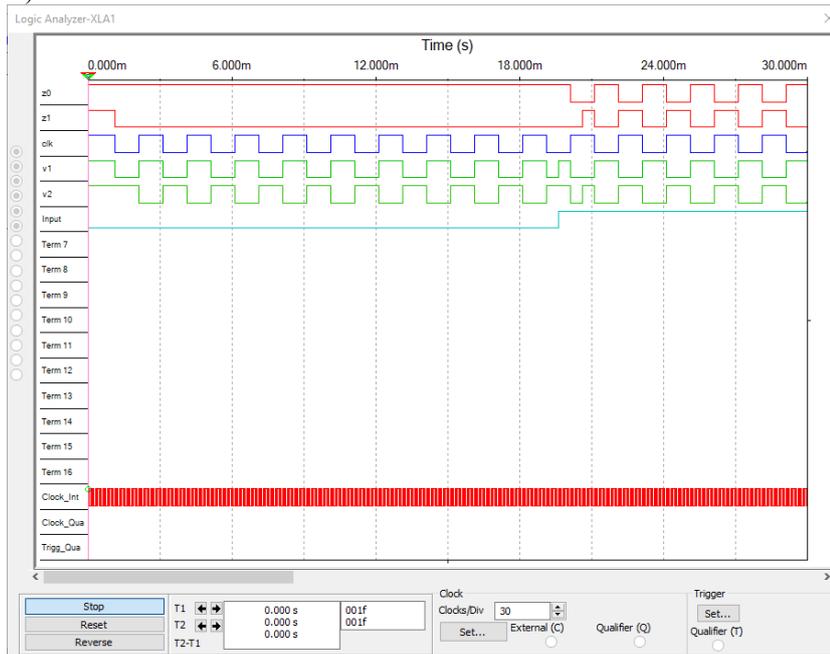


Рис. 4

Для исключения неверной работы устройств SDC и SADC требуется решить задачу синхронизации элемента задержки, частоты смены рабочей и инверсной входных комбинаций, частоты сигнала на входе синхронизации тестера и момента изменения рабочей входной комбинации.

Условия синхронизации тестера проиллюстрируем на модели настроенного SDC (рис. 5).

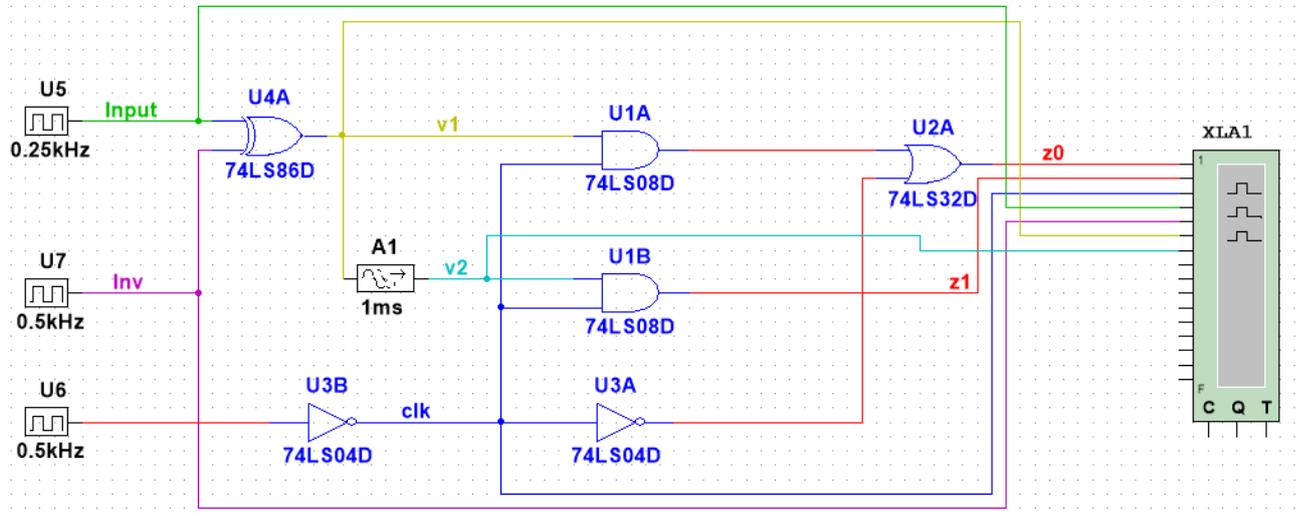


Рис. 5

Определение временных и частотных параметров тестера целесообразно начинать с выбора времени задержки; обозначим это время как τ . На основе времени τ устанавливаются остальные частоты.

Как отмечено выше, тестер сравнивает сигнал, поступивший на его вход, с сигналом на выходе элемента задержки. Время подачи рабочей входной и инверсной ей комбинаций должно быть не менее времени задержки τ , а частота смены комбинаций должна удовлетворять условию

$$F_{\text{inv}} = \frac{1}{2\tau}. \quad (5)$$

В формуле (5) использован множитель „2“, так как за один период сигнала инвертирования подаются прямая (при подаче на инвертирующий вход нуля) и инверсная (при подаче на инвертирующий вход единицы) входные комбинации. Поэтому период инвертированного сигнала должен быть именно в 2 раза больше времени задержки.

Временные диаграммы работы модели при соблюдении и несоблюдении условия (5) приведены на рис. 6: *a* — при $F_{\text{inv}} < \frac{1}{2\tau}$ (0,3 кГц); *b* — при $F_{\text{inv}} > \frac{1}{2\tau}$ (0,75 кГц); *в* — при $F_{\text{inv}} = \frac{1}{2\tau}$ (0,5 кГц). При этом генератор U6 был заменен на генератор постоянного сигнала логической единицы, а генератор U7 — на генератор постоянного сигнала логического нуля. При несоблюдении условия (5) на линиях *v1* и *v2* в некоторые моменты времени формируются одинаковые сигналы, а при соблюдении этого условия сигнал всегда парафазный на обеих линиях.

Также очевидно, что за один цикл работы на входе элемента задержки должны успеть сформироваться и рабочая, и инверсная комбинации, причем время их наличия должно быть одинаковым. Отсюда следует, что время подачи каждой рабочей входной комбинации (τ_{inp}) должно удовлетворять условию

$$\tau_{\text{inp}} \geq 2\tau. \quad (6)$$

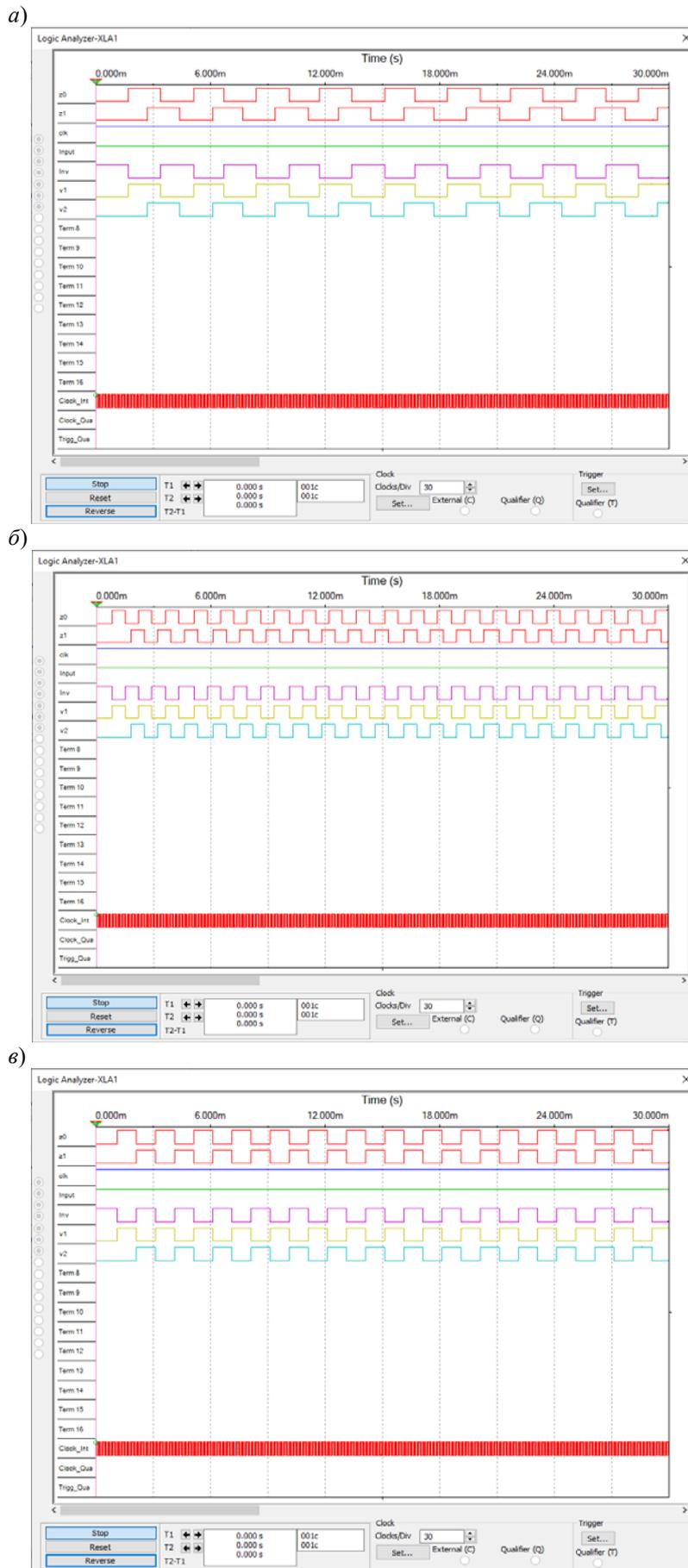
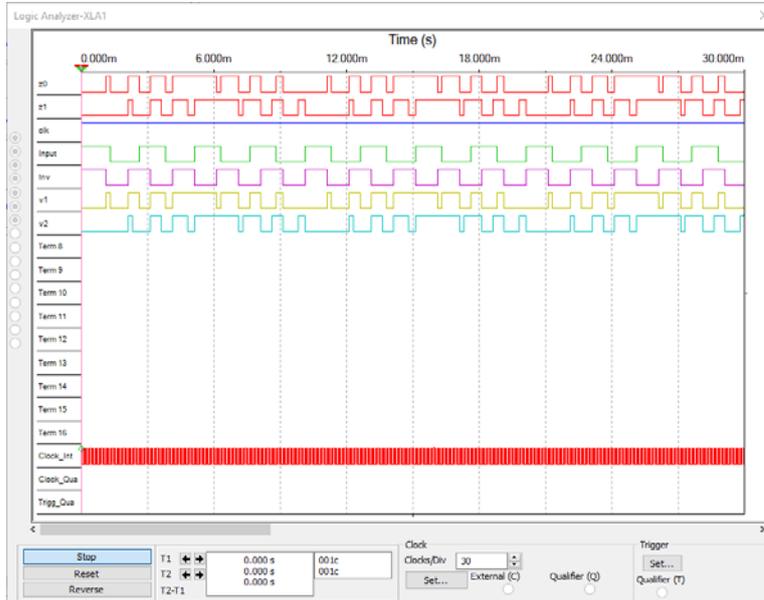


Рис. 6

Временные диаграммы работы модели при соблюдении и несоблюдении условия (6) приведены на рис. 7: *a* — при $\tau_{\text{inp}} < 2\tau$ ($F_{U5} = 0,4$ кГц); *б* — при $\tau_{\text{inp}} = 2\tau$ ($F_{U5} = 0,25$ кГц). Генератор U6 был заменен на генератор постоянного сигнала логического нуля. Генератор U5 формирует самодвойственный сигнал. Как видно, только при соблюдении условия (6) длительность прямого и инвертированного сигналов на линиях v1 и v2 одинакова.

a)



б)

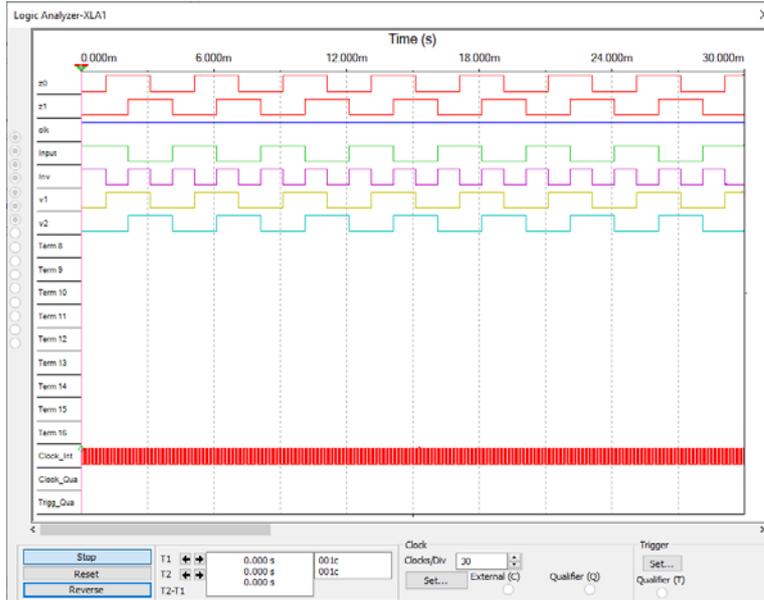


Рис. 7

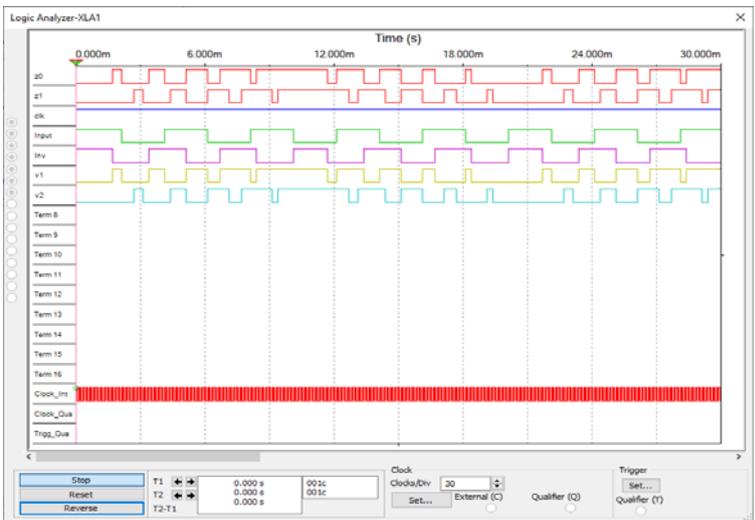
Время подачи рабочей и инверсной комбинаций должно быть в 2 раза меньше минимального τ_{inp} (τ_{min}). Другими словами, частота смены комбинаций должна дополнительно удовлетворять условию

$$F_{\text{inv}} = \frac{1}{\tau_{\text{min}}} . \quad (7)$$

Временные диаграммы работы модели при соблюдении и несоблюдении условия (7) приведены на рис. 8: *a* — при $F_{\text{inv}} < \frac{1}{\tau_{\text{min}}}$ (0,3 кГц); *б* — при $F_{\text{inv}} > \frac{1}{\tau_{\text{min}}}$ (0,7 кГц); *в* — при

$F_{inv} = \frac{1}{\tau_{min}}$ (0,5 кГц). Так же как и ранее, генератор U6 был заменен на генератор постоянного сигнала логического нуля. Как видно, только при соблюдении указанного условия длительность прямого и инвертированного сигналов на линиях v1 и v2 одинакова.

а)



б)



в)

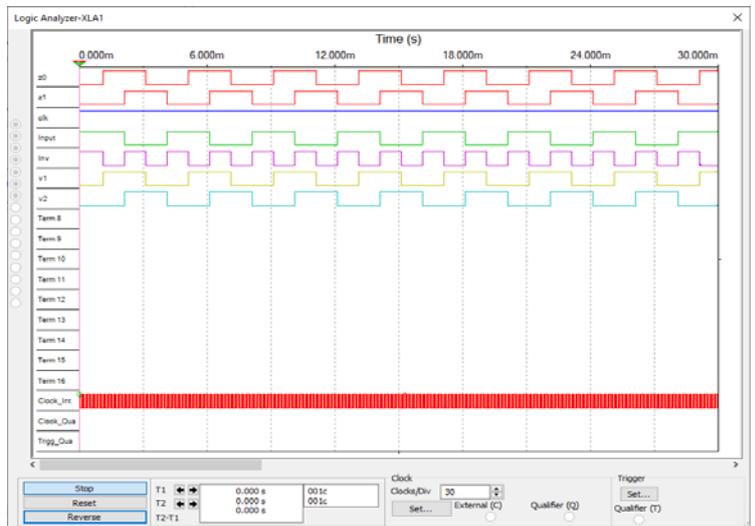


Рис. 8

Еще одно условие вытекает из следующей особенности. При смене рабочей входной комбинации появляется период, когда на прямой линии тестера и линии задержки формируется одинаковый сигнал. Длительность этого периода равна времени задержки. Во избежание ложного возникновения сигнала ошибки на выходе тестера в течение всего этого периода тестер должен быть заблокирован, т.е. на тактовый вход должен поступать нуль. Таким образом, длительность сигнала логического нуля на тактовом входе должна быть не меньше τ , а частота сигнала на тактовом входе должна удовлетворять условию

$$F_{\text{clk}} \leq \frac{1}{2\tau}. \quad (8)$$

Временные диаграммы работы модели при соблюдении и несоблюдении условия (8) приведены на рис. 9: *а* — при $F_{\text{clk}} > \frac{1}{2\tau}$ (0,7 кГц); *б* — при $F_{\text{clk}} = \frac{1}{2\tau}$ (0,5 кГц). Генератор U6 был заменен на генератор постоянного сигнала логического нуля. Как видно из диаграмм, только при соблюдении условия (8) длительность прямого и инвертированного сигналов на линиях v1 и v2 одинакова.

б)



б)

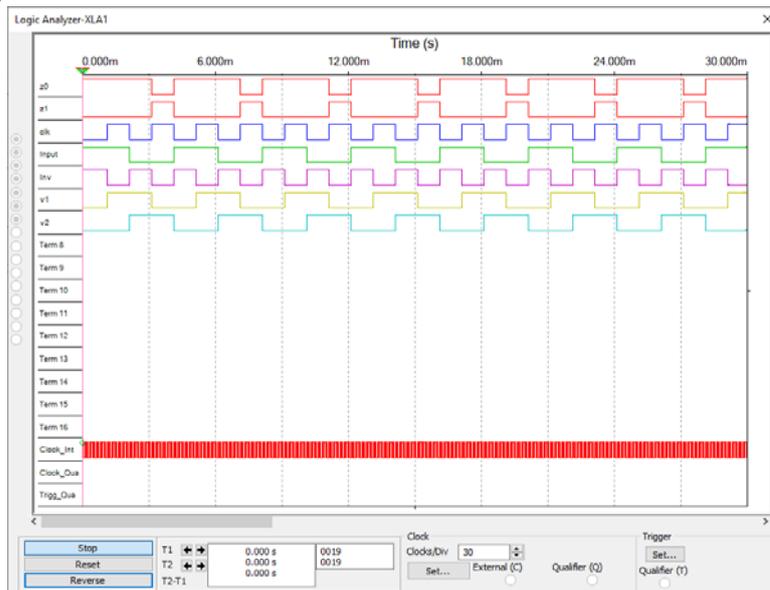


Рис. 9

Дополнительно изменение рабочей входной комбинации должно происходить только в момент изменения сигнала на тактовом входе тестера с логической единицы на логический нуль. Если изменение произойдет в момент, когда на тактовый вход приходит сигнал „1“, то на обеих линиях будет одинаковый сигнал в момент, когда тестер не заблокирован, что приведет к ложной регистрации ошибки. Если изменение произойдет в момент, когда на тактовый вход поступает „0“, но позже изменения с „1“ на „0“, то времени блокировки тестера может не хватить, и когда на тактовом входе появится сигнал „1“, на обеих линиях все еще будет присутствовать одинаковый сигнал, что также приведет к ложной фиксации ошибки. На рис. 4, б как раз можно видеть диаграмму, иллюстрирующую переключение входной комбинации не в момент изменения сигнала на тактовом входе тестера с „1“ на „0“.

Тестер не должен быть заблокирован в течение всего времени подачи рабочей входной комбинации. Также время подачи прямой и инверсной во всех разрядах комбинаций должно быть одинаковым. Рассмотрим крайний случай, когда входная комбинация подается в течение минимального времени τ_{\min} . Инверсная ей комбинация должна подаваться в течение этого же времени. Отсюда вытекает условие

$$F_{\text{clk}} = \frac{1}{2\tau_{\min}}. \quad (9)$$

Представленные условия (5)—(9) позволяют настроить работу тестеров для использования их в схемах встроенного контроля.

Заключение. Использование предложенного тестера самоантидвойственных сигналов позволяет на практике увеличить число вариантов построения самопроверяемых и отказоустойчивых устройств, принципы реализации которых основаны на внесении временной избыточности и функционировании в импульсном режиме. Для синтеза самоантидвойственных устройств могут быть применены известные методы [12—20]. Более того, любая булева функция может быть преобразована в самоантидвойственную с использованием одной дополнительной переменной и известного разложения К. Э. Шеннона, аналогично тому, как это делается при преобразовании произвольных булевых функций в самодвойственные [24].

В статье обоснована необходимость синхронизации работы элемента задержки SDC и SADC, частоты смены рабочей и инверсной входных комбинаций, частоты сигнала на входе синхронизации тестера и момента изменения рабочей входной комбинации для корректного функционирования реальных цифровых устройств.

Использование свойств самодвойственных и самоантидвойственных булевых функций позволяет на практике синтезировать цифровые устройства, наделенные свойством обнаружения неисправностей и ошибок в вычислениях, а также свойством нечувствительности к отдельным видам ошибок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сапожников В. В., Сапожников Вл. В., Ефанов Д. В. Основы теории надежности и технической диагностики. СПб: Изд-во „Лань“, 2019. 588 с.
2. Ефанов Д. В., Погодина Т. С. Исследование свойств самодвойственных комбинационных устройств с контролем вычислений на основе кодов Хэмминга // Информатика и автоматизация. 2023. Т. 22, № 2. С. 349—392. DOI: 10.15622/ia.22.2.5.
3. Drozd A., Kharchenko V., Antoshchuk S., Sulima J., Drozd M. Checkability of the Digital Components in Safety-Critical Systems: Problems and Solutions // Proc. of the 9th IEEE East-West Design & Test Symp. (EWDTS'2011), Sevastopol, Ukraine. 2011. P. 411—416. DOI: 10.1109/EWDTS.2011.6116606.
4. Дрозд А. В., Харченко В. С., Антошук С. Г., Дрозд Ю. В., Дрозд М. А., Сулима Ю. Ю. Рабочее диагностирование безопасных информационно-управляющих систем / Под ред. А. В. Дрозда и В. С. Харченко. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского „ХАИ“, 2012. 614 с.

5. *Kharchenko V., Kondratenko Yu., Kasprzyk J.* Green IT Engineering: Concepts, Models, Complex Systems Architectures // Springer Book Ser. “Studies in Systems, Decision and Control”. 2017. Vol. 74. 305 p. DOI: 10.1007/978-3-319-44162-7.
6. *Сапожников Вл. В.* Синтез систем управления движением поездов на железнодорожных станциях с исключением опасных отказов. М.: Наука, 2021. 229 с.
7. *Яблонский С. В.* Введение в дискретную математику / Под ред. *В. А. Садовничева*. М.: Высш. школа, 2003. 384 с.
8. *Reynolds D. A., Meize G.* Fault Detection Capabilities of Alternating Logic // IEEE Trans. on Computers. 1978. Vol. C-27, iss. 12. P. 1093—1098. DOI: 10.1109/TC.1978.1675011.
9. *Аксьёнова Г. П.* Восстановление в дублированных устройствах методом инвертирования данных // Автоматика и телемеханика. 1987. № 10. С. 144—153.
10. *Biernat J.* Self-Dual Modules in Design of Dependable Digital Devices // Intern. Conf. on Dependability of Computer Systems, Szklarska Poreba, Poland, 25—27 May 2006. DOI: 10.1109/DEPCOS-RELCOMEX.2006.50.
11. *Rai S., Raitza M., Sahoo S. S., Kumar A.* DiSCERN: Distilling Standard-Cells for Emerging Reconfigurable Nanotechnologies // Design, Automation & Test in Europe: Conf. & Exhibition (DATE), Grenoble, France, 09—13 March 2020. DOI: 10.23919/DATE48585.2020.9116216.
12. *Гессель М., Дмитриев А. В., Сапожников В. В., Сапожников Вл. В.* Самотестируемая структура для функционального обнаружения отказов в комбинационных схемах // Автоматика и телемеханика. 1999. № 11. С. 162—174.
13. *Saposhnikov Vl. V., Moshanin V., Saposhnikov V. V., Goessel M.* Experimental Results for Self-Dual Multi-Output Combinational Circuits // Journal of Electronic Testing: Theory and Applications. 1999. Vol. 14, iss. 3. P. 295—300. DOI: 10.1023/A:1008370405607.
14. *Гессель М., Дмитриев А. В., Сапожников В. В., Сапожников Вл. В.* Обнаружение неисправностей в комбинационных схемах с помощью самодвойственного контроля // Автоматика и телемеханика. 2000. № 7. С. 140—149.
15. *Гессель М., Дмитриев А. В., Сапожников В. В., Сапожников Вл. В.* Исследование свойств самодвойственных самопроверяемых многотактных схем // Автоматика и телемеханика. 2001. № 4. С. 148—159.
16. *Göessel M., Ocheretny V., Sogomonyan E., Marienfeld D.* New Methods of Concurrent Checking. Dordrecht: Springer Science+Business Media B.V., 2008. 184 p.
17. *Efanov D., Sapozhnikov V., Sapozhnikov Vl., Osadchy G., Pivovarov D.* Self-Dual Complement Method up to Constant-Weight Codes for Arrangement of Combinational Logical Circuits Concurrent Error-Detection Systems // Proc. of the 17th IEEE East-West Design & Test Symp. (EWDTS'2019), Batumi, Georgia, Sept. 13—16, 2019. P. 136—143. DOI: 10.1109/EWDTS.2019.8884398.
18. *Efanov D. V., Pogodina T. S.* Self-Dual Digital Devices with Calculations Testing by Modified Hamming Code // Proc. of the 2023 Conf. of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus), St. Petersburg, Russia, 24 — 27 January 2023. P. 72—77.
19. *Ефанов Д. В., Погодина Т. С.* Самодвойственные цифровые устройства с контролем вычислений по кодам Сяо // Вестн. Томского гос. ун-та. Управление, вычислительная техника и информатика. 2023. № 63. С. 118—136. DOI: 10.17223/19988605/63/14.
20. *Ефанов Д. В., Погодина Т. С.* Контроль самодвойственных устройств с применением схем сжатия на основе полных сумматоров // Изв. вузов. Приборостроение. 2023. Т. 66, № 7. С. 539—558. DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-7-539-558.
21. *Шальто А. А.* Логическое управление. Методы аппаратной и программной реализации. СПб: Наука, 2000. 780 с.
22. *Шальто А. А.* Модули, универсальные в классе самодвойственных функций и в „близких“ к ним классах // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2001. № 5. С. 110—120.
23. *Закревский А. Д., Поттосин Ю. В., Черемисинова Л. Д.* Логические основы проектирования дискретных устройств. М.: Физматлит, 2007. 592 с.

24. Гессель М., Мошанин В. И., Сапожников В. В., Сапожников Вл. В. Обнаружение неисправностей в самопроверяемых комбинационных схемах с использованием свойств самодвойственных функций // Автоматика и телемеханика. 1997. № 12. С. 193—200.

Сведения об авторах

- Дмитрий Викторович Ефанов** — д-р техн. наук, профессор; Российский университет транспорта, кафедра автоматики, телемеханики и связи на железнодорожном транспорте; Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Высшая школа транспорта Института машиностроения, материалов и транспорта; профессор;
E-mail: TrES-4b@yandex.ru
- Дмитрий Вячеславович Пивоваров** — канд. техн. наук; Петербургский государственный университет путей сообщения Императора Александра I, кафедра автоматики и телемеханики на железных дорогах; доцент;
E-mail: pivovarov.d.v.spb@gmail.com

Поступила в редакцию 23.08.2023; одобрена после рецензирования 30.09.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

1. Sapozhnikov V.V., Sapozhnikov VI.V., Efanov D.V. *Osnovy teorii nadezhnosti i tekhnicheskoy diagnostiki* (Fundamentals of the Theory of Reliability and Technical Diagnostics), St. Petersburg, 2019, 588 p. (in Russ.)
2. Efanov D.V., Pogodina T.S. *Informatics and Automation*, 2023, no. 2(22), pp. 349–392, DOI: 10.15622/ia.22.2.5. (in Russ.)
3. Drozd A., Kharchenko V., Antoshchuk S., Sulima J., Drozd M. *Proceedings of the 9th IEEE East-West Design & Test Symposium (EWDTS'2011)*, Sevastopol, Ukraine, 2011, pp. 411–416, DOI: 10.1109/EWDTS.2011.6116606.
4. Drozd A.V., Kharchenko V.S., Antoshchuk S.G., Drozd Yu.V., Drozd M.A., Sulima Yu.Yu. *Rabocheye diagnostirovaniye bezopasnykh informatsionno-upravlyayushchikh sistem* (Working Diagnostics of Safe Information and Control Systems), Khar'kov, 2012, 614 p. (in Russ.)
5. Kharchenko V., Kondratenko Yu., Kacprzyk J. *Green IT Engineering: Concepts, Models, Complex Systems Architectures*, Springer, Book series "Studies in Systems, Decision and Control", 2017, vol. 74, 305 p., DOI: 10.1007/978-3-319-44162-7.
6. Sapozhnikov VI.V. *Sintez sistem upravleniya dvizheniyem poyezdov na zheleznodorozhnykh stantsiyakh s isklyucheniyem opasnykh otkazov* (Synthesis of Train Traffic Control Systems at Railway Stations with the Exception of Dangerous Failures), Moscow, 2021, 229 p. (in Russ.)
7. Yablonskiy S.V. *Vvedeniye v diskretnuyu matematiku* (Introduction to Discrete Mathematics), Moscow, 2003, 384 p. (in Russ.)
8. Reynolds D.A., Meize G. *IEEE Transactions on Computers*, 1978, no. 12(C-27), pp. 1093–1098, DOI: 10.1109/TC.1978.1675011.
9. Aksenova G.P. *Avtomatika i Telemekhanika*, 1987, no. 10, pp. 144–153. (in Russ.)
10. Biernat J. *International Conference on Dependability of Computer Systems*, May, 25–27 2006, Szklarska Poreba, Poland, DOI: 10.1109/DEPCOS-RELCOME.2006.50.
11. Rai S., Raitza M., Sahoo S.S., Kumar A. *Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition (DATE)*, March 09–13, 2020, Grenoble, France, DOI: 10.23919/DATE48585.2020.9116216.
12. Gessel M., Dmitriev A.V., Sapozhnikov V.V., Sapozhnikov VI.V. *Automation and Remote Control*, 1999, no. 11(60), pp. 1653–1663.
13. Saposhnikov VI.V., Moshanin V., Saposhnikov V.V., Goessel M. *Journal of Electronic Testing: Theory and Applications*, 1999, no. 3(14), pp. 295–300, DOI: 10.1023/A:1008370405607.
14. Gessel' M., Dmitriev A.V., Sapozhnikov V.V., Sapozhnikov VI.V. *Automation and Remote Control*, 2000, no. 7(61), pp. 1192–1200.
15. Gessel' M., Dmitriev A.V., Sapozhnikov V.V., Sapozhnikov VI.V. *Automation and Remote Control*, 2001, no. 4, pp. 642–652.
16. Göessel M., Ocheretny V., Sogomonyan E., Marienfeld D. *New Methods of Concurrent Checking: Edition 1*, Dordrecht: Springer Science+Business Media B.V., 2008, 184 p.
17. Efanov D., Sapozhnikov V., Sapozhnikov VI., Osadchy G., Pivovarov D. *Proceedings of the 17th IEEE East-West Design & Test Symposium (EWDTS'2019)*, Batumi, Georgia, September 13–16, 2019, pp. 136–143, DOI: 10.1109/EWDTS.2019.8884398.
18. Efanov D.V., Pogodina T.S. *Proceedings of the 2023 Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus)*, January 24–27, 2023, St. Petersburg, Russia, pp. 72–77.
19. Efanov D.V., Pogodina T.S. *Vestnik Tomskogo Gosudarstvennogo Universiteta - Upravlenie, Vychislitel'naya Tekhnika i Informatika*, 2023, no. 63, pp. 118–136, DOI: 10.17223/19988605/63/14. (in Russ.)
20. Efanov D.V., Pogodina T.S. *Journal of Instrument Engineering*, 2023, no. 7(66), pp. 539–558, DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-7-539-558. (in Russ.)
21. Shalyto A.A. *Logicheskoye upravleniye. Metody apparatnoy i programmnoy realizatsii* (Logical Control. Hardware and Software Implementation Methods), St. Petersburg, 2000, 780 p. (in Russ.)
22. Shalyto A.A. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2001, no. 5, pp. 782–792.

23. Zakrevsky A.D., Pottosin Yu.V., Cheremisinova L.D. *Logicheskiye osnovy proyektirovaniya diskretnykh ustroystv* (Logical Foundations of Discrete Device Design), Moscow, 2007, 592 p. (in Russ.)
24. Hessel M., Moshanin V.I., Sapozhnikov V.V., Sapozhnikov VI.V. *Avtomatika i Telemekhanika*, 1997, no. 12, pp. 193–200. (in Russ.)

Data on authors

- Dmitry V. Efanov** — Dr. Sci., Professor; Russian University of Transport, Department of Automation, Remote Control, and Communications on Railway Transport; Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Higher School of Transport, Institute of Mechanical Engineering, Materials, and Transport; Professor; E-mail: TrES-4b@yandex.ru
- Dmitry V. Pivovarov** — PhD; Emperor Alexander I St. Petersburg State Transport University, Department of Automation and Telemechanics on Railways; Associate Professor; E-mail: pivovarov.d.v.spb@gmail.com

Received 23.08.2023; approved after reviewing 30.09.2023; accepted for publication 14.11.2023.

**ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ СОПРОВОЖДЕНИЯ
ВЫСОКОДИНАМИЧЕСКИХ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ
НА ОСНОВЕ ОЦЕНОК ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ**

Н. А. ХОДАТАЕВ, А. В. ТИМОШЕНКО, А. М. КАЗАНЦЕВ, А. Е. СКОСАРЕНКО*

*Радиотехнический институт им. акад. А. Л. Минца,
Москва, Россия
a.e.skosarenko@mail.ru

Аннотация. Рассматривается задача обеспечения своевременного и эффективного обнаружения и сопровождения высокودинамических аэробаллистических объектов (ВАО). Для повышения точности сопровождения объектов наземными сенсорами предложен новый метод агрегирования прогностических оценок траектории движения ВАО и шумов измерений с использованием ансамблевого фильтра Калмана, который реализует метод аппроксимации с помощью кубической сплайн-интерполяции в совокупности с прогнозированием временных последовательностей. Этот подход позволяет более точно предсказывать траекторию ВАО на нелинейных участках движения и значительно улучшает сопровождение цели наземными сенсорами. Для подтверждения эффективности предлагаемого подхода разработана математическая модель системы наблюдения и проведена оценка эффективности применения ансамблевого фильтра Калмана для сопровождения ВАО по сравнению с обычным фильтром Калмана.

Ключевые слова: наземный сенсор, сопровождение, высокودинамический аэробаллистический объект, аналитическая модель, траектория движения, ансамблевый фильтр Калмана

Ссылка для цитирования: Ходатаев Н. А., Тимошенко А. В., Казанцев А. М., Скосаренко А. Е. Интеллектуальный алгоритм сопровождения высокودинамических аэробаллистических объектов на основе оценок траектории движения // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 20—32. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-20-32.

**INTELLIGENT ALGORITHM FOR TRACKING
HIGHLY DYNAMIC AEROBALLISTIC OBJECTS
BASED ON MOTION TRAJECTORY ESTIMATES**

N. A. Khodataev, A. V. Timoshenko, A. M. Kazantsev, A. E. Skosarenko*

*Academician A. L. Mints Radiotechnical Institute,
Moscow, Russia
a.e.skosarenko@mail.ru

Abstract. The problem of ensuring timely and effective detection and tracking of highly dynamic aeroballistic objects (HDAO) is considered. To improve the accuracy of object tracking by ground-based sensors, a new method is proposed for aggregating predictive estimates of the HDAO trajectory and measurement noise using an ensemble Kalman filter, which implements an approximation using cubic spline interpolation in conjunction with forecasting time sequences. This approach makes it possible to more accurately predict the trajectory of HDAO in nonlinear sections of motion and significantly improves target tracking by ground-based sensors. To confirm the effectiveness of the proposed approach, a mathematical model of the observation system is developed, and the effectiveness of using an ensemble Kalman filter for tracking HDAO is assessed in comparison with a conventional Kalman filter.

Keywords: ground sensor, tracking, highly dynamic aeroballistic object, analytical model, motion trajectory, ensemble Kalman filter

For citation: Khodataev N. A., Timoshenko A. V., Kazantsev A. M., Skosarenko A. E. Intelligent algorithm for tracking highly dynamic aeroballistic objects based on motion trajectory estimates. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 1. P. 20—32 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-20-32.

Введение. В настоящее время в США реализуется ряд проектов по разработке и проведению обширных экспериментальных исследований высокодинамических аэробаллистических объектов (ВАО), а также разрабатываются принципы их применения [1—5].

ВАО обладают высокой скоростью и маневренностью, могут иметь как аэродинамические, так и баллистические участки с выходом в космическое пространство. Кроме того, влияние плазмы, образующейся во время полета ВАО, вносит дополнительные трудности при их обнаружении и сопровождении, а также при обработке траекторных данных наземными сенсорами. Эти особенности определяют необходимость разработки эффективных методов прогнозирования траектории ВАО.

Высота полета ВАО составляет десятки километров и существенно различается на разных этапах (фазах) полета. На рис. 1 приведена модель траектории полета ВАО с борта самолета, где выделены шесть фаз полета: 1 — разгон с использованием ракетного усилителя, 2 — полет по баллистической траектории, 3 — вход в атмосферу, 4 — кабрирование, 5 — равновесное планирование, 6 — поражение цели. На первом этапе с помощью ракетного усилителя осуществляется разгон ВАО до гиперзвуковой скорости с набором высоты до $h = 90 \dots 120$ км. После этого происходит отделение полезной нагрузки от ракеты, начинается пикирование до интервала высот 30—50 км, далее полет продолжается с планированием на этих высотах и на конечном этапе с высоты 20—30 км почти вертикально ВАО поражает цель. Благодаря специальной аэродинамической форме корпуса ВАО летит на примерно постоянной высоте, совершая маневры в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

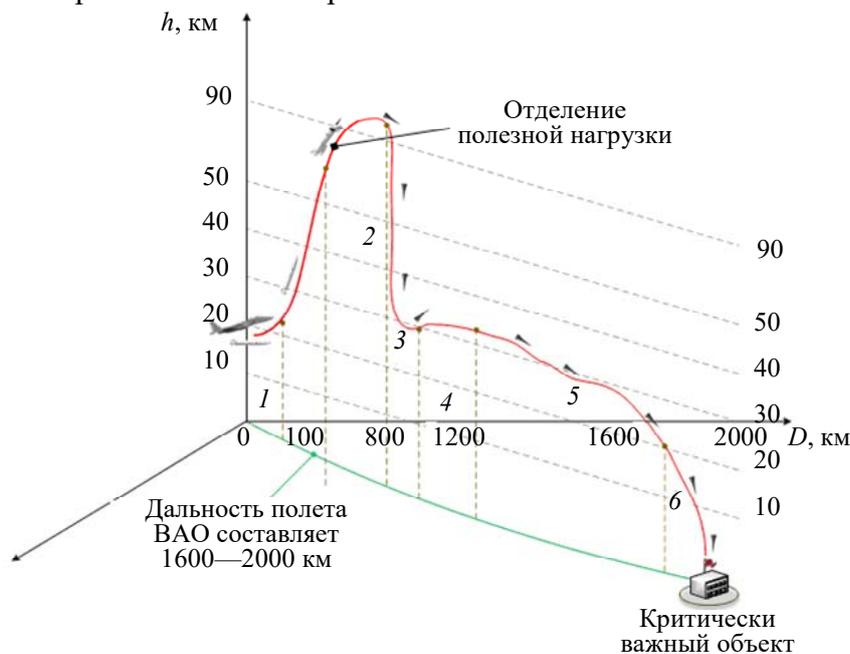


Рис. 1

ВАО являются маневрирующими целями и траектории их полета существенно отличаются от баллистических. Дополнительно для обнаружения ВАО необходимо учитывать атмосферную селекцию, что затрудняет обнаружение и сопровождение объектов, а также обработку траекторных данных наземными сенсорами (здесь под наземными сенсорами понимаются радиолокационные станции дальнего обнаружения). При этом в работе современных наземных сенсоров используются две группы признаков атмосферной селекции:

— признаки, связанные с изменением характера движения тел при входе в атмосферу и закономерностями их движения в атмосфере;

— признаки, связанные с изменением радиофизических характеристик среды вокруг движущегося в атмосфере тела и использующие радиотехнические характеристики сигнала,

отраженного от вызванных этими изменениями плазменных образований (плазменной оболочки спутного следа) [6].

При построении траектории полета ВАО имеет место априорная неопределенность относительно как типа траектории, так и ее параметров. Априорная неопределенность относительно траектории полета ВАО обусловлена многообразием вариантов его траекторий, каждый из которых существенно отличается от баллистических траекторий и траекторий прямолинейного движения. На рис. 2 продемонстрирован набор из восьми возможных вариантов траекторий ВАО в одном пуске с различными по сложности маневрами [7].

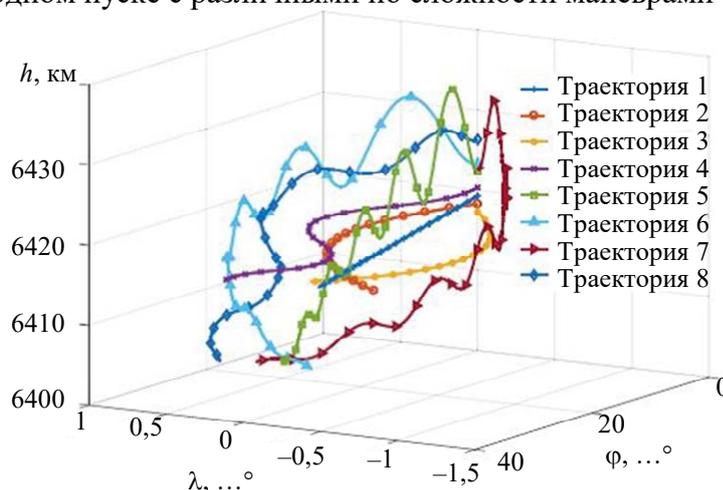


Рис. 2

Таким образом, появление таких новых типов целей, как ВАО, требует совершенствования существующих комплексных алгоритмов системы наблюдения наземных сенсоров — создания и внедрения новых методов и алгоритмов обработки результатов радиолокационных измерений, учитывающих особенности траекторий и динамики движения ВАО. В рамках статьи под системой наблюдения понимается функциональный блок траекторной обработки наземного сенсора.

Анализ возможностей наземных сенсоров по сопровождению ВАО. Для разработки алгоритмов сопровождения ВАО наземными сенсорами и последующего прогнозирования траектории необходимо создание динамической модели полета. Траектория, построенная при сопровождении цели, представляет собой множество прогнозируемых точек пространственного положения цели, разнесенных по времени. При этом прогностическая траектория соответствует некоторой модели движения цели, построенной по результатам ее сопровождения (опорной траектории), и адекватной ей библиотеке траекторий.

Основным классическим алгоритмом обнаружения и сопровождения радиолокационных целей, реализуемым в современных наземных сенсорах, является фильтр Калмана (ФК) [8—10]. ФК основан на теории оптимального оценивания и статистической фильтрации и предполагает обнаружение цели при ее прохождении через барьерную зону с подтверждением обнаружения цели по критерию „ m из n “ и передачу ее на сопровождение. При каждом облучении цели выполняется прогноз ее положения к моменту следующего облучения и т.д. — до получения необходимого числа опорных точек для построения траектории либо до выхода траектории из сектора обзора. При этом классический алгоритм адаптирован для обработки результатов измерений сенсором и рассчитан на работу с радиолокационными движущимися по баллистическим траекториям целями, параметры которых уточняются в процессе их сопровождения. Для небаллистических траекторий алгоритм ФК требует дополнительных корректировок и исследований, в том числе с учетом признаков атмосферной селекции. В частности, необходимо рассматривать системные ошибки (медианное значение медленно меняю-

щейся ошибки по дальности, азимуту и углу места, период медленно меняющейся ошибки, средний уровень мощности шума в условиях неопределенности при срыве сопровождения).

На рис. 3 [11] представлен принцип функционирования стандартного ФК.



Рис. 3

В качестве начальных параметров приняты: \hat{x}_{k-1} — состояния системы в предыдущий момент времени; P_k^- — предсказание ошибки измерений.

Стандартный ФК в каждый момент времени:

- 1) вычисляет предсказания системы наблюдения, которые основываются на следующем: — предсказании состояния системы наблюдения:

$$\hat{x}_k = F\hat{x}_{k-1} + Bu_{k-1},$$

где F — матрица перехода между состояниями (динамическая модель системы), B — матрица применения управляющего воздействия, u_{k-1} — управляющее воздействие в предыдущий момент времени;

- предсказании ошибки ковариации:

$$P_k^- = FP_{k-1}F^T + Q,$$

где P_{k-1} — ошибка в предыдущий момент времени, Q — матрица ковариации шума системы;

- 2) осуществляет корректировку (обновление) состояния системы наблюдения за счет следующих действий:

- вычисления калмановского коэффициента усиления:

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1},$$

где H — матрица измерений, отражающая соотношение результатов измерений и показателей состояний системы, R — матрица ковариации шума измерений;

- обновления оценки с учетом измерений в текущий момент времени z_k :

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H\hat{x}_k^-);$$

- обновления ошибки ковариации:

$$P_k = (I - K_k H)P_k^- ,$$

где I — матрица единичной размерности.

Одним из существенных упрощений в современных наземных сенсорах, закладываемых в ФК, является предположение о линейном характере уравнений движения и наблюдения: при использовании линейных преобразований нормально распределенной случайной величины

результатирующее распределение представляет собой нормальное распределение или пропорционально ему. На практике часто возможны ситуации, когда эти уравнения нелинейны: например, нелинейны модели движения целей или нелинейностью характеризуется процесс преобразования координат при больших погрешностях измерений угловых параметров. Кроме того, неправильно выбранные начальные значения, характеризующие состояние системы наблюдения, и ковариации ошибки измерений могут привести к долговременным искажениям оценки и прогноза положения цели.

Проблема прогнозирования нелинейных участков траекторий целей заключается в том, что в определенные моменты времени траектория, соответствующая модели движения, построенной при предшествующем сопровождении цели, изменяется вследствие проведения целью маневра [12]. Это приводит к необходимости построения при последующем сопровождении цели новой модели ее движения и ее прогностической траектории. При этом существенно расширяется набор модельных (опорных) траекторий, который должен быть представлен в используемой библиотеке траекторий. На рис. 4 показаны примеры прогнозирования траекторий ВАО по высоте полета и геодезическим координатам трассы за время наблюдения 0,5 с при соответствующем количестве измерений (N) [6]. Возможны траектории полета, для которых имеет место существенное ухудшение точности прогноза по высоте (a), по координатам (b), а также и по высоте, и по координатам ($в$).

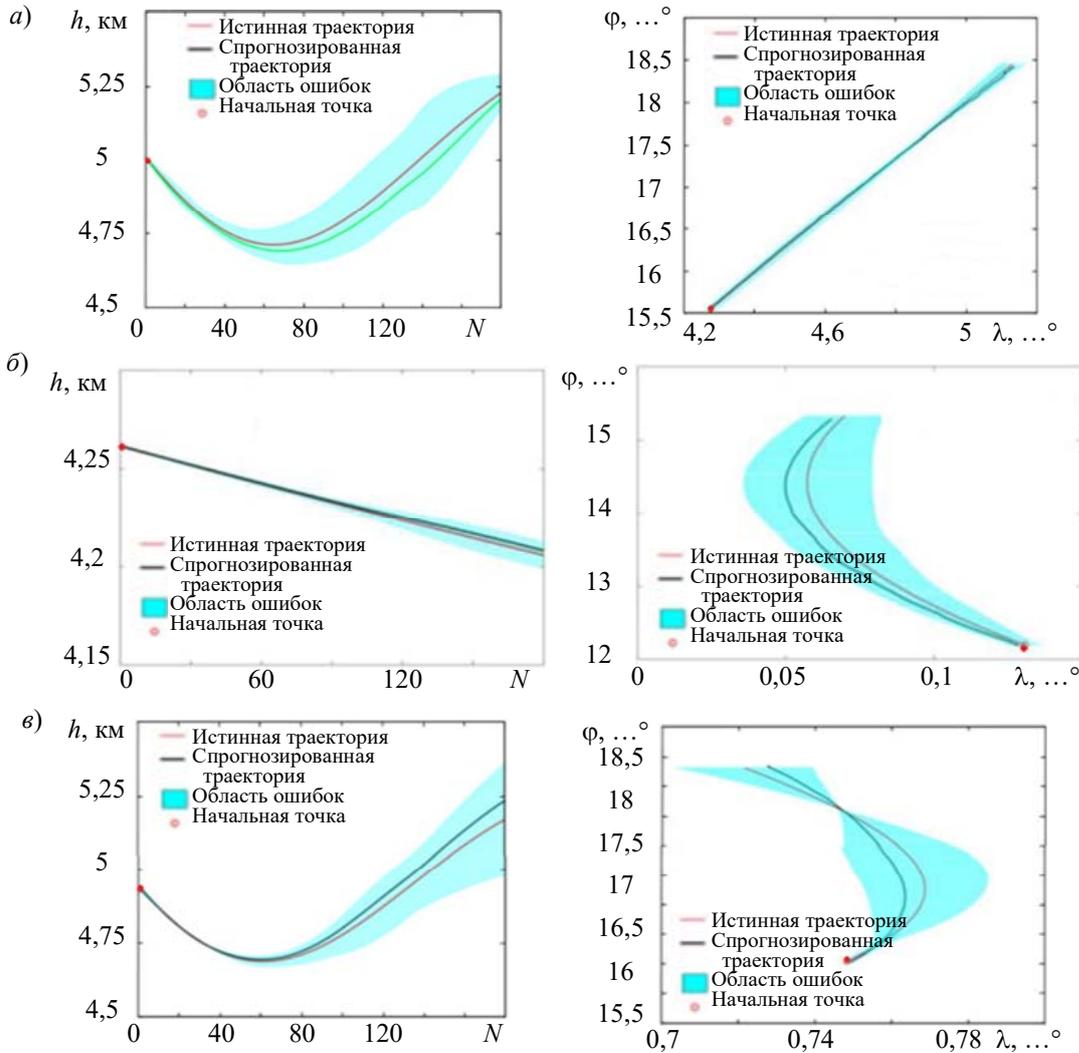


Рис. 4

В результате при наличии нелинейных зависимостей в уравнениях состояния целей, таких как ВАО, явным образом ФК использовать нельзя. Данное обстоятельство обуславливает необходимость совершенствования алгоритмов фильтрации в отношении точности сопровождения объектов в условиях их сложной динамики и ограниченной доступности информации.

Ансамблевый фильтр Калмана. Одним из направлений совершенствования алгоритмов фильтрации является использование ансамблевого фильтра Калмана (АФК) и подход к управлению его параметрами. АФК представляет собой адаптивный метод оценивания состояния объекта, который основывается на измерительной информации и модели объекта [13—16]. В отличие от классического ФК, который оперирует одним набором параметров, АФК использует множество ансамблей (подмножеств) параметров, что позволяет более гибко учитывать различные варианты динамики объекта. Основными операциями алгоритма АФК являются:

- 1) прогнозирование положения цели к моменту следующего облучения:
 - каждый элемент ансамбля предсказывается независимо с помощью модели системы наблюдения и шума измерений;
 - модель системы описывается нелинейными функциями перехода состояний;
 - на каждом временном шаге ансамбль состояний предсказывается с учетом случайного шума;
- 2) уточнение параметров системы наблюдения и признаков атмосферной селекции и эффективной площади рассеяния ВАО:
 - выполняются новые измерения системы наблюдения;
 - каждый элемент ансамбля корректируется на основе нового измерения;
 - калмановский коэффициент вычисляется для каждого элемента ансамбля с учетом соответствия между прогнозом и измерениями;
 - оценка состояния системы корректируется на основе нового измерения и калмановского коэффициента;
- 3) обновление ансамбля параметров системы наблюдения;
- 4) применение методов интерполяции и экстраполяции, таких как кубические сплайны, для получения оценок состояния системы наблюдения в промежуточные моменты времени.

Перечисленные операции повторяются для каждого временного шага, обновляя состояние системы с учетом новых измерений и прогнозов. При этом управление параметрами ансамблевого фильтра позволяет:

- максимизировать точность оценок состояния объекта в реальном времени, используя оригинальные методы управления;
- обеспечить устойчивость работы фильтра в условиях внешних возмущений и ограниченной информации о состоянии цели, а также в случае выбросов в измерениях;
- обеспечить эффективную работу в условиях быстрой и нелинейной динамики объекта.

С учетом вышесказанного в данной статье рассматривается следующая **гипотеза**: путем динамической настройки параметров ФК с использованием прогноза траекторных характеристик объекта наблюдения можно существенно повысить точность сопровождения ВАО и уменьшить затраты ресурсов наземного сенсора на их сопровождение.

Для подтверждения этой гипотезы предложена аналитическая модель системы наблюдения за ВАО, основанная на АФК. Схема модели показана на рис. 5.



Рис. 5

Аналитическая модель состояния системы сопровождения на основе АФК с использованием априорной информации в заданный момент времени описывается следующим образом.

1. Инициализация начального состояния системы x_0 , ковариационной матрицы ошибки P_0 (ковариация ошибки состояния), ансамбля состояний системы X_0 и ансамбля шумов измерений ε_0 :

$$X_{00}^{(i)}, \quad i = 1, 2, \dots, N; \quad P_{00}^{(i)}, \quad i = 1, 2, \dots, N,$$

где $P_{00}^{(i)}$ — матрица ковариации, характеризующая неопределенность начального состояния системы; $X_{00}^{(i)}$ — набор случайных „пробных“ значений, представляющих неопределенность начального состояния системы (в ансамбль могут входить случайно сгенерированные значения, распределенные вокруг начальных состояний); N — размер ансамбля состояний; x_0 — вектор, содержащий предполагаемые или известные начальные значения координат, скорости и ускорения ВАО; ε_0 — набор случайных значений, характеризующих шум и представляющих неопределенность измерений, возникающий, например, из-за неточности датчиков; ансамбль шумов ε_0 формируется с учетом этой неопределенности в измерениях.

2. Предсказания системы.

а) Вычисление предсказания состояния для каждого ансамбля:

$$X_{k|k-1}^{(i)} = F \cdot X_{k-1|k-1}^{(i)} + B \cdot u_k + \eta_k^{(i)},$$

где F — матрица предсказания системы (матрица перехода между состояниями); B — матрица управляющего воздействия; u_k — вектор управляющего воздействия; $\eta_k^{(i)}$ — случайный шум, моделирующий ошибку предсказания для i -го ансамбля состояний.

б) Вычисление предсказания ковариации ошибки состояния:

$$P_{k|k-1}^{(i)} = F \cdot P_{k-1|k-1}^{(i)} \cdot F^T + Q^i,$$

где Q^i — матрица ковариации шума системы для i -го ансамбля состояний.

3. Корректировка (обновление) состояния системы наблюдения.

а) Вычисление калмановского коэффициента усиления для каждого элемента ансамбля:

$$\mathbf{K}_{k|k}^{(i)} = \mathbf{P}_{k|k-1}^{(i)} \cdot \mathbf{H}^T \cdot \left(\mathbf{H} \cdot \mathbf{P}_{k-1|k-1}^{(i)} \cdot \mathbf{H}^T + \mathbf{R} \right)^{-1},$$

где \mathbf{H} — матрица измерений, \mathbf{R} — матрица ковариации шума измерений.

б) Обновление оценки состояния:

$$\mathbf{X}_{k|k}^{(i)} = \mathbf{X}_{k|k-1}^{(i)} + \mathbf{K}_{k|k}^{(i)} \cdot \left(\mathbf{Z}_k - \mathbf{H} \cdot \mathbf{X}_{k|k-1}^{(i)} \right),$$

где \mathbf{Z}_k — вектор измерений.

в) Обновление ковариации ошибки состояния:

$$\mathbf{P}_{k|k}^{(i)} = \left(\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k|k}^{(i)} \cdot \mathbf{H} \right) \cdot \mathbf{P}_{k|k-1}^{(i)},$$

где \mathbf{I} — единичная матрица.

4. Формирование нового ансамбля состояний и ковариации ошибки состояния:

$$\mathbf{X}_{k|k}^{(i)} \sim N \left(\mathbf{X}_{k|k}^{(i)}, \mathbf{P}_{k|k}^{(i)} \right) \mathbf{X}_{k|k}^{(i)}, \quad i = 1, 2, \dots, N,$$

$$\mathbf{P}_{k|k}^{(i)} = \mathbf{P}_{k|k}^{(i)} - \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \mathbf{P}_{k|k}^{(i)}.$$

5. Возврат к шагу 2 или вывод результатов:

— если имеются дополнительные измерения, возврат к шагу 2 и продолжение обновления и предсказания состояния системы;

— если достигнуто предельное время сопровождения ВАО, вывод оценки состояния системы \mathbf{X} и соответствующей ковариации ошибки \mathbf{P} .

В результате предложенная аналитическая модель за счет анализа ансамблевых прогнозов состояния и измерений системы позволяет оптимальным образом оценивать траекторные характеристики ВАО, учитывать различные формы шума, неопределенность и стохастичность процессов сопровождения объекта, что, в свою очередь, повышает надежность прогнозирования и устойчивость системы к помехам.

Результаты моделирования. При реализации АФК в аналитической модели системы наблюдения сенсора используются следующие допущения:

— для имитации траектории ВАО предполагается частичная нелинейность системы, при этом шум измерений и процесса сопровождения цели предполагается гауссовым;

— ковариации шумов измерений и процесса сопровождения задаются вручную;

— учитываются данные результатов моделирования эффективной площади рассеяния плазменной оболочки ВАО [6];

— для обновления состояния системы (коррекция) и прогноза следующего ее состояния используются линейные уравнения;

— данные моделирования не содержат значительных выбросов;

— задаются начальные условия:

- временной шаг между измерениями задается равным 0,01 с;

- используется стандартное отклонение шума измерения;

- задается количество измерений (длина массивов измерений) — 640;

- нулевое начальное состояние ковариационной матрицы шума процесса сопровождения задается с единичной матрицей;

- нулевое начальное состояние ковариационной матрицы шума измерений задается с единичной матрицей;

- матрица управления задается единичной (в рамках настоящей статьи данный параметр не рассматривается);

- параметры амплитуды, частоты, фазы для каждой из характеристик (азимут, угол места и высота) инициализируются постоянными значениями.

Оценка эффективности применения АФК (на рисунках — EnKF) для сопровождения ВАО по сравнению с обычным ФК (на рисунках — RKF) по результатам моделирования системы наблюдения представлена рис. 6—8: на рис. 6 — сравнение оценок эффективности фильтров RKF и EnKF для параметров сенсора: азимут (α), высота (h), угол места (β), а также среднеквадратическая ошибка (СКО) данных фильтров на нелинейных участках траектории ВАО; на рис. 7 — отклонение траектории движения ВАО от истинных значений при оценке фильтрами RKF и EnKF для параметров α , h , β ; на рис. 8 — отклонения оценок от истинных значений траектории для параметров α , h , β .

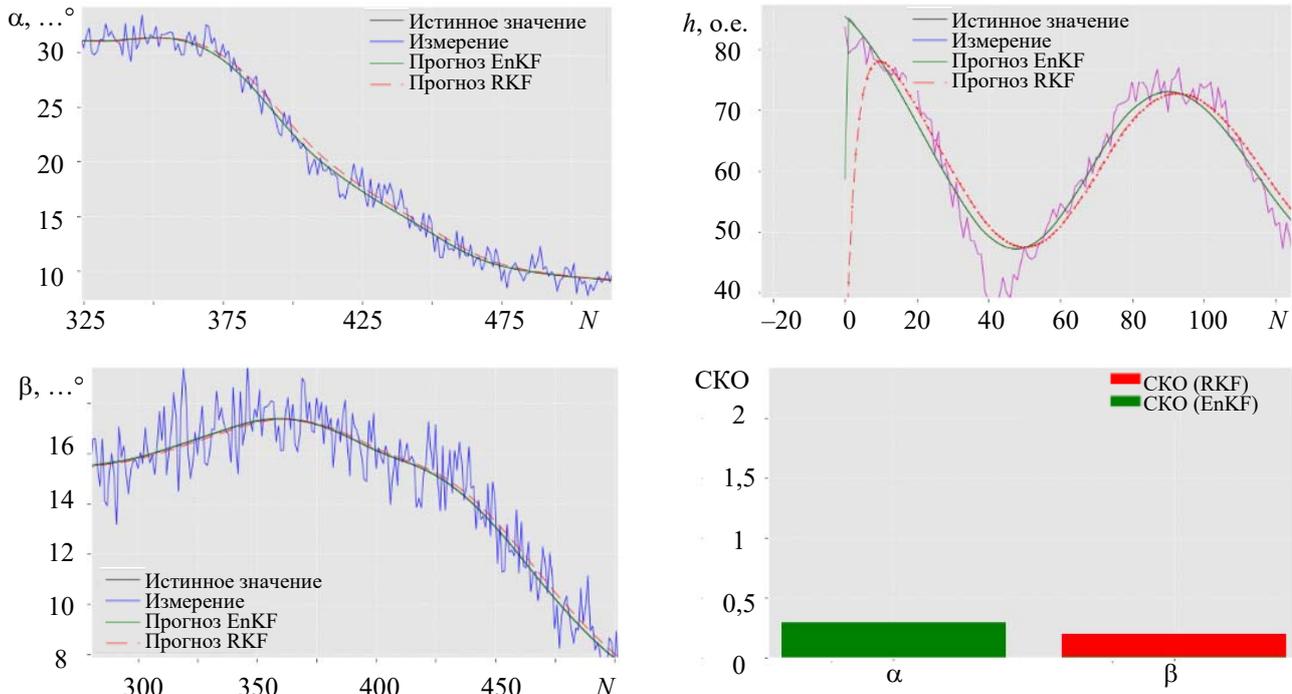


Рис. 6

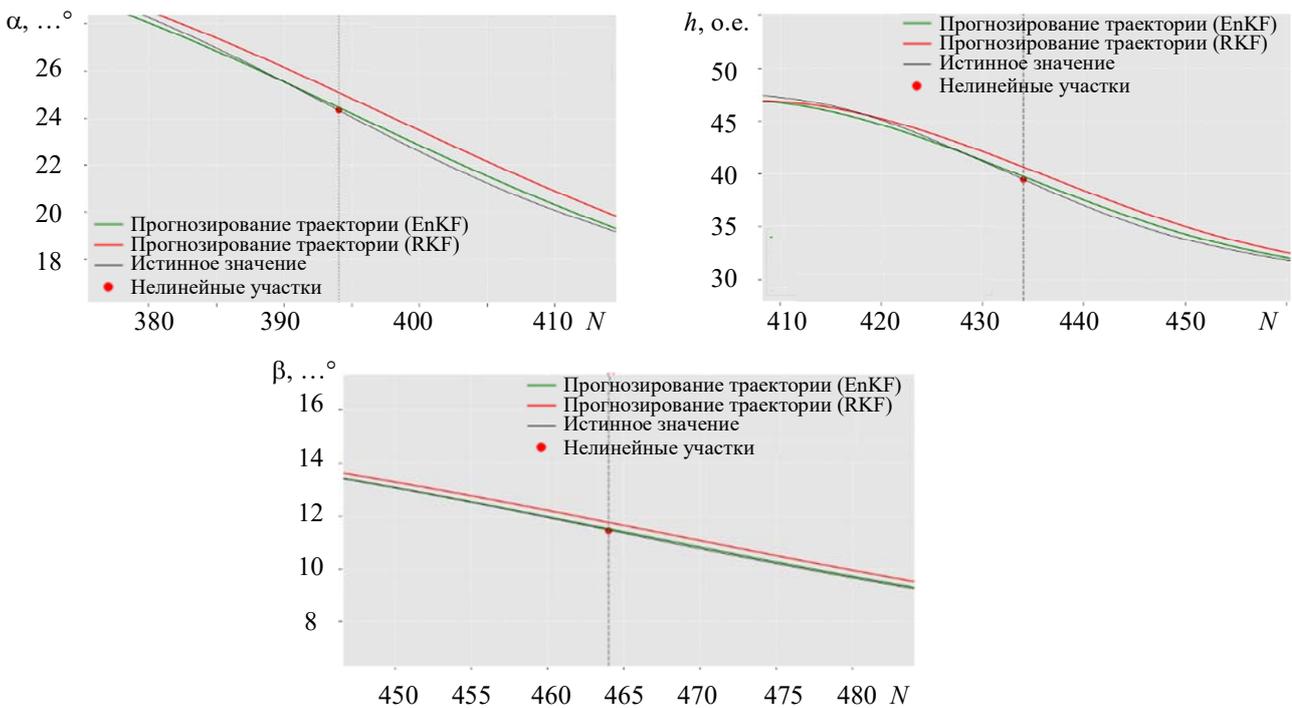


Рис. 7

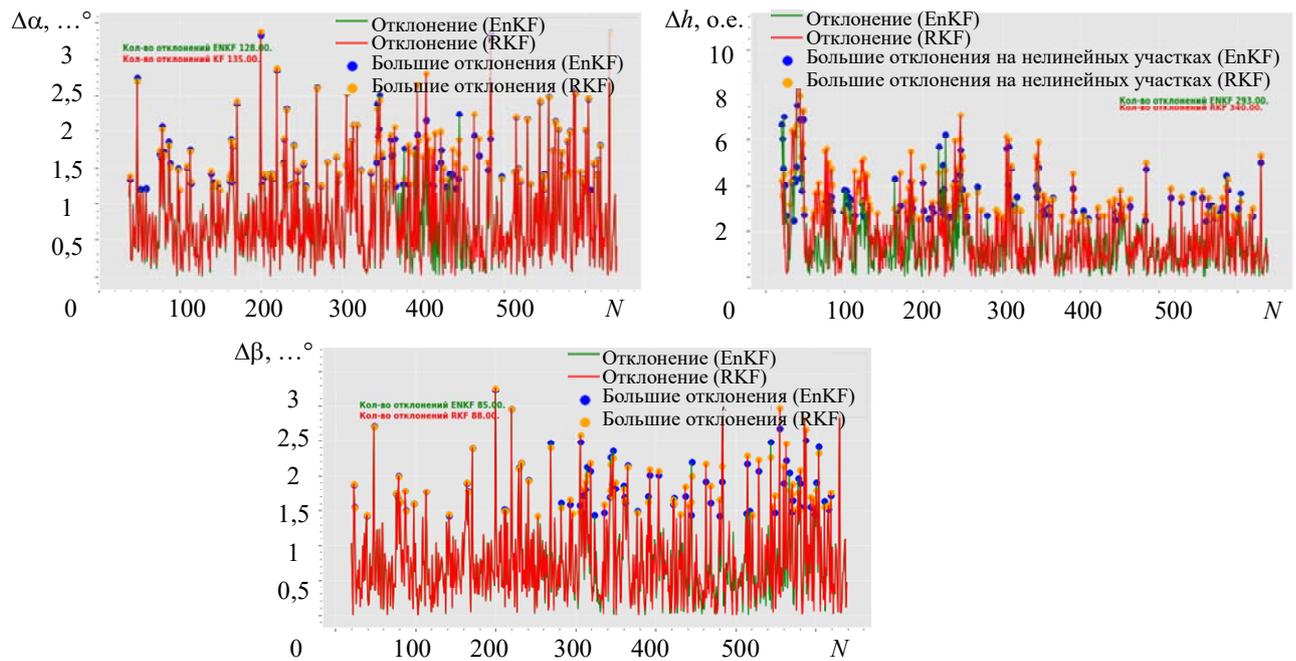


Рис. 8

Анализ устойчивости фильтра к выбросам позволяет определить его способность обрабатывать некорректные измерения, а также оценить, какую степень выбросов он способен обнаруживать и корректировать без существенного искажения результатов. Для проверки устойчивости фильтров к выбросам (аномалии шума) проведено их моделирование. На рис. 9 представлен обобщенный график сравнения калмановских фильтров при выбросах (аномалии, с увеличенной амплитудой шума в 2,5 раза) по всем трем параметрам измерений; по ординате — количество отклонений на нелинейных участках (M).

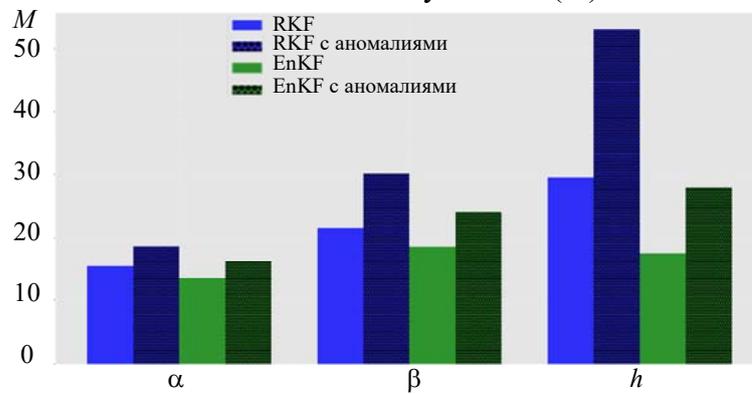


Рис. 9

Анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы.

1. Оба фильтра, как ФК, так и АФК, успешно сглаживают измерения, приближая оценки к истинному значению траектории ВАО. Однако АФК предоставляет более гладкие оценки, особенно на нелинейных участках траектории, так как данный фильтр использует множество возможных состояний системы, что позволяет лучше улавливать динамику изменения траектории ВАО и уменьшать влияние случайных шумов или ошибок измерения на итоговые оценки.

2. На нелинейных участках траекторий (например, на участке с большой амплитудой синусоидальной составляющей) АФК показывает более точные оценки и менее подвержен влиянию нелинейности, чем ФК. Это связано с использованием данным фильтром ансамбля состояний, что позволяет лучше определять нелинейные зависимости и учитывать неопределенность в системе.

3. АФК проявляет лучшие предсказательные характеристики на участках траектории ВАО при ограниченном количестве данных или при работе с неполными наборами измерений. Это обстоятельство связано с тем, что ансамблевый фильтр учитывает распределение состояний системы на каждом временном шаге и может компенсировать отсутствие измерений, используя информацию из ансамбля состояний системы.

4. АФК обладает определенной степенью устойчивости к выбросам (в том числе, и в условиях оболочки плазмы) в измерениях благодаря использованию ансамбля состояний. Причина этой устойчивости связана с тем, что АФК учитывает разнообразие возможных состояний системы, и выбросы в одном измерении не влияют на ансамбль состояний. Это свойство делает АФК более устойчивым к шумам и выбросам, что способствует более надежной фильтрации в реальных условиях. Однако в зависимости от уровня шума и даже при некоторых выбросах ФК также может работать достаточно хорошо, особенно если шум незначительный или имеется механизм коррекции, который способен скомпенсировать выбросы.

Таким образом, АФК обладает рядом преимуществ по сравнению с обычным ФК. Эти преимущества обуславливают предпочтительность выбора АФК при работе с реальными системами, где необходимо учитывать шумы, неопределенность и нелинейности для получения более точных и надежных оценок состояния.

Заключение. При работе с высокодинамичными аэробаллистическими объектами используемые в существующих наземных сенсорах алгоритмы обнаружения и сопровождения воздушно-космических целей могут оказаться неэффективными. Это связано с ограничениями при обработке принимаемых сигналов (радиолокационной информации): существующие алгоритмы рассчитаны на работу с целями, движущимися с меньшими, чем ВАО, скоростями и по баллистическим траекториям. Кроме того, низкая высота и нелинейность траектории полета ВАО существенно уменьшают время радиолокационного контакта, необходимого для его обнаружения и сопровождения.

Для повышения точности сопровождения ВАО наземными сенсорами предложен новый метод агрегирования прогностических оценок траектории его движения и шумов измерений с использованием АФК.

Выдвинута гипотеза, что путем динамической настройки параметров АФК можно повысить точность сопровождения ВАО и уменьшить затраты ресурсов сенсора на его сопровождение. Для подтверждения гипотезы разработана аналитическая модель системы наблюдения и проведена оценка эффективности применения АФК для сопровождения ВАО по сравнению с обычным ФК.

Полученные результаты, продемонстрировавшие преимущество АФК при работе по ВАО на нелинейных участках его траектории, позволяют сформулировать направления дальнейших исследований — разработка алгоритмов управления параметрами АФК в реальном времени.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сарычев М., Баширов Н., Новикова Д. Основные программы разработки гиперзвукового оружия в вооруженных силах США // Зарубежное военное обозрение. 2021. № 9. С. 28—34.
2. Тимошенко А. В., Клименко В. М., Балдычев М. Т., Ромахин В. А., Омельшин А. А. Основные результаты реализации программ по разработке гиперзвукового оружия в США // Вестн. воздушно-космической обороны. 2022. № 2(34). С. 118—131.
3. Ermakov A. Military hypersonic technology in the US // New Defense Order. Strategy. 2020. N 5. P. 70—77.
4. Mizokami K. Say Hello to „Dark Eagle“ the Army’s New Hypersonic Weapon // Popular Mechanics. [Электронный ресурс]: <<https://www.popularmechanics.com/military/weapons/a37284902/army-hypersonic-missile-dark-eagle>>.

5. Saylor K. M. Hypersonic Weapons: Background and Issues for Congress // Congressional Research Service [Электронный ресурс]: <<https://crsreports.congress.gov/product/pdf/R/R45811>>, 10.11.21.
6. Маркова М. В., Сергунов К. Ю. Решение задачи селекции путем оценки эффективной площади рассеяния плазменной оболочки // Вестн. Концерна ВКО „Алмаз — Антей“. 2017. № 2. С. 10—15.
7. Zhang J., Xiong J., Li L., Xi Q., Chen X., Li F. Motion State Recognition and Trajectory Prediction of Hypersonic Glide Vehicle Based on Deep Learning // IEEE Access. 2022. Vol. 10. P. 21095—21108.
8. Kalman R. E. A new approach to linear filtering and prediction problems // J. of Basic Engineering. 1960. Vol. 82. P. 35—45.
9. Kalman R. E., Bucy R. S. New results in linear filtering and prediction theory // J. of Basic Engineering. 1961. Vol. 83. P. 95—108.
10. Каплин А. Ю., Степанов М. Г., Ярмолич А. Г. Свойства фильтра Калмана в переходном режиме // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60, № 4. С. 311—317.
11. Фильтр Калмана. Введение [Электронный ресурс]: <<https://habr.com/ru/articles/140274/>>.
12. Фисенко В. Т., Вилесов Л. Д., Можейко В. И., Фисенко Т. Ю. Обнаружение маневра объекта и прогнозирование его траектории в телевизионной следящей системе // Изв. вузов. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 8. С. 12—19.
13. Evensen G. The Ensemble Kalman Filter: theoretical formulation and practical implementation // Ocean Dynamics. 2003. Vol. 53. P. 343—367.
14. Katzfuss M., Stroudb J. R., Wiklec C. K. Understanding the Ensemble Kalman Filter // The American Statistician. 2016. Vol. 70, N 4. P. 350—357.
15. Mandel J., Cobb L., Beezley J. D. On the Convergence of the Ensemble Kalman Filter // Appl. Math. (Prague). 2011. Vol. 56(6). P. 533—541.
16. Климова Е. Г. Стохастический ансамблевый фильтр Калмана с трансформацией ансамбля возмущений // Сиб. журн. вычисл. математики / РАН. 2019. Т. 22, № 1. С. 27—40.

Сведения об авторах

- Николай Андреевич Ходатаев** — Радиотехнический институт им. акад. А. Л. Минца, научно-технический центр программно-алгоритмического обеспечения; директор Центра
- Александр Васильевич Тимошенко** — д-р техн. наук, профессор; Радиотехнический институт им. акад. А. Л. Минца, комплексный отдел управления разработками; начальник отдела
- Андрей Михайлович Казанцев** — канд. техн. наук; Радиотехнический институт им. акад. А. Л. Минца, сектор перспективных разработок; ведущий инженер; E-mail: kazantsev.andrei@gmail.com
- Антон Евгеньевич Скосаренко** — Радиотехнический институт им. акад. А. Л. Минца, отдел руководителей программных продуктов; руководитель разработки программного обеспечения; E-mail: a.e.skosarenko@mail.ru

Поступила в редакцию 04.09.2023; одобрена после рецензирования 13.09.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

1. Sarychev M., Bashirov N., Novikova D. *Zarubezhnoye voyennoye obozreniye*, 2021, no. 9, pp. 28—34. (in Russ.)
2. Timoshenko A.V., Klimenko V.M., Baldychev M.T., Romakhin V.A., Omel'shin A.A. *Vestnik vozdušno-kosmicheskoy oborony*, 2022, no. 2(34), pp. 118—131. (in Russ.)
3. Ermakov A. *New Defense order. Strategy*, 2020, no. 5, pp. 70—77.
4. Mizokami K. Say Hello to "Dark Eagle" the Army's New Hypersonic Weapon, <https://www.popularmechanics.com/military/weapons/a37284902/army-hypersonic-missile-dark-eagle>.
5. Saylor K.M. *Hypersonic Weapons: Background and Issues for Congress*, <https://crsreports.congress.gov/product/pdf/R/R45811>.
6. Markova M.V., Sergunov K.Yu. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz—Antey"*, 2017, no. 2, pp. 10—15. (in Russ.)
7. Zhang J., Xiong J., Li L., Xi Q., Chen X., Li F. *IEEE Access*, 2022, vol. 10, pp. 21095—21108.
8. Kalman R.E. *J. of Basic Engineering*, 1960, vol. 82, pp. 35—45.
9. Kalman R.E., Bucy R.S. *J. of Basic Engineering*, 1961, vol. 83, pp. 95—108.

10. Kaplin A.Yu., Stepanov M.G., Yarmolich A.G. *Journal of Instrument Engineering*, 2017, no. 4(60), pp. 311–317. (in Russ.)
11. <https://habr.com/ru/articles/140274/>. (in Russ.)
12. Fissenko V.T., Vilesov L.D., Mozheiko V.I., Fissenko T.Yu. *Journal of Instrument Engineering*, 2009, no. 8(52), pp. 12–19. (in Russ.)
13. Evensen G. *Ocean Dynamics*, 2003, vol. 53, pp. 343–367.
14. Katzfuss M., Stroudb J.R., Wiklec C.K. *The American Statistician*, 2016, no. 4(70), pp. 350–357.
15. Mandel J., Cobb L., Beezley J.D. *Appl. Math. (Prague)*, 2011, no. 6(56), pp. 533–541.
16. Klimova E.G. *Numerical Analysis and Applications*, 2019, no. 1(22), pp. 26–36. (in Russ.)

Data on authors

- Nikolay A. Khodataev** — Academician A. L. Mints Radiotechnical Institute, Scientific and Technical Center for Software and Algorithmic Support; Director of the Center
- Alexander V. Timoshenko** — Dr. Sci., Professor; Academician A. L. Mints Radiotechnical Institute, Comprehensive Development Management Department; Head of the Department
- Andrey M. Kazantsev** — PhD; Academician A. L. Mints Radiotechnical Institute, Advanced Development Sector; Leading Engineer; E-mail: kazantsev.andrei@gmail.com
- Anton E. Skosarenko** — Academician A. L. Mints Radiotechnical Institute, Software Product Managers Department; Software Development Manager; E-mail: a.e.skosarenko@mail.ru

Received 04.09.2023; approved after reviewing 13.09.2023; accepted for publication 14.11.2023.

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

INFORMATION-MEASURING AND CONTROL SYSTEMS

УДК 629.783
DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-33-45

АРХИТЕКТУРА ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НАНОСПУТНИКОМ SamSat-ION

В. Д. МЕЩЕРЯКОВ^{1*}, П. Н. НИКОЛАЕВ^{1,2}, С. В. ШАФРАН^{1,2}, А. С. ЭСПИНОЗА ВАЛЛЕС¹

¹*Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева, Самара, Россия*
**meshcheryakov.vd@ssau.ru*

²*Институт космических исследований РАН, Москва, Россия*

Аннотация. Представлены ключевые особенности архитектуры отказоустойчивой распределенной системы управления наноспутником SamSat-ION. Одна из особенностей архитектуры — использование подхода „ведущий/ведомый“, для чего в каждой бортовой системе установлены равнозначные контроллеры, подключенные к общей шине данных, и каждый контроллер может выполнять роль ведущего на шине и обращаться напрямую к другим системам. Оснащение бортового компьютера двухъядерным контроллером с асимметричной структурой ядер позволяет увеличить производительность — осуществлять сбор и хранение телеметрии на ведомом ядре, а выполнение циклограммы полета — на ведущем ядре. Информационный обмен между системами наноспутника SamSat-ION осуществляется с помощью синхронной шины передачи данных I2C; все бортовые системы могут управляться как с бортового компьютера, так и с приемника по командам из центра управления полетом наноспутников, что повышает отказоустойчивость SamSat-ION.

Ключевые слова: наноспутник, отказоустойчивость, архитектура программного обеспечения, многоядерные контроллеры, многоконтроллерные системы

Благодарности: исследование выполнено при поддержке Российского научного фонда, грант № 23-72-30002; <https://rscf.ru/project/23-72-30002>.

Ссылка для цитирования: Мещеряков В. Д., Николаев П. Н., Шафран С. В., Эспиноза Валлес А. С. Архитектура отказоустойчивой распределенной системы управления наноспутником SamSat-ION // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 33—45. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-33-45.

ARCHITECTURE OF A FAULT-TOLERANT DISTRIBUTED CONTROL SYSTEM FOR THE SamSat-ION NANOSATELLITE

V. D. Meshcheryakov^{1*}, P. N. Nikolaev^{1,2}, S. V. Shafran^{1,2}, A. S. Espinoza Valles¹

¹*Samara University, Samara, Russia*
**meshcheryakov.vd@ssau.ru*

²*Space Research Institute of the RAS, Moscow, Russia*

Abstract. The key features of the architecture of a fault-tolerant distributed control system for the SamSat-ION nanosatellite are presented. One of the features of the architecture is the use of a “master/slave” approach, for which each on-board system has equivalent controllers connected to a common data bus, and each controller can act as a master on the bus and access other systems directly. Equipping the on-board computer with a dual-core controller with an asymmetric core structure allows to increase productivity - collect and store telemetry on the slave core, and execute the flight cyclogram on the master core. Information exchange between SamSat-ION nanosatellite systems is carried out using a synchronous I2C data transmission bus; all on-board systems can be controlled both from the on-board computer and from the receiver using commands from the nanosatellite flight control center, which increases the fault tolerance of SamSat-ION.

Keywords: nanosatellite, fault tolerance, software architecture, multicore controllers, multicontroller systems

© Мещеряков В. Д., Николаев П. Н., Шафран С. В., Эспиноза Валлес А. С., 2024

Acknowledgments: the research was supported by the Russian Science Foundation, grant No. 23-72-30002; <https://rscf.ru/project/23-72-30002>.

For citation: Meshcheryakov V. D., Nikolaev P. N., Shafran S. V., Espinoza Valles A. S. Architecture of a fault-tolerant distributed control system for the SamSat-ION nanosatellite. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 1. P. 33—45 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-33-45.

Введение. В настоящее время наблюдается значительный рост числа космических миссий, одной из главных причин этого является использование наноспутников в исследовательских и образовательных задачах. В данном сегменте задач предпочтительно применение наноспутников благодаря использованию коммерчески доступных компонентов, что позволяет ускорить процесс разработки и удешевить миссию [1, 2]. Вместе с тем происходит усложнение космических миссий, что требует более гибких как аппаратных, так и программных архитектурных решений [3—5].

Настоящая статья посвящена разработке архитектуры отказоустойчивой распределенной системы управления научно-образовательным наноспутником SamSat-ION формата CubeSat 3U. SamSat-ION был разработан в Самарском университете и запущен 27 июня 2023 г. с космодрома „Восточный“ на околокруговую солнечно-синхронную орбиту с наклоном $97,5^\circ$ и высотой 550 км. На рис. 1 показана ориентация наноспутника SamSat-ION в штатном режиме функционирования.

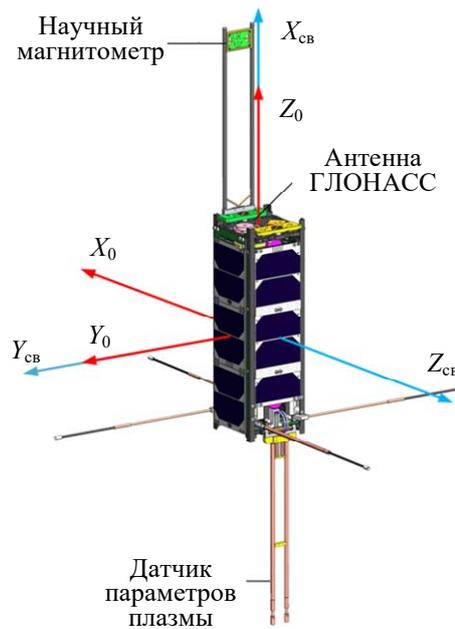


Рис. 1

Основная цель SamSat-ION — исследование верхних слоев ионосферы Земли дистанционным и контактными методами, для чего в качестве полезной нагрузки на наноспутнике установлены датчик параметров плазмы [6] и приемник ГЛОНАСС разработки Самарского университета [7, 8]. На SamSat-ION предусмотрено проведение ряда экспериментов: по спутниковой навигации, по отработке алгоритмов трехосевой ориентации [9—11] и раскрытию трансформируемых конструкций [12]. Задачи, стоящие перед SamSat-ION, требуют отказоустойчивости его бортовых систем и программного обеспечения.

Обзор существующих подходов к обеспечению отказоустойчивости. При проектировании отказоустойчивой системы разработчики спутников, как правило, формируют дерево ее отказов с учетом предполагаемых типов отказов, которые необходимо устранить [13].

Отказоустойчивость — это способность системы продолжать выполнение намеченных функций при наличии отказа [14]. В широком смысле отказоустойчивость связана с надежностью, успешной работой и отсутствием поломок. Отказоустойчивая система должна обладать способностью обрабатывать сбои в отдельных аппаратных или программных компонентах, сбое электропитания и т.п., соответствуя при этом спецификациям [15].

На борту больших космических аппаратов широко применяется подход к достижению отказоустойчивости за счет аппаратных средств с использованием, например, тройного модульного резервирования [15]. Этот подход связан со значительными накладными расходами [16], что осложняет его применение на наноспутниках. Вследствие массогабаритных и энергетических ограничений разработки далеко не все наноспутники являются отказоустойчивыми [17], порядка 43 % запускаемых в настоящее время наноспутников не используют резервирование [18]. Тем не менее выделяется ряд миссий наноспутников, использующих резервирование [19—22].

Существует подход к обеспечению отказоустойчивости за счет распределения управления на нескольких узлах [23, 24]. Под распределенной системой управления в общем случае понимается любая вычислительная система, включающая несколько удаленно расположенных процессоров, где каждый процессор выполняет определенную функцию в задачах вычисления или управления.

Выделяются три подхода к поддержанию отказоустойчивости в распределенной системе управления. При реализации первого подхода [25—27] для выполнения набора задач используются несколько резервных процессоров. При этом по режиму работы резервирование является ненагруженным (холодный резерв), после отказа основного процессора резервный принимает на себя его функции. При втором подходе [28, 29] используется аппаратное резервирование и репликация программного обеспечения. Данный режим работы контроллеров является нагруженным (горячий резерв), при котором два или более контроллера выполняют одни и те же задачи. В каждом из указанных подходов надежность обеспечивается за счет аппаратного резервирования, которое применяется к каждому отдельному процессору. Следовательно, если один процессор выходит из строя, его избыточный резервный узел берет на себя управление, однако если и этот узел выходит из строя, то другого заменяющего нет. В этих обстоятельствах космический аппарат должен работать с ограниченной функциональностью в безопасном режиме. Третий подход [30—33] направлен на решение вышеуказанных проблем путем внедрения распределенного управления с использованием концепции FDIR (Fault Detection, Isolation and Restoration — локализация отказов, устранение и реконфигурация) и поддержки миграции задач в случае сбоя узла.

FDIR — это концепция, используемая в различных распределенных и взаимосвязанных системах для обеспечения их непрерывной работы при наличии отказов или ошибок в работе космических аппаратов [33—39]. В этих системах часто используется подход „ведущий/ведомый“, когда имеются один ведущий узел и один или несколько ведомых, которые взаимодействуют с ведущим [39]. Ведущий узел отвечает за принятие решений, распределение задач и управление подчиненными, ведомые узлы выполняют определенные задачи и общаются о статусе ведущему.

В работе [33] представлена распределенная архитектура бортового компьютера, использующая подход „ведущий/ведомый“ FDIR. Данная архитектура состоит из главного узла, узла-наблюдателя и рабочих узлов, соединенных друг с другом через сеть SpaceWire (технология передачи данных, широко используемая в современных космических миссиях, включая спутники дистанционного зондирования Земли [40], космические телескопы [41] и марсоходы [42]). Эта схема поддерживает концепцию, согласно которой задача может выполняться на разных целевых объектах.

Обобщенная классификация аппаратного резервирования представлена в работах [43, 44]. По видам аппаратное резервирование подразделяется на структурное, временное, информационное, нагрузочное, функциональное. Структурное резервирование представляет собой минимальное

изменение структуры объекта (при отказе части объекта функционал сохраняется); временное резервирование заключается в проектировании объекта для работы на промежутках времени, превышающих минимально необходимое; информационное резервирование заключается в использовании избыточности информации для устранения ее искажения; функциональное резервирование — это замещение функции одного метода другим, когда достижение результата первым методом становится невозможным при возникновении нештатной ситуации.

Помимо перечисленных подходов, повышение отказоустойчивости наноспутников достигается за счет использования сторожевых таймеров [45, 46] и методов защиты данных. В системах электропитания сторожевые таймеры следят за исправностью источника питания, колебаниями напряжения, перегрузками [47], а в приемниках и передатчиках непрерывно отслеживают состояние связи и выявляют проблемы, связанные с зависанием и отсутствием связи [48]. При обнаружении отказов таймеры запускают процедуры восстановления либо сброса для предотвращения нештатных ситуаций. Также проводится анализ отчетов об ошибках, проверяются важные параметры, такие как энергопотребление и температура, для обнаружения нештатного поведения и при необходимости отправляются соответствующие команды из центра управления полетом [19, 46].

Следует отметить также программные методы повышения отказоустойчивости, которые не распространены на наноспутниках, но широко применяются в других приложениях. Первый часто используемый метод заключается в создании нескольких копий задач [49—51], которые могут выполняться одновременно (активная репликация) или поочередно (пассивная репликация). Другой подход основан на перепланировании задач (если на них уже повлияла ошибка [52, 53]) или замене задач (оценивается вероятность возникновения ошибки и определяется, может ли замена двух задач снизить частоту „мягких“ ошибок [54] — временную неразрушающую ошибку, возникающую в результате временного нарушения электрической или электромагнитной среды [15, 55]). Также выделяется метод использования контрольных точек [31, 56], в котором регулярно сохраняется состояние выполнения, и в случае отказа выполнения задачи осуществляется перезапуск с последней контрольной точки. Подробный обзор методов повышения надежности программными средствами приведен в [57].

В [15] описан ряд показателей отказоустойчивости, например, таких, как частота возникновения отказа — ожидаемое количество отказов в единицу времени, среднее время до отказа — ожидаемое время возникновения первого системного сбоя, среднее время, необходимое для восстановления системы. Используя данные показатели в совокупности с математическим аппаратом цепей Маркова [58], возможно описать эволюцию надежности системы.

Постановка задачи. В общем случае для базового функционирования наноспутника необходимо наличие системы электропитания (СЭП), обеспечивающей энергией все системы наноспутника; бортового компьютера (БК), отвечающего за выполнение циклограммы полета, обработку данных и команд; системы связи, состоящей из приемника (Пр) и передатчика (Прд), необходимых для приема команд и передачи телеметрии.

Проведение научных и технологических экспериментов на наноспутнике SamSat-ION требует использования таких систем, как система управления движением (СУД), которая необходима для приведения SamSat-ION в гравитационное положение равновесия (см. рис. 1) для измерений электронной концентрации ионосферы с помощью датчика параметров плазмы; навигационная система (НС), служащая как для координатно-временной привязки научной информации, так и для изучения ионосферы методами радиопросвечивания; система раскрытия трансформируемых конструкций (СР). Система раскрытия трансформируемых конструкций состоит из двух плат: первая управляет отведением замковых плит, удерживающих четыре резонатора антенны и резонатор датчика параметров плазмы; вторая плата — штанги выносного магнитометра. От успешной работы этой системы зависит как установление ра-

диосвязи, так и проведение основной части научных экспериментов, соответственно данная система требует повышенной отказоустойчивости.

Для решения научных и технологических задач, стоящих перед наноспутником SamSat-ION, необходимо функционирование основных бортовых систем в течение всего срока активного существования. Поэтому архитектура распределенной системы управления наноспутником SamSat-ION должна быть устойчивой к отказам.

Архитектура отказоустойчивой распределенной системы управления наноспутником SamSat-ION. Отказоустойчивость распределенной системы управления наноспутником SamSat-ION достигается как аппаратными, так и программными средствами.

К аппаратным средствам повышения отказоустойчивости наноспутника SamSat-ION относится дублирование микроконтроллера (МК) на платах системы раскрытия, являющейся одной из критически важных для успеха миссии. На рис. 2 приведена временная диаграмма этапа раскрытия. Алгоритм раскрытия трансформируемых конструкций выполняется сначала на первом МК платы с двумя замками, затем с 5-минутной задержкой повторяется на втором МК, после чего с 5-минутным шагом обрабатывают МК на плате с одним замком.

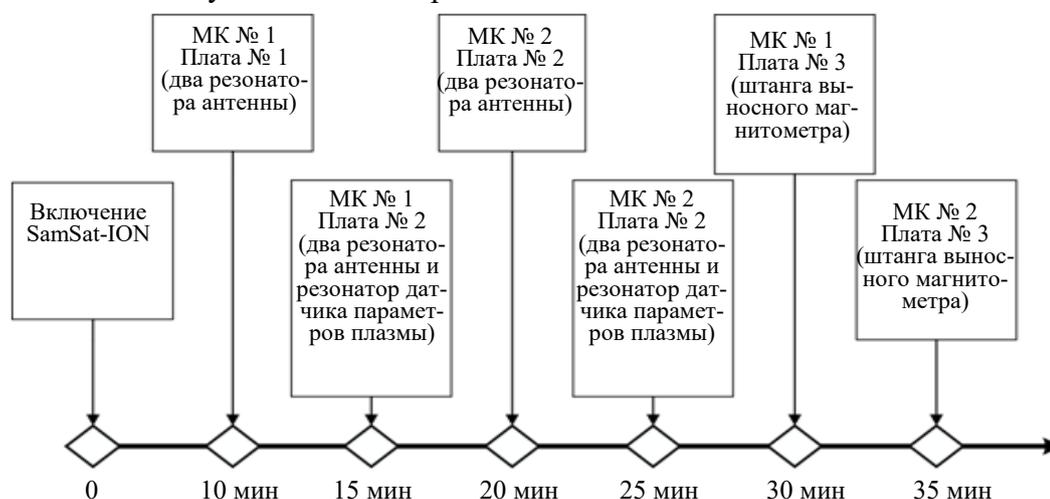


Рис. 2

БК наноспутника SamSat-ION оснащен двумя МК — двухъядерным с асимметричной архитектурой ядер LPC4357 (ведущее ядро Cortex-M4F и ведомое ядро Cortex-M0) и энергоэффективным ATxmega128U4. Выбранная конфигурация позволяет разделять задачи между МК в штатном режиме функционирования: так, менее производительный МК ATxmega1284U используется для взаимодействия с бортовыми системами, тогда как двухъядерный МК LPC4357 отвечает за выполнение циклограммы полета.

Помимо этого, на наноспутнике SamSat-ION реализован подход „ведущий/ведомый“ — в каждой бортовой системе используются равнозначные МК, подключенные к общей шине. Каждый из МК может выполнять роль ведущего на шине и обращаться напрямую к другим системам. Данное решение позволяет реализовать управление SamSat-ION не только через БК, но и через другие системы.

Так, штатное управление из центра управления полетами наноспутников реализуется двумя способами. В рамках первого способа команды становятся в очередь на Приемник, при этом МК LPC4357 на БК является ведущим и производит их последовательное чтение и исполнение; в рамках второго способа Приемник является ведущим на шине и производит прямое обращение к подсистеме, после чего отправляет результат исполнения команды через Передатчик в центр управления полетом.

Структура взаимодействия бортовых систем SamSat-ION, представленная на рис. 3, схематично разделена на три вертикальные колонки. В первой колонке расположены блоки наземного программного обеспечения (ПО) — операционного и для проведения тестирования,

во второй колонке — ведущие системы (Пр и два МК АТхmega128U4 и NXP LPC4357 на БК), которые могут отправлять команды на подсистемы, расположенные в третьей колонке, и получать с них данные. В третьей колонке расположены МК системы раскрытия выносных элементов спутника СР1—4 (по два на каждом торце наноспутника), СУД, Прд, СЭП и вычислитель навигационного приемника (Нав) ZYNQ.

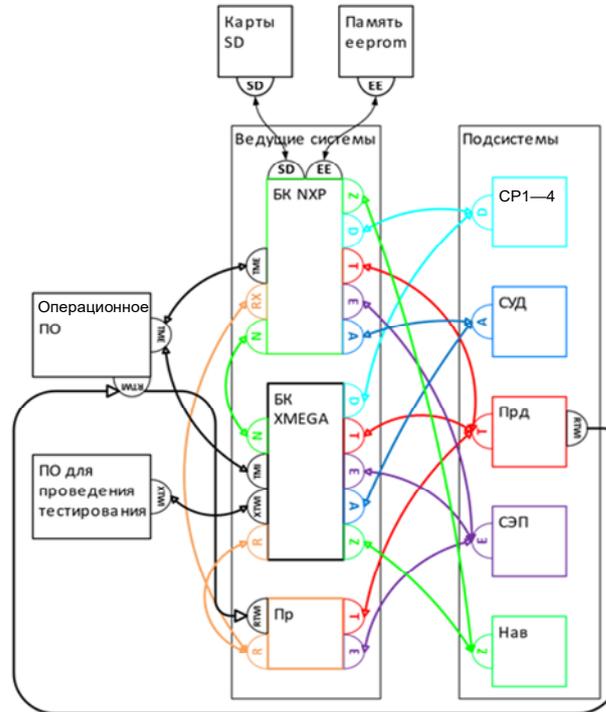


Рис. 3

Блок „Операционное ПО“ отвечает за радиосвязь со спутником и поддерживает два транспортных протокола: RTWI (Radio Two Wire Interface) и TME (TeleMEtry). RTWI — виртуальный двухпроводной интерфейс, работающий по радиоканалу, который обеспечивает доступ к следующим подсистемам: 1) Передатчику, СЭП и БК АТхmega128U4 напрямую через Приемник; 2) вычислителю навигационного приемника ZYNQ, СЭП, СУД, БК NXP LPC4357, СР1—4 через Приемник и БК АТхmega128U4. TME — протокол типа запрос-ответ, обеспечивающий взаимодействие с МК БК спутника LPC4357 через набор телеметрических команд управления подсистемами, а также доступ к записям научной и телеметрической информации на microSDHC-картах.

Блок „ПО для проведения тестирования“ отвечает за наземную отладку бортовых систем спутника и использует проводной протокол XTWI (Xmega Two Wire Interface), который является внешней надстройкой над протоколом UART.

Для повышения отказоустойчивости наноспутника SamSat-ION программными методами используются сторожевые таймеры на СЭП и Приемнике. Так, в случае программного сбоя на контроллере СЭП или отсутствия обращения от ведущих систем в течение 12 ч производится перезагрузка питания SamSat-ION. В случае отсутствия связи в течение 24 ч Приемник передает команду СЭП на перезагрузку борта.

Для уменьшения возможных ошибок на стадии разработки в программном обеспечении SamSat-ION используются унифицированные файлы конфигурации, каждый из которых является программным интерфейсом, содержащим список команд, формат запросов и ответов, необходимых для взаимодействия с бортовой системой. Протоколы RTWI и XTWI получают доступ к системам через эти интерфейсы (обозначены буквами R, N, Z, D, T, E, A на рис. 3).

В архитектуре программного обеспечения БК наноспутника SamSat-ION воплощен модульный подход, который представлен на рис. 4.

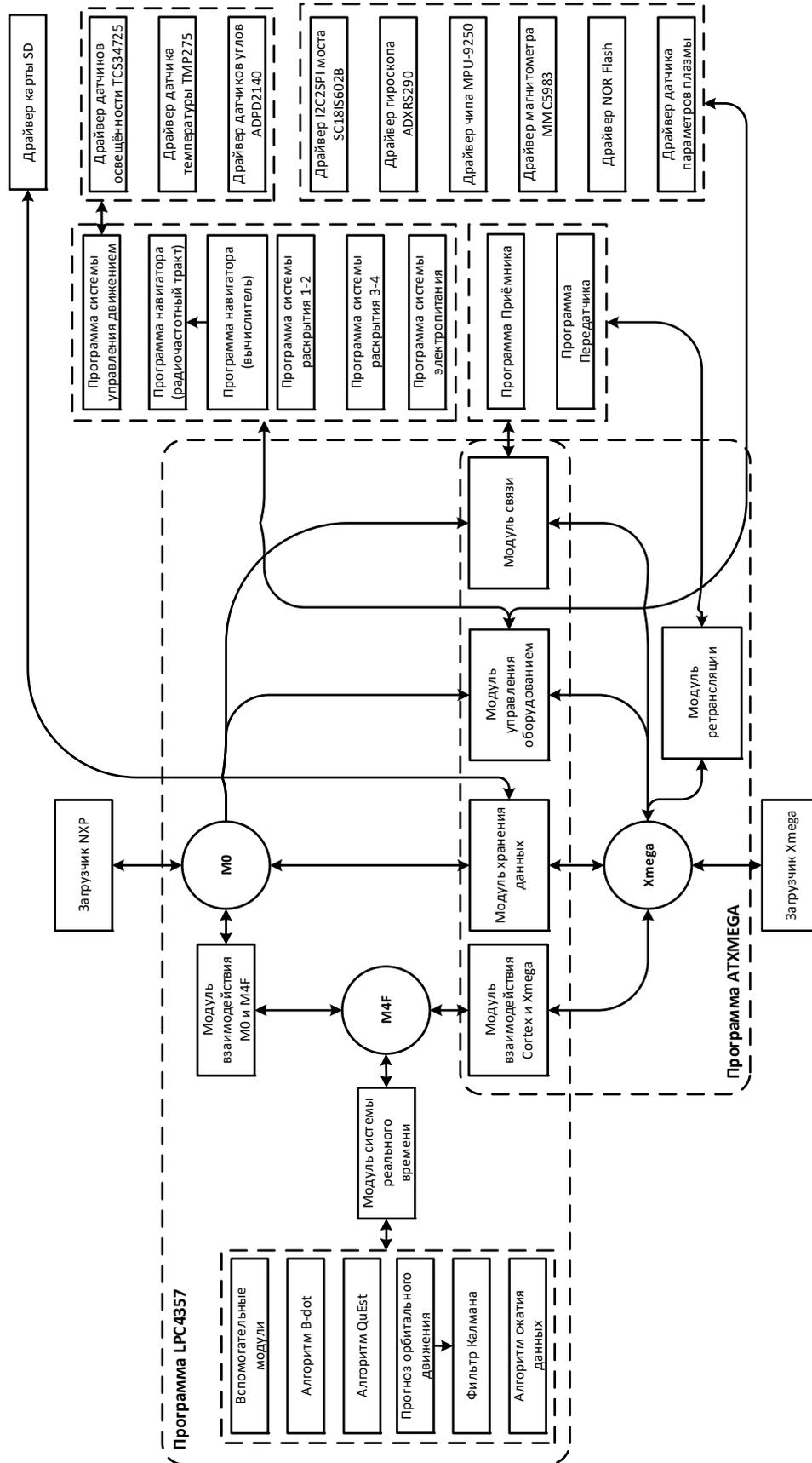


Рис. 4

На МК LPC4357 энергоэффективное ведомое ядро Cortex-M0 осуществляет взаимодействие с другими подсистемами спутника, опрос датчиков и запись полученных данных на носитель информации microSDHC. Работа модулей хранения данных, управления оборудованием и связи не требует операций с плавающей точкой, что позволило использовать их на ведомом ядре Cortex-M0 МК LPC4357 и ATxmega128U4. Это позволяет динамически перенести задачи с Cortex-M0 на ATxmega128U4 в случае прекращения работы МК LPC4357. Ведущее ядро Cortex-M4F отвечает за выполнение алгоритмов, требующих вычислений с плавающей точкой, таких как алгоритм стабилизации движения наноспутника и определения его ориентации, а также ресурсозатратного алгоритма сжатия данных.

Поскольку ядро Cortex-M0 МК LPC4357 и МК ATxmega128U4 способны выполнять одинаковый базовый функционал, то их работу возможно описать в качестве цепи Маркова двухкомпонентной параллельной системы. Эволюция надежности ($R(t)$) SamSat-ION схематично представлена на рис. 5 по сравнению с использованием только одного МК (здесь λ — частота возникновения отказа для МК ATxmega128U4). При параллельном подключении улучшаются такие показатели, как среднее время между отказами и среднее время восстановления системы.

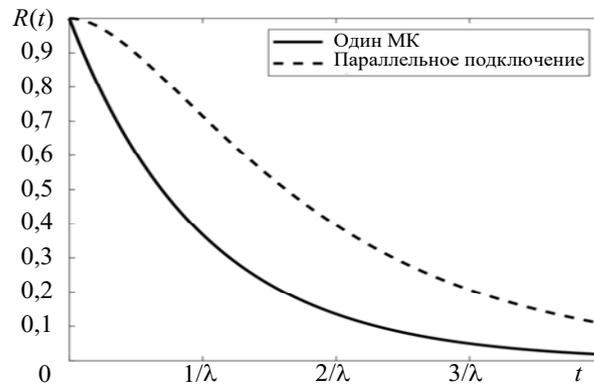


Рис. 5

Многоядерная архитектура МК обеспечивает безопасное перепрограммирование бортового компьютера. Передача программы осуществляется по радиоканалу с сохранением на карту памяти, что позволяет передать ее за несколько сеансов связи, производя при этом проверку целостности с помощью алгоритмов контрольных сумм. После проверки по команде из центра управления полетами начинается перепрограммирование.

Обсуждение результатов. На наноспутнике SamSat-ION реализован подход „ведущий/ведомый“ с динамическим переносом задач, благодаря которому отказоустойчивость была повышена без использования контроллеров нагруженного и ненагруженного резерва работы. Это позволило избежать массогабаритных и энергетических накладных расходов за счет введения дополнительных бортовых компьютеров. Однако использование распределенной системы потребовало более сложной архитектуры программного обеспечения.

Бортовые системы и бортовое программное обеспечение наноспутника SamSat-ION прошли летную квалификацию в ходе запуска с космодрома „Восточный“ 27 июня 2023 г. Управление наноспутником проводилось через приемопередатчик и контроллер ATxmega128U4.

На рис. 6 (на основе полетных данных) приведен пример реализации процедуры принудительного снижения энергопотребления при функционировании SamSat-ION. Так, с 9 августа 2023 г. по 12 августа 2023 г. наблюдалось снижение заряда аккумуляторных батарей (С) с 95 до 65 % (рис. 6, а; на рис. 6, б показан график тока канала питания 3,3 В). Было принято решение отключить лишних потребителей и 12 августа 2023 г. были отключены МК LPC4357, а также МК системы Раск и СУД. МК ATxmega128U4 выполнялись задачи по управлению — сбор телеметрической информации, ведение архива и об-

работка телеметрических команд. После отключения генерация энергии превысила потребление и SamSat-ION начал заряжаться. По достижении 95 % МК и системы были снова включены. Задачи по ведению архива телеметрической информации были возвращены на ядро Cortex-M0 МК LPC4357. Данный пример демонстрирует возможность гибкой подстройки в управлении наноспутником SamSat-ION и эквивалентен ситуации отказа одного из контроллеров БК.

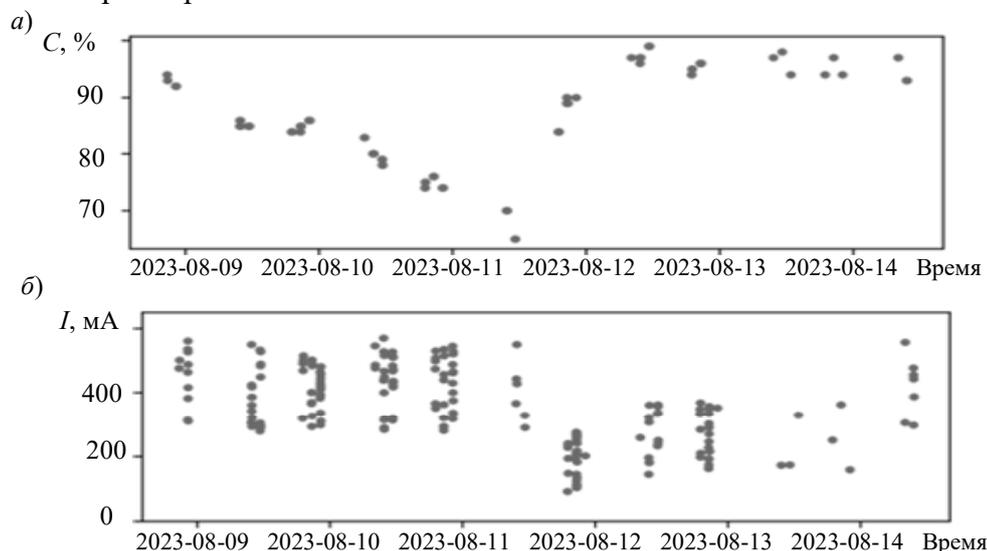


Рис. 6

Заключение. Принятые аппаратные и программные решения по наноспутнику SamSat-ION позволяют гибко подстраивать систему управления в случае возникновения отказов. Данный опыт может быть полезен разработчикам наноспутников.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. CubeSat Handbook. From Mission Design to Operations / Ed: C. Cappelletti, S. Battistini, B. K. Malphrus. Academic Press, 2021. P. 199—219.
2. Lumbwe L. T. Development of an onboard computer (OBC) for a CubeSat / Cape Peninsula University of Technology. 2013.
3. Roberto C., Gianluca G., Gionata B., Christian C., Riccardo M. GPU@SAT: A General-Purpose Programmable Accelerator for on Board Data Processing and Satellite Autonomy // Studies in Computational Intelligence. 2022. Vol. 1088. P. 35—48. DOI: 10.1007/978-3-031-25755-1_3.
4. Shiyu W., Shengbing Z., Jihe W., Xiaoping H. Towards Energy Efficient Architecture for Spaceborne Neural Networks Computation // Algorithms and Architectures for Parallel Processing: 20th Intern. Conf., ICA3PP 2020, NY, USA, Oct. 2—4, 2020, Proc., Part II. P. 575—586. DOI: 10.1007/s12567-020-00321-9.
5. Saurabh M. R., Abhishek G., Shubham S., Kushagra A., Dhananjay M., Tanuj K. Development of On Board Computer for a Nanosatellite // 68th Intern. Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia. 2017.
6. Галка А. Г., Костров А. В., Мальшев М. С. Резонансный метод измерения концентрации ионосферной плазмы на микроспутниках // ЖТФ. 2023. Т. 93, № 1. С. 81.
7. Kramlikh A. V., Lomaka I. A., Shafran S. V. Estimation Method for Nanosatellite Orbital Parameters in Case of Abnormal Operation of Navigation Equipment // 27th Saint Petersburg Intern. Conf. on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020: Proc. 2020.
8. Nikolaev P. N., Kudryavtsev I. A., Shafran S. V. Requirements for nanosatellite-mounted GNSS-based instrument measuring ionospheric total electron content // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 984, № 1. P. 012022.
9. Leonov A. I., Nikolaev P. N. Providing Nanosatellite Triaxial Gravitational Orientation Using Magnetic Actuators // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2022. Vol. 1215, N 1. P. 012005.

10. *Kramlikh A. V., Lomaka I. A., Nikolaev P. N.* Damping control system design for SamSat nanosatellite platform // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 862.
11. *Kramlikh A., Nikolaev P., Rylko D. V.* Implementation Features of Attitude Determination Algorithm for the SamSat-ION Nanosatellite // 29th Saint Petersburg Intern. Conf. on Integrated Navigation Systems, ICINS 2022: Proc. 2022.
12. *Lomaka I. A., Elisov N. A., Boltov E. A.* et al. A novel design of CubeSat deployment system for transformable structures // *Acta Astronautica*. 2022. Vol. 197. P. 179—190.
13. *Thambidurai P., You-keun P.* Interactive consistency with multiple failure modes // Proc. of the 7th Symp. on Reliable Distributed Systems. 1988. P. 93—100. DOI: 10.1109/reldis.1988.25784.
14. *Johnson B.* Fault-Tolerant Microprocessor-Based Systems // *IEEE Micro*. 1984. Vol. 4, N 6. P. 6—21. DOI: 10.1109/MM.1984.291277
15. *Dubrova E.* Fault-Tolerant Design. N. Y.: Springer, 2013. DOI: 10.1007/978-1-4614-2113-9.
16. *Velazco R., McMorro D., Estela J.* Radiation Effects on Integrated Circuits and Systems for Space Applications. Springer Intern. Publ., 2019. DOI: 10.1007/978-3-030-04660-6.
17. *Erlank A. O., Bridges C. P.* Satellite stem cells: The benefits & overheads of reliable, multicellular architectures // 2017 IEEE Aerospace Conf., 2017. P. 1—12. DOI: 10.1109/AERO.2017.7943732.
18. *Erlank A., Bridges C.* Reliability analysis of multicellular system architectures for low-cost satellites // *Acta Astronautica*. 2018. Vol. 147. P. 183—194. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.04.006.
19. *Laizans K.* et al. Design of the fault tolerant command and data handling subsystem for estcube-1 // Proc. of the Estonian Academy of Sciences. 2014. P. 222—231. DOI: 10.3176/proc.2014.2S.03.
20. *Praks J.* et al. Aalto-1, multi-payload CubeSat: Design, integration and launch // *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 187. P. 370—383. DOI:10.1016/j.actaastro.2020.11.042.
21. *Samsuzzaman Md.* et al. BIRDS-1 CubeSat Constellation Using Compact UHF Patch Antenna // *IEEE Access*. 2018. Vol. 6. P. 54282—54294. DOI:10.1109/ACCESS.2018.2871209.
22. *Duarte R. O.* et al. Development of an Autonomous Redundant Attitude Determination System for Cubesats // *J. Aerosp. Techn. Manag.* 2020. N 12. DOI: 10.5028/jatm.v12.1166.
23. *Bostan V., Martiniuc A., Secrieru N., Vărzaru V., Melnic V., Ilco V.* The evaluation of the on-board computer architecture for TUMnanoSAT series of nanosatellites for carrying out missions // 12th Intern. Conf. on Electronics, Communications and Computing, Moldova. 2022.
24. *Fuchs C. M., Chou P., Wen X.* A Fault-Tolerant MPSoC For CubeSats // 32nd IEEE Intern. Symp. on Defect and Fault Tolerance in VLSI and Nanotechnology Systems (DFT). 2019.
25. *Lala J. H., Harper R. E., Jaskowiak K. R.* et al. Advanced information processing system (AIPS)-based fault tolerant avionics architecture for launch vehicles // Proc. IEEE/AIAA/NASA 9th Digital Avionics Systems Conf. 1990. P. 125—132.
26. *Rennels D. A.* Architectures for fault-tolerant spacecraft computers // Proc. IEEE. 1978. Vol. 66, P. 1255—1268.
27. *Chau S. N., Alkalai L., Tai A. T.* et al. Design of a fault-tolerant COTS-based bus architecture // *IEEE Trans. Reliab.* 48. P. 351—359.
28. *Kopetz H., Damm A., Koza C.* et al. Distributed fault-tolerant real-time systems: the Mars approach // *IEEE Micro* 9. 1989. P. 25—40.
29. *Powell D.* Distributed fault tolerance: lessons from Delta-4 // *IEEE Micro* 14. 1994. P. 36—47.
30. *Fayyaz M., Vladimirova T.* Fault-tolerant distributed approach to satellite on-board computer design // Proc. IEEE Aerospace Conf. 2014. P. 1—12.
31. *Fayyaz M., Vladimirova T., Caujolle J. M.* Adaptive middleware design for satellite fault-tolerant distributed computing // Proc. IEEE NASA/ESA Adaptive Hardware and Systems (AHS) Conf. 2012. P. 23—30.
32. *Vladimirova T., Fayyaz M.* Wireless fault-tolerant distributed architecture for satellite platform computing // *Convergence and Hybrid Information Technology*. Springer, 2012. P. 428—436.
33. *Ludtke D., Westerdorff, Stohlmann K.* et al. OBC-NG: towards a reconfigurable on-board computing architecture for spacecraft // *Aerospace Conf.* 2014. P. 1—13.

34. *Eickhoff J.* Onboard Computers, Onboard Software and Satellite Operations. Springer-Berlin-Heidelberg, 2012.
35. *Jalilian S.* et al. Fault detection, isolation and recovery (FDIR) in satellite onboard software // Program Mühendisliyyinin Aktual Elmi-Praktiki Problemləri I Respublika Konfransinin Materialları. 2017.
36. *Nannipieri P.* et al. A serial high-speed satellite communication CODEC: Design and implementation of a SpaceFibre interface // Acta Astronautica. 2020. Vol. 169. P. 206—215.
37. *Rathsman P.* et al. SMART-1: Development and lessons learnt // Acta Astronautica. 2005. Vol. 57, N 2—8. P. 455—468.
38. *Drouou O.* et al. Hierarchical fault detection, isolation and recovery applied to cof and atv avionics // Acta Astronautica. 2002. Vol. 50, N 9. P. 547—556.
39. *Olive X.* FDI(R) for satellites: How to deal with high availability and robustness in the space domain? // Intern. Journal of Applied Mathematics and Computer Science. 2012. Vol. 22, N 1. P. 99—107.
40. *Girard A., Provost A., Nodet J., Desmet P., Cossard P.* Overview of Implementing SpaceWire in Observation Satellites from Thales Alenia Space // Proc. of the Intern. SpaceWire Conf., St. Petersburg, Russia. 2010.
41. *Rakow G. P., Schmirr R., Dailey C. L., Shakoorzadeh K.* Reliable Transport Over SpaceWire for James Webb Space Telescope // 2003 IEEE Aerospace Conf. Proc. 2003.
42. *Josset J. L.* et al. The Close-Up Imager Onboard the ESA ExoMars Rover: Objectives, Description, Operations, and Science Validation Activities // Astrobiology. 2017. Vol. 17, N 6—7. P. 595—611.
43. *Макаров А. П., Соловьев В. А.* Анализ автоматизированных методов расчета показателей надежности радиоэлектронной аппаратуры // НиКа: Тр. Междунар. симп. „Надежность и качество“. 2018.
44. *Жаднов В. В., Лазарев Д. В.* Структурно-резервированные технические системы и их показатели надежности // НиКа: Тр. Междунар. симп. „Надежность и качество“. 2005.
45. PW-SAT 2 preliminary requirements review: On-board computer / Warsaw University of Technology. 2014.
46. *Chen L. W., Huang T. C., Juang J. C.* Implementation of the fault tolerance module in PHOENIX CubeSat // Presentation at 10th IAA Symp. on Small Satellites for Earth Observation. 2015.
47. *Selčan D., Kirbiš G., Kramberger I.* Nanosatellites in LEO and beyond: Advanced Radiation protection techniques for COTS-based spacecraft // Acta Astronautica. 2017. Vol. 131. P. 131—144.
48. *Yang M.* et al. Space Flight Validation of Design and Engineering of the ZDPS-1A Pico-satellite // Chinese Journal of Aeronautics. 2012. Vol. 25, N 5. P. 725—738.
49. *Ghosh S., Melhem R., Mosse D.* Fault-tolerance through scheduling of aperiodic tasks in hard real-time multiprocessor systems // IEEE Trans. Parallel Distrib. Syst. 1997. Vol. 8. P. 272—284. DOI: 10.1109/71.584093.
50. *Wang S.* et al. A reliability-aware task scheduling algorithm based on replication on heterogeneous computing systems // Journal of Grid Computing. 2017. Vol. 15 P. 23—39. DOI: 10.1007/s10723-016-9386-7.
51. *Haque M. A., Aydin H., Zhu D.* On reliability management of energy-aware realtime systems through task replication // IEEE Trans. Parallel Distrib. Syst. 2017. Vol. 28, N 3. P. 813—825. DOI: 10.1109/TPDS.2016.2600595.
52. *Mei J.* et al. Fault-tolerant dynamic rescheduling for heterogeneous computing systems // Journal of Grid Computing. 2015. Vol. 13, N 4. P. 507—525. DOI: 10.1007/s10723-015-9331-1.
53. *Hasan M., Goraya M. S.* A framework for priority based task execution in the distributed computing environment // Intern. Conf. on Signal Processing, Computing and Control (ISPCC), 2015. P. 155—158. DOI: 10.1109/ISPCC.2015.7375016.
54. *Naithani A., Eyerhan S., Eeckhout L.* Optimizing soft error reliability through scheduling on heterogeneous multicore processors // IEEE Trans. Comput. 2018. Vol. 67, N 6. P. 830—846. DOI: 10.1109/TC.2017.2779480.
55. *Baumann R.C.* Radiation-induced soft errors in advanced semiconductor technologies // IEEE Trans. on Device and Materials Reliability. 2005. Vol. 5, N. 3. P. 305—316.
56. *Singh M.* Performance analysis of checkpoint based efficient failure-aware scheduling algorithm // Intern. Conf. on Computing, Communication and Automation (ICCCA), 2017. P. 859—863. DOI: 10.1109/CCAA.2017.8229916.
57. *Goloubeva O., Rebaudengo M., Reorda M. S., Violante M.* Software-Implemented Hardware Fault Tolerance. Springer, 2006. DOI: 10.1007/0-387-32937-4.

58. Norris J. R. Markov Chains. N. Y.: Cambridge Univ. Press, 1998.

Сведения об авторах

- Вадим Дмитриевич Мещераков** — Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева, межвузовская кафедра космических исследований; инженер-программист; E-mail: meshcheryakov.vd@ssau.ru
- Петр Николаевич Николаев** — канд. физ.-мат. наук; Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева, межвузовская кафедра космических исследований; Институт космических исследований РАН; ст. научный сотрудник; E-mail: nikolaev.pn@ssau.ru
- Степан Вячеславович Шафран** — Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева, межвузовская кафедра космических исследований; Институт космических исследований РАН; мл. научный сотрудник; E-mail: shafran.sv@ssau.ru
- Ангело Сальватор Эспиноза Валлес** — Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева, межвузовская кафедра космических исследований; инженер-программист; E-mail: espinoza_valles.a@ssau.ru

Поступила в редакцию 11.09.2023; одобрена после рецензирования 25.10.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

- Cappelletti C., Battistini S., Malphrus B.K., eds., *CubeSat Handbook. From Mission Design to Operations*, 2021, pp. 10–17, 199–219.
- Lumbwe L.T. *Development of an Onboard Computer (OBC) for a CubeSat*, Cape Peninsula University of Technology, 2013, pp. 1–3, 14–18.
- Roberto C., Gianluca G., Gionata B., Christian C., Riccardo M. *Studies in Computational Intelligence*, 2022, vol. 1088, pp. 35–48, DOI: 10.1007/978-3-031-25755-1_3.
- Shiyu W., Shengbing Z., Jihe W., Xiaoping H. *Algorithms and Architectures for Parallel Processing 20th International Conference, ICA3PP 2020, NY, USA, October 2–4, 2020, Pt. II*, pp. 575–586, DOI: 10.1007/s12567-020-00321-9.
- Saurabh M.R., Abhishek G., Shubham S., Kushagra A., Dhananjay M., Tanuj K. *68th Intern. Astronautical Congress (IAC)*, Adelaide, Australia, 2017.
- Galka A.G., Kostrov A.V., Malyshev M.S. *Technical Physics*, 2023, no. 1(93), pp. 81, DOI: 10.21883/TP.2023.01.55442.192-22.
- Kramlikh A.V., Lomaka I.A., Shafran S.V. *27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020*, Proceedings, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2020.
- Nikolaev P.N., Kudryavtsev I.A., Shafran S.V. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, IOP Publishing, 2020, no. 1(984), pp. 012022.
- Leonov A.I., Nikolaev P.N. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, IOP Publishing, 2022, no. 1(1215), pp. 012005.
- Kramlikh A.V., Lomaka I.A., Nikolaev P.N. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 862.
- Kramlikh A., Nikolaev P., Rylko D.V. *29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2022*, 2022.
- Lomaka I.A., Elisov N.A., Boltov E.A. et al. *Acta Astronautica*, 2022, vol. 197, pp. 179–190.
- Thambidurai P., You-keun P. *Proc. of 7th Symposium on Reliable Distributed systems*, 1988, pp. 93–100, DOI:10.1109/reldis.1988.25784.
- Johnson B. *IEEE Micro*, 1984, no. 6(4), pp. 6–21, DOI: 10.1109/MM.1984.291277.
- Dubrova E. *Fault-Tolerant Design*, NY, Springer, 2013, DOI:10.1007/978-1-4614-2113-9.
- Velazco R., McMorrow D., Estela J. *Radiation Effects on Integrated Circuits and Systems for Space Applications*, Springer International Publishing, 2019, DOI: 10.1007/978-3-030-04660-6.
- Erlank A.O., Bridges C.P. *2017 IEEE Aerospace Conference*, 2017, pp. 1–12, DOI:10.1109/AERO.2017.7943732.
- Erlank A., Bridges C. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 147, pp. 183–194, DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.04.006.
- Laizans K. et al. *Proc. of the Estonian Academy of Sciences*, 2014, pp. 222–231, DOI:10.3176/proc.2014.2S.03.
- Praks J. et al. *Acta Astronautica*, 2021, vol. 187, pp. 370–383, DOI:10.1016/j.actaastro.2020.11.042.
- Samsuzzaman Md. et al. *IEEE Access.*, 2018, vol. 6, pp. 54282–54294, DOI:10.1109/ACCESS.2018.2871209.
- Duarte R.O. et al. *J. Aerosp. Technol. Manag.*, 2020, no. 12, DOI:10.5028/jatm.v12.1166.
- Bostan V., Martiniuc A., Secieru N., Vărzaru V., Melnic V., Ilco V. *The 12th International Conference on Electronics, Communications and Computing*, Moldova, 2022.
- Fuchs C.M., Chou P., Wen X. *32nd IEEE International Symposium on Defect and Fault Tolerance in VLSI and Nanotechnology Systems (DFT)*, 2019.
- Lala J.H., Harper R.E., Jaskowiak K.R. et al. *Proc. IEEE/AIAA/NASA 9th Digital Avionics Systems Conf.*, 1990, pp. 125–132.
- Rennels D.A. *Proc. IEEE*, 1978, vol. 66, pp. 1255–1268.

27. Chau S.N., Alkalai L., Tai A.T. et al. *IEEE Trans.*, 1999, Reliab. 48, pp. 351–359.
28. Kopetz H., Damm A., Koza C. et al. *IEEE Micro* 9, 1989, pp. 25–40.
29. Powell D. *IEEE Micro* 14, 1994, pp. 36–47.
30. Fayyaz M., Vladimirova T. *Proc. IEEE Aerospace Conf.*, 2014, pp. 1–12.
31. Fayyaz M., Vladimirova T., Caujolle J.M. *Proc. IEEE NASA/ESA Adaptive Hardware and Systems (AHS) Conf.*, 2012, pp. 23–30.
32. Vladimirova T., Fayyaz M. *Convergence and Hybrid Information Technology*, Springer, 2012, pp. 428–436.
33. Ludtke D., Westerdorff., Stohmann K. et al. *Aerospace Conference*, 2014, pp. 1–13.
34. Eickhoff J. *Onboard Computers, Onboard Software and Satellite Operations*, Springer Berlin Heidelberg, 2012.
35. Jalilian S. et al. *Proqram mühendisliyinin aktual elmi-praktiki problemləri I respublika konfransının materialları*, 2017.
36. Nannipieri P. et al. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 169, pp. 206–215.
37. Rathsmann P. et al. *Acta Astronautica*, 2005, no. 2–8(57), pp. 455–468.
38. Durou O. et al. *Acta Astronautica*, 2002, no. 9(50), pp. 547–556.
39. Olive X. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 2012, no. 1(22), pp. 99–107.
40. Girard A., Provost A., Nodet J., Desmet P., Cossard P. *Proc. of the International SpaceWire Conference*, St. Petersburg, Russia, 2010.
41. Rakow G.P., Schmirr R., Dailey C.L., Shakoorzadeh K. *2003 IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 2003.
42. Josset J.L. et al. *Astrobiology*, 2017, no. 6–7(17), pp. 595–611.
43. Makarov A.P., Solov'yev V.A. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo"* (Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality"). 2018, vol. 1. (in Russ.)
44. Zhadnov V.V., Lazarev D.V. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo"* (Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality"), 2005. (in Russ.)
45. *Warsaw University of Technology PW-SAT 2 Preliminary Requirements Review: On-board computer*, 2014.
46. Chen L.W., Huang T.C., Juang J.C. *Presentation at 10th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*, 2015.
47. Selčan D., Kirbiš G., Kramberger I. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 131, pp. 131–144.
48. Yang M. et al. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, no. 5(25), pp. 725–738.
49. Ghosh S., Melhem R., Mosse D. *IEEE Trans. Parallel Distrib. Syst.*, 1997, vol. 8, pp. 272–284, DOI: 10.1109/71.584093.
50. Wang S. et al. *J. Grid Comput.*, 2017, vol. 15, pp. 23–39, DOI: 10.1007/s10723-016-9386-7.
51. Haque M.A., Aydin H., Zhu D. *IEEE Trans. Parallel Distrib. Syst.*, 2017, no. 3(28), pp. 813–825, DOI: 10.1109/TPDS.2016.2600595.
52. Mei J. et al. *J. Grid Comput.*, 2015, no. 4(13), pp. 507–525, DOI: 10.1007/s10723-015-9331-1
53. Hasan M., Goraya M.S. *2015 International Conference on Signal Processing, Computing and Control (ISPCC)*, 2015, pp. 155–158, DOI: 10.1109/ISPCC.2015.7375016.
54. Naithani A., Eyerhan S., Eeckhout L. *IEEE Trans. Comput.*, 2018, no. 6(67), pp. 830–846, DOI: 10.1109/TC.2017.2779480.
55. Baumann R.C. *IEEE Transactions on Device and Materials Reliability*, 2005, no. 3(5), pp. 305–316.
56. Singh M. *International Conference on Computing, Communication and Automation (ICCCA)*, 2017, pp. 859–863, DOI: 10.1109/CICA.2017.8229916.
57. Goloubeva O., Rebaudengo M., Reorda M.S., Violante M. *Software-Implemented Hardware Fault Tolerance*, Springer, 2006, DOI: 10.1007/0-387-32937-4.
58. Norris J.R. *Markov Chains*, NY, Cambridge University Press, 1998.

Data on authors

- Vadim D. Meshcheryakov** — Samara University, Inter-University Department of Space Research; Software Engineer; E-mail: meshcheryakov.vd@ssau.ru
- Petr N. Nikolaev** — PhD; Samara University, Inter-University Department of Space Research; Space Research Institute of the RAS; Senior Researcher; E-mail: nikolaev.pn@ssau.r
- Stepan V. Shafran** — Samara University, Inter-University Department of Space Research; Space Research Institute of the RAS; Junior Researcher; E-mail: shafran.sv@ssau.ru
- Angelo Salvador Espinoza Valles** — Samara University, Inter-University Department of Space Research; Software Engineer; E-mail: espinoza_valles.a@ssau.ru

Received 11.09.2023; approved after reviewing 25.10.2023; accepted for publication 14.11.2023.

**РЕГУЛЯТОРЫ НА ОСНОВЕ ПРЕДИКАТОРОВ
ДЛЯ ПОДЧИНЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ
РЕГУЛИРУЕМЫМИ И СЛЕДЯЩИМИ ЭЛЕКТРОПРИВОДАМИ**

Н. Г. ЧИКУРОВ

*Уфимский университет науки и технологий, Уфа, Россия
tchikurov@yandex.ru*

Аннотация. Применяемые в существующих системах подчиненного управления регулируемые и следящими электроприводами традиционные ПИ- и ПИД-регуляторы не обеспечивают необходимое высокое качество регулирования. Цель работы — устранить в электроприводах перерегулирования, колебания и повышенную инерционность во время переходных процессов. Для решения задачи по обеспечению заданной скорости и точности следящей системы при минимальном времени переходных процессов разработаны принципиально новые программные регуляторы на основе предикаторов. Рассматривается метод синтеза указанных регуляторов применительно к регулируемым и следящим электроприводам. Представлены результаты имитационного моделирования переходных процессов в рассматриваемых электроприводах, а также данные испытаний регулируемого электропривода с новыми регуляторами.

Ключевые слова: *регулируемый электропривод, следящий электропривод, подчиненное управление, цифровые регуляторы, системы автоматического управления, регулирование, теория автоматического регулирования, системы ЧПУ, оптические (астрономические) телескопы*

Ссылка для цитирования: *Чикуров Н. Г. Регуляторы на основе предикаторов для подчиненного управления регулируемыми и следящими электроприводами // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 46—60. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-46-60.*

**PREDICTOR-BASED REGULATORS
FOR SUBORDINATE CONTROL
OF REGULATED AND TRACKING ELECTRIC DRIVES**

N. G. Tchikurov

*Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russia
tchikurov@yandex.ru*

Abstract. The traditional PI and PID controllers used in the existing systems of subordinate control of regulated and tracking electric drives do not provide the necessary high quality of regulation. The purpose of the work is to eliminate over-regulation, fluctuations, and increased inertia in electric drives during transients. To solve the problem of ensuring the specified speed and accuracy of the tracking system with a minimum time of transient processes, fundamentally new software controllers based on predictors are developed. A method of synthesis of these regulators in relation to regulated and tracking electric drives is considered. The results of simulation modeling of the regulated and tracking electric drives, as well as test data of the regulated electric drive with new regulators are presented.

Keywords: *adjustable electric drive, tracking electric drive, subordinate control, digital regulators, automatic control systems, regulation, theory of automatic control, CNC systems, optical (astronomical) telescopes*

For citation: *Tchikurov N. G. Predictor-based regulators for subordinate control of regulated and tracking electric drives. Journal of Instrument Engineering. 2024. Vol. 67, N 1. P. 46—60 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-46-60.*

Введение. Для управления высокоточными регулируемыми и следящими электроприводами, применяемыми в системах ЧПУ металлорежущими станками и промышленными роботами, в системах наведения оптических (астрономических) телескопов и в других объектах

с прецизионным компьютерным управлением движениями рабочих органов требуются эффективные регуляторы. Для подчиненного управления высокоточными регулирующими электроприводами был разработан новый регулятор на основе предикторов [1]. Это направление работы получило дальнейшее развитие, отраженное в настоящей статье.

В существующих системах подчиненного управления электроприводами обычно применяют ПИ- и ПИД-регуляторы в сочетании со стандартными настройками систем на оптимум по модулю, на симметричный оптимум и др. Однако применение таких регуляторов ограничено возникновением во время переходных процессов перерегулирований, колебаний и повышенной инерционности. Регуляторы на основе предикторов не имеют указанных недостатков.

Принцип действия предикатора. Рассмотрим систему управления, в которой содержится простое апериодическое или интегрирующее звено 1-го порядка W_0 , некоторое звено с передаточной функцией H и обратная связь с коэффициентом передачи K_0 (рис. 1). Звеном H может быть апериодическое, интегрирующее, колебательное звено, группа последовательно соединенных звеньев или звено чистого запаздывания. В общем случае звено H оказывает вредное влияние на процесс управления, ограничивая общий коэффициент усиления системы.

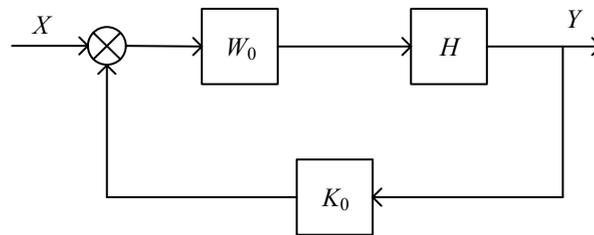


Рис. 1

Введем в систему последовательное корректирующее устройство с передаточной функцией W_k (рис. 2).

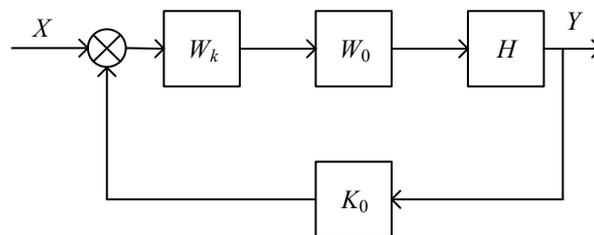


Рис. 2

Тогда передаточная функция замкнутой системы с W_k будет равна

$$W = \frac{W_k W_0 H}{1 + W_k W_0 H K_0}. \tag{1}$$

Поставим задачу определить неизвестную структуру корректирующего звена W_k так, чтобы звено с передаточной функцией H оказалось вынесенным за контур обратной связи и не влияло на процесс управления (рис. 3).

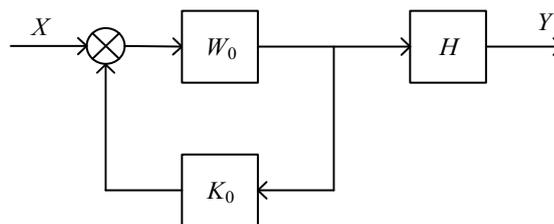


Рис. 3

Заданной структурной схеме соответствует выражение

$$W = \frac{W_0 H}{1 + W_0 K_0}. \quad (2)$$

Приравнивая уравнения (1) и (2), находим неизвестную величину W_k :

$$W_k = \frac{1}{1 + (1 - H)W_0 K_0}. \quad (3)$$

Звено с передаточной функцией H оказалось вынесенным за контур обратной связи и не оказывает вредного влияния на процесс управления. Такое корректирующее устройство, структурная схема которого представлена на рис. 4, предопределяет управляющее воздействие, передаваемое на объект, и названо *предикатором*. Звено H — это одно звено или ряд последовательно соединенных звеньев. Общее произведение коэффициентов передачи этих звеньев необходимо перенести внутрь контура обратной связи (доказательство данного правила здесь не приводится).

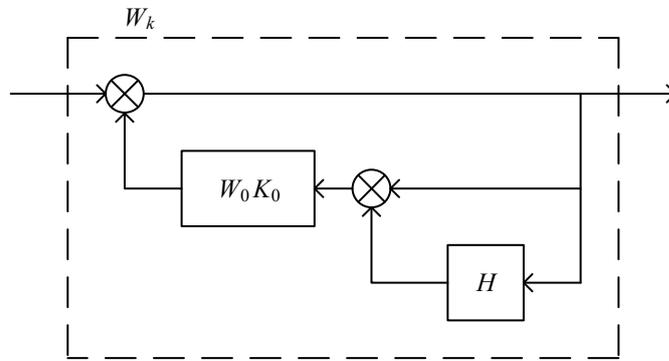


Рис. 4

Двухконтурный регулируемый электропривод. Для повышения быстродействия электродвигателя питание его якоря следует производить не от источника напряжения, а от источника тока. С этой целью в систему управления наряду с контуром скорости вводят контур обратной связи по току (рис. 5) [2, 3].

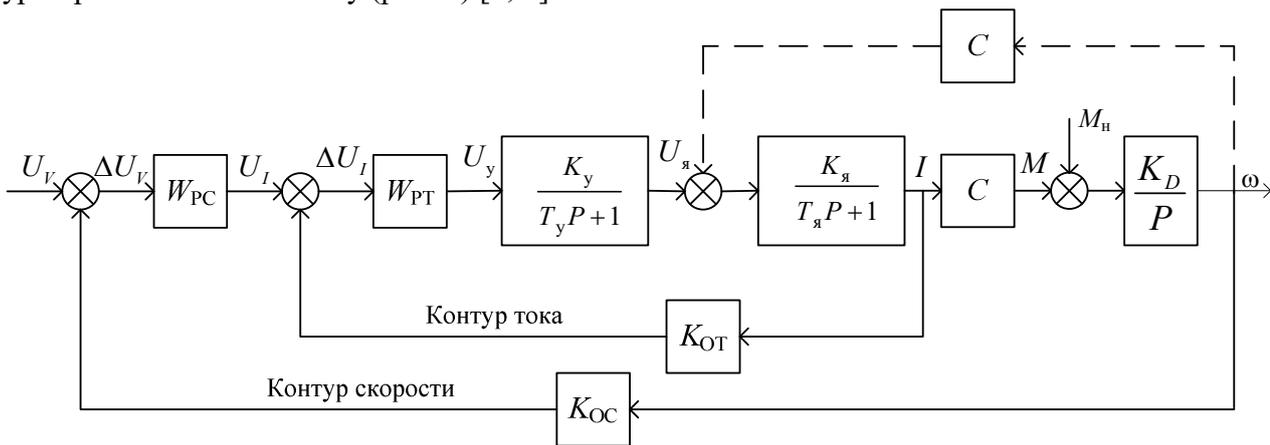


Рис. 5

На рис. 5 приняты следующие обозначения: W_{PC} — регулятор скорости; W_{PT} — регулятор тока; $T_я$ — постоянная времени якорной цепи; K_D — динамический коэффициент двигателя; K_{OT} и K_{OC} — коэффициенты передачи обратной связи по току и скорости; K_y —

коэффициент передачи силового усилителя; T_y — постоянная времени силового усилителя; $K_я$ — коэффициент передачи якорной цепи.

При заданном токе ЭДС якоря слабо влияет на ток. Поэтому обратной связью по ЭДС временно пренебрегаем. Во время переходных режимов скорость изменения движущего момента определяется скоростью изменения тока. Следовательно, контур тока должен быть быстродействующим.

Настройка контура тока. Чтобы обеспечить необходимое быстродействие контура тока, применим в нем регулятор тока $W_{РТ}$ (рис. 6).

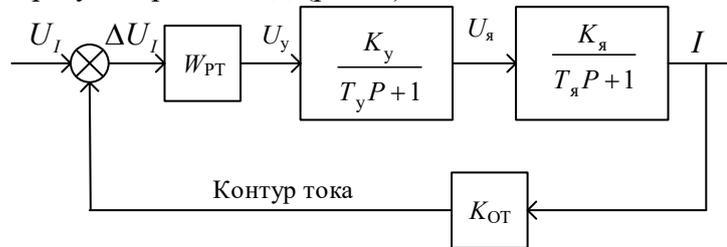


Рис. 6

В качестве регулятора тока используем пропорциональный П-регулятор с предикатором, в котором коэффициент предикатора тока $K_{PI} = K_{РТ} K_y K_я K_{ОТ}$ (рис. 7).

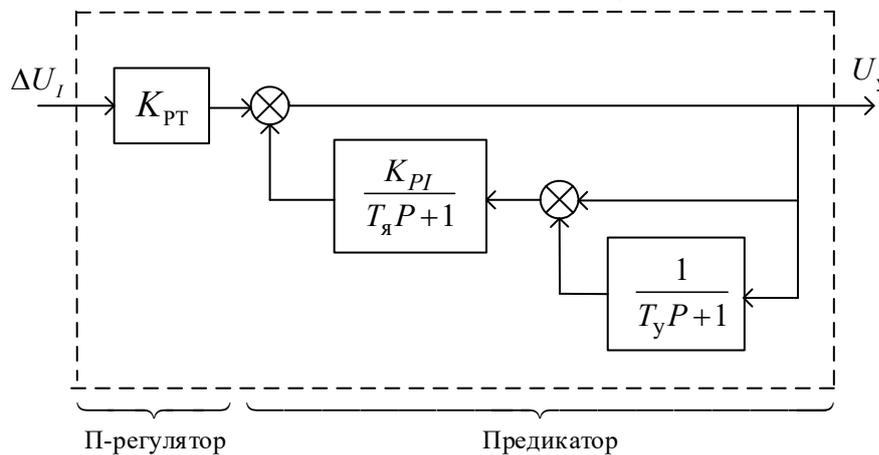


Рис. 7

Значение постоянной времени T_y сравнительно невелико, поэтому звено усилителя с помощью предикатора вынесено условно за контур обратной связи. Эквивалентная схема контура тока с учетом регулятора принимает вид, показанный на рис. 8.

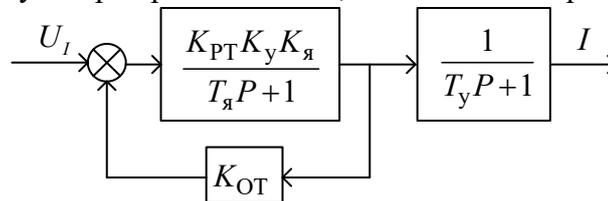


Рис. 8

Передаточная функция замкнутого контура

$$W_I = \frac{K_I}{T_I P + 1},$$

где

$$K_I = \frac{K_{РТ} K_y K_я}{1 + K_{РТ} K_y K_я K_{ОТ}}, \quad T_I = \frac{T_я}{1 + K_{РТ} K_y K_я K_{ОТ}}.$$

Приняв $T_I = 0,002 - 0,003$ с, определим значение K_{PT} по формуле

$$K_{PT} = \frac{T_y/T_I - 1}{K_y K_\alpha K_{OT}},$$

откуда коэффициент предикатора тока $K_{PI} = K_{PT} K_y K_\alpha K_{OT} = (T_y/T_I) - 1$.

Эквивалентная схема контура тока представлена на рис. 9.

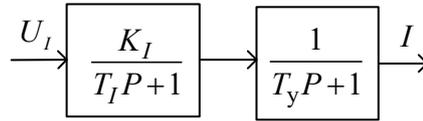


Рис. 9

Настройка контура скорости. С учетом настроенного контура тока рассмотрим контур скорости (рис. 10).

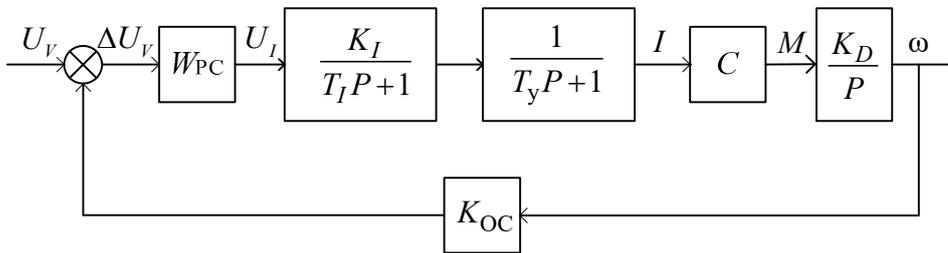


Рис. 10

Чтобы исключить вредное влияние двух аperiodических звеньев $1/(T_I P + 1)$ и $1/(T_y P + 1)$ на процесс управления скоростью, применим в качестве регулятора П-регулятор в сочетании с предикатором, в котором коэффициент предикатора скорости $K_{PV} = K_{PC} K_I C K_D K_{OC}$ (рис. 11).

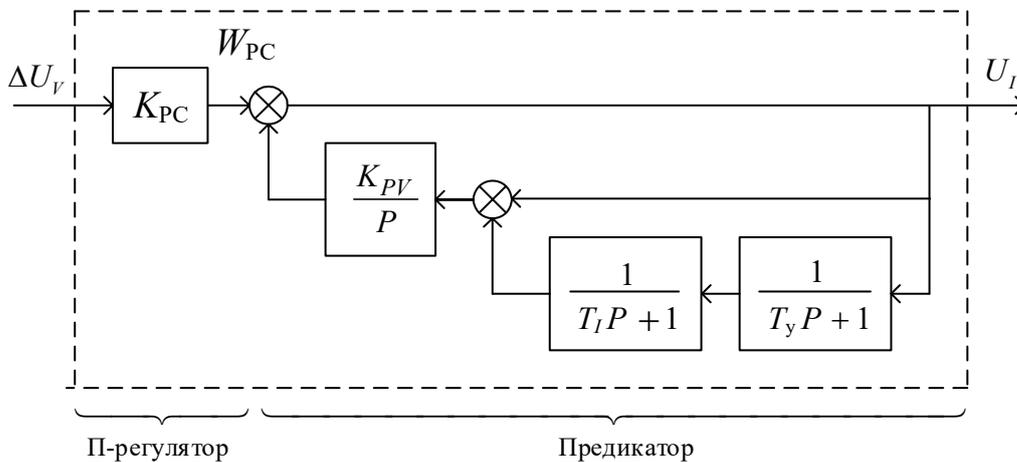


Рис. 11

С учетом предикатора схема контура скорости принимает вид, представленный на рис. 12.

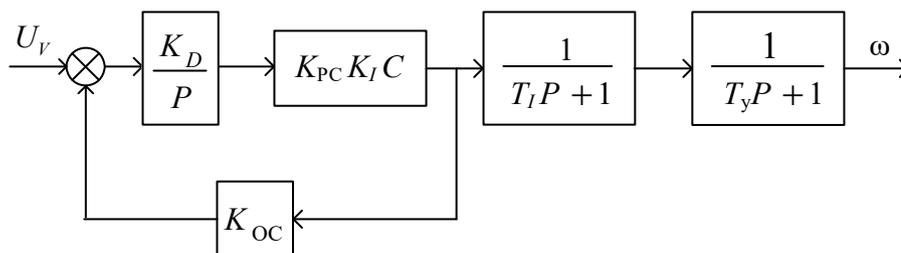


Рис. 12

Передаточная функция замкнутого контура

$$W_V = \frac{K_V}{T_V P + 1},$$

где

$$K_V = \frac{1}{K_{OC}}, T_V = \frac{1}{K_{PC} K_D K_I C K_{OC}}.$$

Приняв $T_V = 0,002 - 0,003$ с, вычислим значение коэффициента регулятора скорости по формуле

$$K_{PC} = \frac{1}{T_V K_D K_I C K_{OC}},$$

с учетом которой коэффициент предикатора скорости примет вид

$$K_{PV} = K_{PC} K_I C K_D K_{OC} = 1/T_V.$$

Эквивалентная схема контура скорости показана на рис. 13.

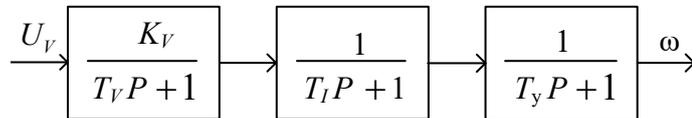


Рис. 13

Ошибка по скорости ε данного электропривода, обусловленная возмущающей нагрузкой M_H , определяется выражением

$$\varepsilon = M_H K_D (T_V + T_y + T_I).$$

Видно, что жесткость электропривода больше зависит от постоянной времени усилителя T_y , значение которой выше значений двух других постоянных времени.

Трехконтурный регулируемый электропривод. Для повышения жесткости электропривода и расширения диапазона его регулирования введем третий контур управления с астатическим регулятором W_{PA} (рис. 14).

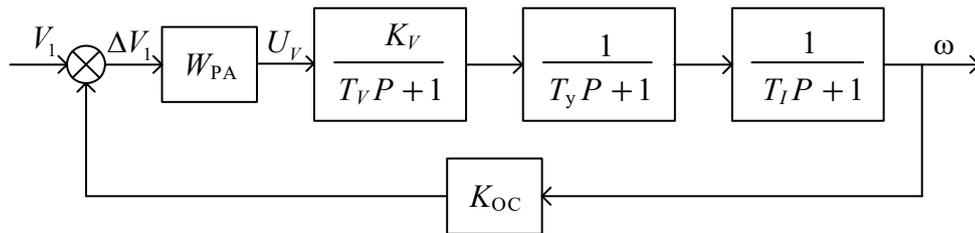


Рис. 14

Астатический регулятор W_{PA} представляет собой ПИ-регулятор

$$\frac{K_{PA} (T_y P + 1)}{P} = \frac{K_{PA}}{P} + K_{PA} T_y$$

в сочетании с предикатором, в котором коэффициент предикатора астатизма $K_{PA} = K_{PA} K_V K_{OC}$ (рис. 15).

Благодаря интегрирующему звену, содержащемуся в регуляторе, система управления электроприводом стала астатической с астатизмом первого порядка. Это значит, что в установившемся режиме частота вращения электродвигателя не зависит от нагрузки, т.е. диапазон регулирования электропривода теоретически равен бесконечности.

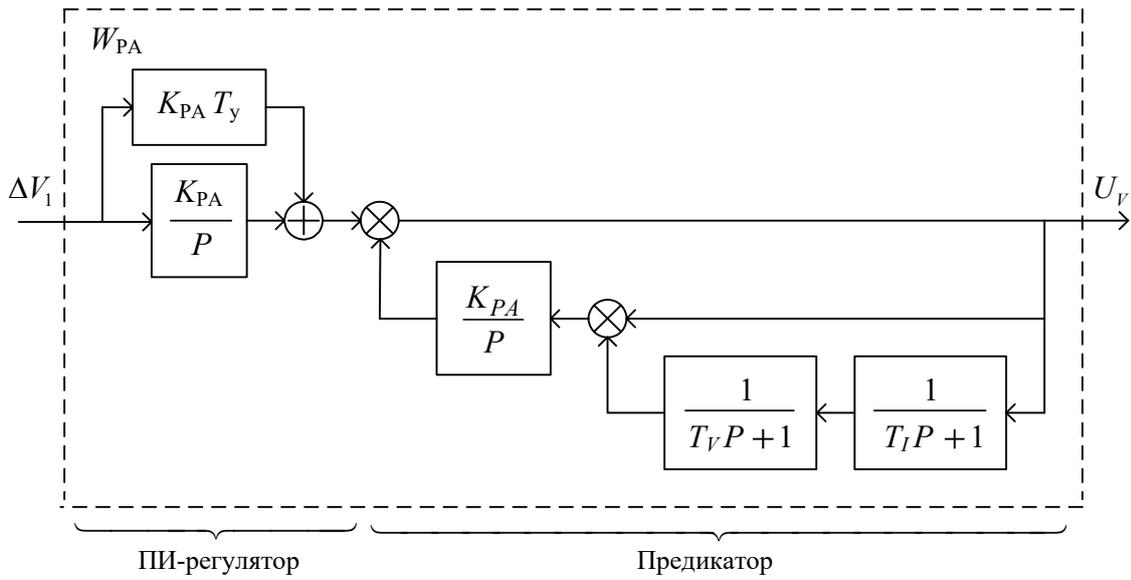


Рис. 15

С учетом астатического регулятора контур управления скоростью приобретает вид, показанный на рис. 16.

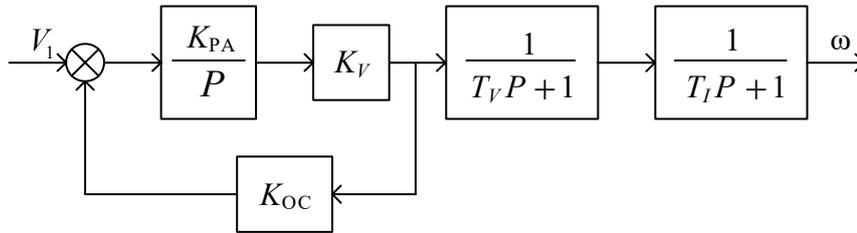


Рис. 16

Передаточная функция замкнутого контура

$$W_a = \frac{K_a}{T_a P + 1},$$

где $K_a = \frac{1}{K_{OC}}$, $T_a = \frac{1}{K_{PA} K_V K_{OC}}$.

Приняв $T_a = 0,002 - 0,003$ с, вычислим значение коэффициента регулятора астатизма по формуле

$$K_{PA} = \frac{1}{T_a K_V K_{OC}},$$

с учетом которой коэффициент предикатора астатизма принимает вид

$$K_{PA} = K_{PA} K_V K_{OC} = 1/T_a.$$

Теперь эквивалентная схема контура управления скоростью представляет собой три последовательно соединенных апериодических звена с малыми постоянными времени (рис. 17).

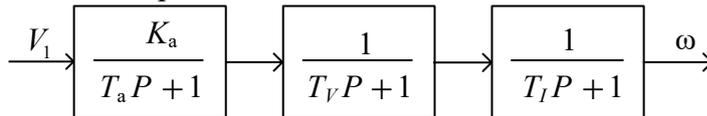


Рис. 17

В момент, когда на вход рассматриваемого предикатора (см. рис. 15) поступает ступенчатое воздействие, предикатор принимает вид виртуального дифференцирующего звена с передаточной функцией $T_a P / (T_a P + 1)$. Коэффициент передачи такого звена равен единице, во время переходного процесса коэффициент передачи плавно уменьшается до нуля. Содержа-

щиеся в цифровых сигналах шумы квантования не увеличиваются этим звеном и не влияют на качество управления.

В стандартных ПИД-регуляторах используются реальные дифференцирующие звенья с большими значениями коэффициента передачи. Эти звенья резко увеличивают амплитуду шумов квантования, повышают инерционность системы управления и могут нарушить ее работу. Регуляторы на основе предикторов свободны от указанных недостатков.

Регулятор обратной связи по ЭДС. Чтобы исключить влияние ЭДС на ток якоря, введем в систему управления регулятор обратной связи по ЭДС. Рассмотрим силовую часть электропривода без учета внешней нагрузки (рис. 18).

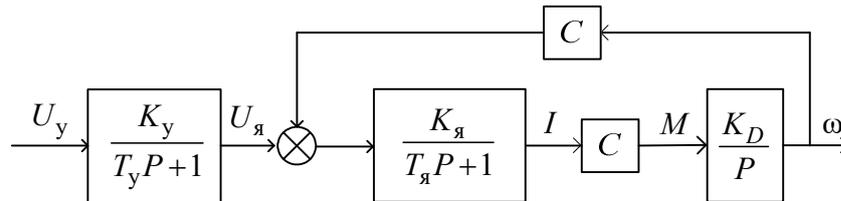


Рис. 18

Введем регулятор обратной связи по ЭДС W_{PE} (рис. 19). На его вход подадим сумму сигналов, пропорциональных току I и скорости ω . Выберем структуру регулятора W_{PE} так, чтобы исключить влияние ЭДС на ток якоря. Выполним эквивалентное преобразование структурной схемы (рис. 20).

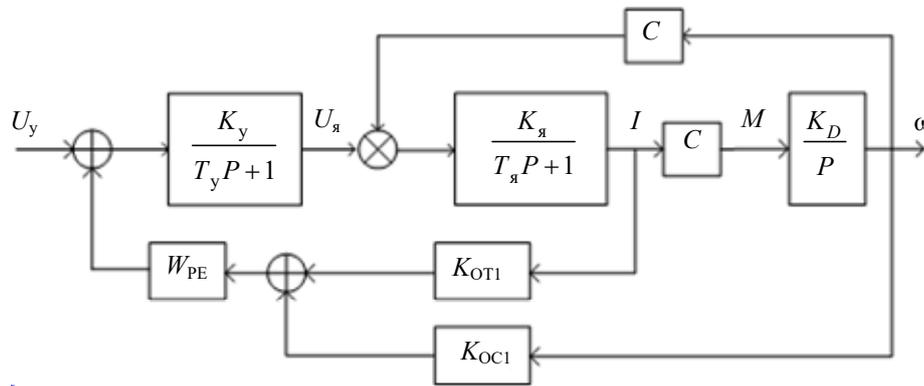


Рис. 19

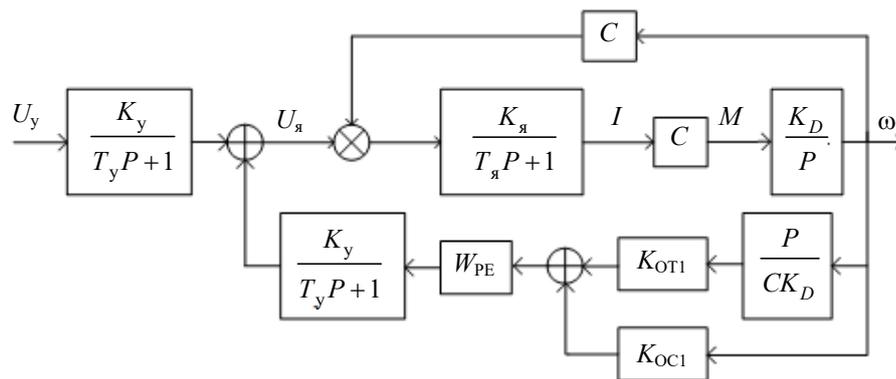


Рис. 20

Из схемы, представленной на рис. 20, следует условие компенсации влияния ЭДС на ток якоря:

$$\frac{K_y}{T_y P + 1} W_{PE} \left(K_{OT1} \frac{P}{C K_D} + K_{OC1} \right) = C.$$

Примем $\frac{K_{OT1}}{K_{OC1}CK_D} = T_y$, тогда $W_{PE} = \frac{C}{K_y K_{OC1}} = K_{PE}$.

Регулятор обратной связи по ЭДС — это пропорциональное звено (рис. 21).

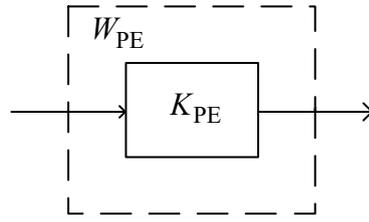


Рис. 21

Зададим $K_{OC1} = C$, тогда $K_{PE} = \frac{1}{K_y}$, $K_{OT1} = T_y C^2 K_D$.

Было выполнено компьютерное имитационное моделирование электропривода на основе двигателя ПБВ100L с номинальным моментом 10,5 Н·м. Переходные характеристики тока i и частоты вращения (скорости) ω (рис. 22, а, б) при ступенчатом входном воздействии монотонные, без перерегулирования. Значение входного воздействия 0,1 от номинального.

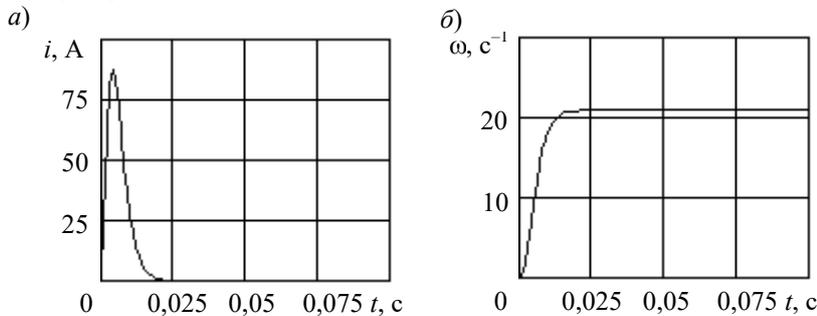


Рис. 22

Отклонение частоты вращения от заданного значения при ступенчатом изменении номинальной нагрузки не превышает 3 c^{-1} , что составляет 1,5 % (рис. 23, б). Время переходного процесса 25 мс.

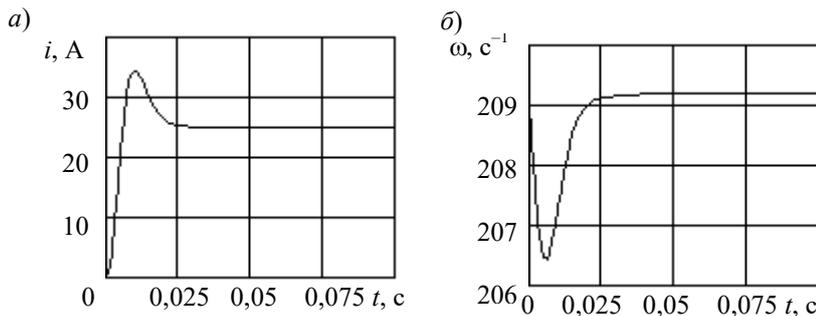


Рис. 23

Диапазон регулирования рассмотренного электропривода с астатической системой управления и добротность электропривода теоретически равны бесконечности. Реальный диапазон регулирования ограничен разрешающей способностью датчика скорости.

Чтобы система управления была инвариантной (робастной) к изменяющимся параметрам объекта, разработан вариант самонастраивающейся системы управления, включающей эталонную модель, контур идентификации и оптимальный фильтр [4].

Рассмотренная система цифрового управления регулируемым электроприводом была реализована на основе специального приводного контроллера и электропривода ЭПБ-2 с вентильным электродвигателем. Эксперименты проводились на стандартном стенде приемо-

сдаточных испытаний как на холостом ходу, так и под воздействием момента нагрузки. Испытания показали, что цифровой электропривод имеет диапазон регулирования 250 тыс. Полоса пропускания контура скорости не менее 100 Гц.

На малых частотах вращения тахогенератор неработоспособен, поэтому его функцию выполнял серийный фотоэлектрический датчик типа ВЕ с числом импульсов на один оборот 10 000 в сочетании со специальным рекуррентным экстраполятором [5].

Следящий электропривод. Задача — на основе рассмотренного выше регулируемого электропривода построить следящий электропривод. Эквивалентная схема регулируемого электропривода представляет собой три последовательно соединенных аperiodических звена с малыми постоянными времени (см. рис. 17). Рассмотрим структурную схему следящего электропривода, в состав которого входит указанный регулируемый электропривод (РЭП) (рис. 24).

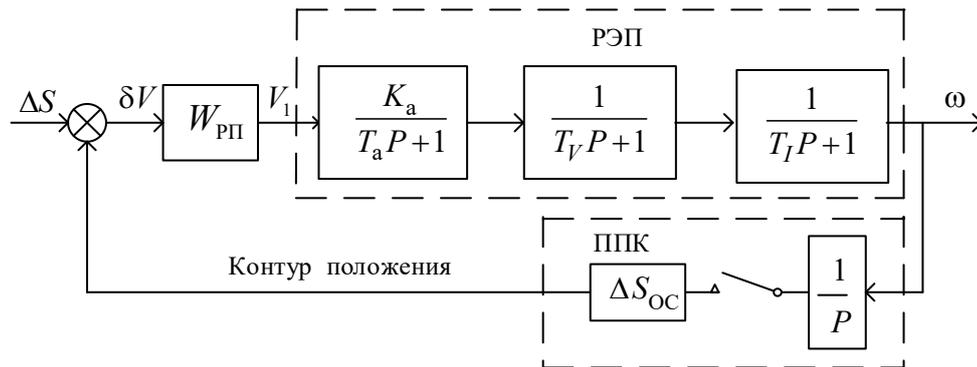


Рис. 24

Входное управляющее воздействие ΔS состоит из последовательности приращений пути за каждый период таймера T . В системах ЧПУ приращения пути ΔS рассчитываются в интерполяторе или в соответствующем позиционном модуле. Сигналы обратной связи ΔS_{OC} определяют фактическое перемещение электропривода за цикл таймера. Приращения пути ΔS и ΔS_{OC} , отнесенные к периоду таймера, можно рассматривать как сигналы скорости. На входе системы управления они сравниваются с помощью элемента сравнения и определяют ошибку следящего электропривода по скорости δV .

В следящем электроприводе используется оптический датчик величины перемещения — энкодер. В каждом цикле таймера энкодер интегрирует скорость ω в пределах одного периода и определяет величину перемещения ΔS_{OC} за каждый очередной цикл таймера. Устройство для такого преобразования называется «преобразователь „перемещение-код“» (ППК). Измеренное перемещение ΔS_{OC} в следующем цикле таймера передается в регулятор положения $W_{РП}$. В результате в ППК происходит запаздывание сигнала обратной связи на один цикл таймера. Такое транспортное запаздывание сигнала ухудшает качество регулирования системы управления.

Необходимо, используя предлагаемую методику оптимизации систем автоматического регулирования с помощью предикаторов, синтезировать структуру регулятора положения $W_{РП}$ следящей системы. Сначала рассмотрим решение поставленной задачи в аналоговом варианте, полагая, что разрешающая способность энкодера не ограничена.

Регулятор положения $W_{РП}$ представляет собой ПИ-регулятор

$$\frac{K_{РП}(T_I P + 1)}{P} = \frac{K_{РП}}{P} + K_{РП} T_I$$

$$K_{PII} = \frac{1}{T_{II} K_a K_{OC2}}$$

и определим коэффициент предикатора положения $K_{PII} = K_{PII} K_a K_{OC2} = 1/T_{II}$.

Теперь эквивалентная схема контура управления положением представляет собой три последовательно соединенных апериодических звена с малыми постоянными времени (рис. 27).

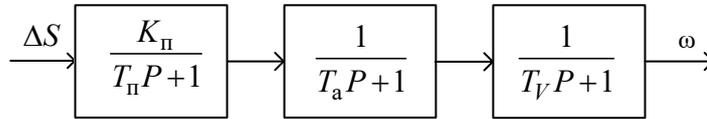


Рис. 27

Для повышения быстродействия системы управления и уменьшения ошибки по положению применен комбинированный способ управления. С этой целью с помощью коэффициента K_S в выходной сигнал регулятора положения вводится сигнал коррекции по входному воздействию (см. рис. 25). Значение этого коэффициента коррекции определяется по формуле $K_S = K_{OC}/T$. В результате ошибка по положению δS в установившемся режиме стремится к нулю, т.е. система управления становится астатической по входному воздействию.

Результаты имитационного моделирования следящего электропривода представлены в виде графиков (рис. 28). Для решения системы дифференциальных уравнений использован метод Рунге — Кутты 4-го порядка с шагом $h = T = 0,001$ с. Установившаяся скорость $\omega = 200$ с⁻¹.

Если выключить компенсацию запаздывания сигнала обратной связи в предикаторе, то изменение скорости при ступенчатом входном воздействии происходит с перерегулированием (рис. 28, а). При включенной компенсации запаздывания перерегулирование отсутствует (рис. 28, б).

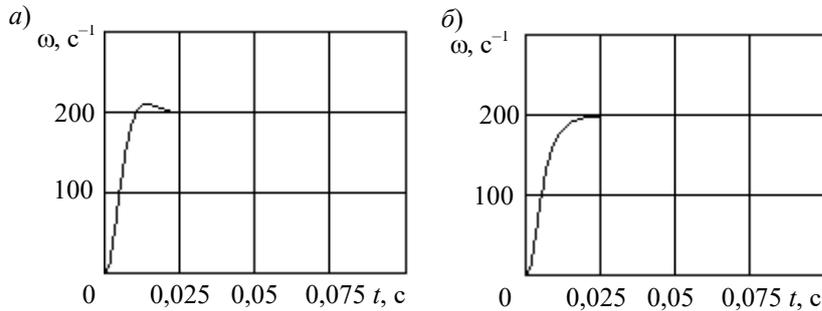


Рис. 28

Наброс номинальной нагрузки на работающий электропривод вызывает увеличение тока (рис. 29, а) и кратковременное, 25 мс, снижение скорости приблизительно на 1 % (рис. 29, б).

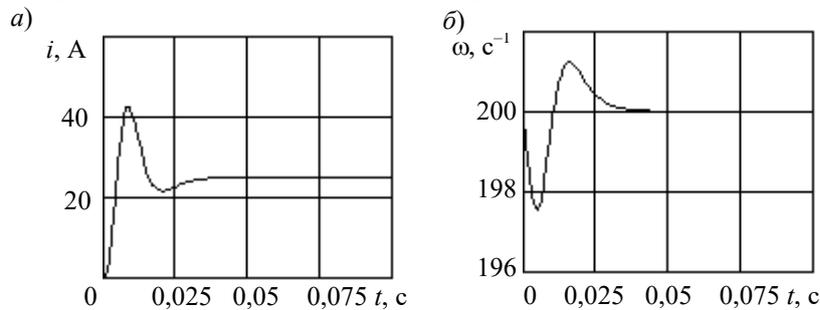


Рис. 29

Для перехода от аналогового варианта системы управления к цифровому варианту, следует интегрирующее звено в ПИ-регуляторе заменить накапливающим сумматором (рис. 30).

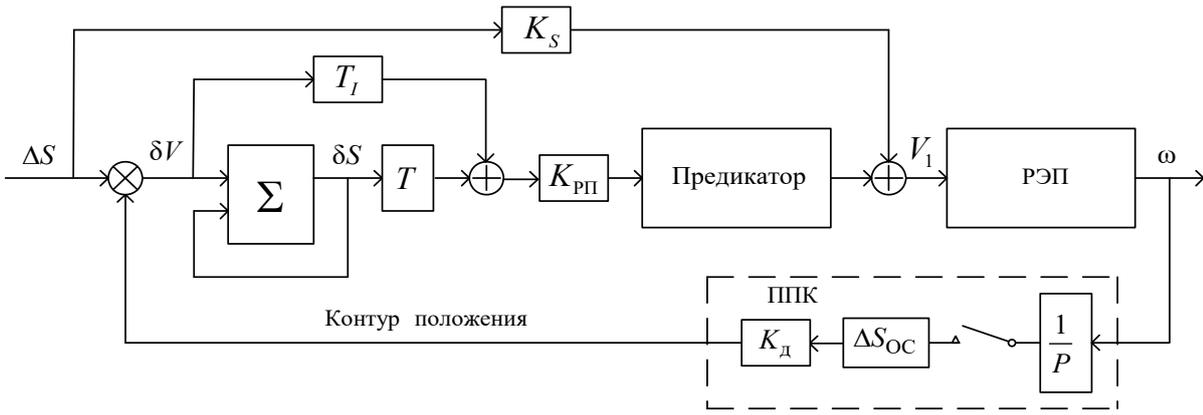


Рис. 30

Энкодер преобразует приращение пути ΔS_{OC} за период таймера (осуществляет дискретизацию выходной переменной) по формуле

$$\Delta S_{OC}^* = \Delta S_{OC} \frac{N_{enc}}{2\pi} = \Delta S_{OC} K_d,$$

где N_{enc} — количество дискрет пути на один оборот энкодера, $K_d = N_{enc}/2\pi$ — коэффициент дискретизации энкодера.

Коэффициент коррекции для цифрового варианта системы управления определяется по формуле $K_S = K_{OC}/(TK_d)$. Ошибка по положению δS в установившемся режиме, как и в аналоговом варианте, стремится к нулю.

Значения входных управляющих воздействий ΔS и сигналов обратной связи ΔS_{OC}^* в цифровой следящей системе всегда представляются в виде целых чисел дискрет. В процессе математического моделирования результаты расчетов ΔS_{OC}^* вероятнее всего окажутся дробными. Простое округление привело бы к накоплению значительных ошибок. Поэтому от приращений координат сигналов ΔS_{OC}^* , подготовленных к передаче в регулятор положения в очередном периоде таймера, отсекаем целые числа, а дробные остатки накапливаем и учитываем в последующих периодах.

В результате ошибка по положению δS , которая накапливается в сумматоре, всегда выражена целыми числами дискрет. Для согласования этой ошибки с ранее настроенным аналоговым регулятором положения необходимо значение переменной δS умножить на величину периода таймера T .

Результаты имитационного моделирования представлены на графиках (рис. 31). Рассматривалась следящая система управления применительно к типовой системе ЧПУ металлорежущими станками с энкодером, содержащим $N_{enc} = 10\ 000$ импульсов на один оборот. Одна дискрета энкодера соответствует перемещению инструмента в системе ЧПУ на 1 мкм. Шаг интегрирования дифференциальных уравнений $h = T = 0,001$ с.

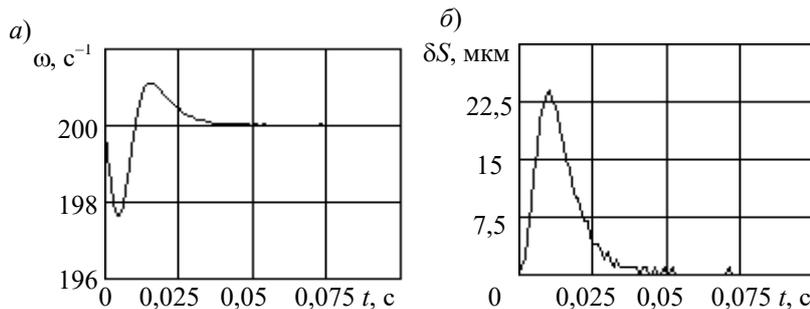


Рис. 31

Наброс номинальной нагрузки на работающий электропривод вызывает кратковременное (0,025 с) снижение скорости на 1 % (рис. 31, а). Ошибка по положению δS во время переходного процесса достигает 23 мкм (рис. 31, б); в установившемся режиме она приближается к нулю.

Для повышения точности следящей системы и предотвращения в ней динамических ударов в системах ЧПУ применяют программные модули разгона-торможения. В рассматриваемой математической модели был создан образ модуля разгона-торможения в виде двух последовательно соединенных аperiodических звеньев с постоянной времени 1 с. Время плавного разгона составило 5 с (рис. 32, а). Ошибка по положению δS в процессе разгона не превышает 4 мкм (рис. 32, б). Иными словами, при разгоне электропривода до скорости $\omega = 200 \text{ с}^{-1} \approx 2000 \text{ об/мин}$ в течение 5 с максимальная динамическая ошибка цифровой следящей системы на участке разгона равна 4 мкм. В установившемся режиме она уменьшается до $\pm 1 \text{ мкм}$ (рис. 32, б).

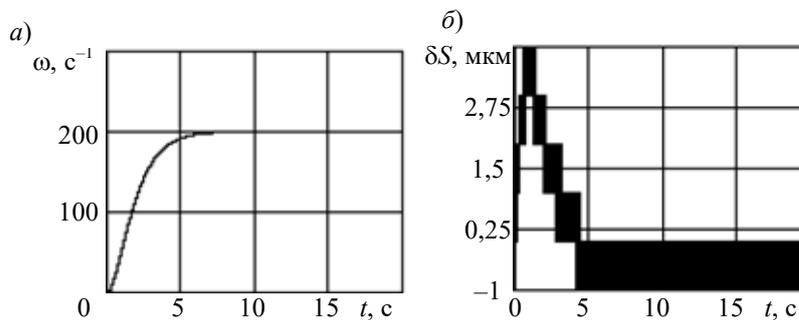


Рис. 32

Ошибка δS — это целое число дискрет, которое изменяется также на целое число дискрет. Поэтому цифровая следящая система при малых значениях δS работает в импульсном режиме, что видно на последнем графике.

Заключение. Все параметры и значения установочных коэффициентов в цифровых регуляторах на основе предикторов вычисляются аналитически. Следящие электроприводы с такими регуляторами могут применяться в высокоточных системах ЧПУ металлорежущими станками и промышленными роботами, а также в системах наведения оптических (астрономических) телескопов и других оптических комплексов для контроля космического пространства. В последних в качестве датчиков положения используются высокоточные оптические энкодеры с разрешающей способностью 0,01—0,05". Когда необходимо обеспечить плавное движение оптической оси комплекса при инфранизких скоростях слежения (до единиц угловых секунд в секунду) и малых значениях среднеквадратических ошибок (1—2") именно на цифровой следящий электропривод возлагается задача обеспечить заданную точность [10].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чикуров Н. Г. Подчиненное управление электроприводами в компьютерных системах ЧПУ с использованием предикторов // Мехатроника. 2006. № 2. С. 35—40.
2. Башарин А. В., Новиков В. А., Соколовский Г. Г. Управление электроприводами: Учеб. пособие. Л.: Энергоиздат, 1982. 392 с.
3. Анучин А. С. Системы управления электроприводов. М.: Изд. дом МЭИ, 2015. 373 с.
4. А. с. 1290255. Самонастраивающаяся система управления / Н. Г. Чикуров, С. И. Куликов, А. И. Михайловский. Зарег. 15.10.1986.
5. А. с. 1597730. Способ измерения скорости перемещения и устройство для его осуществления / Н. Г. Чикуров, А. И. Михайловский, Р. Г. Шахмаев, Ш. М. Гайсин. Зарег. 08.06.1990.

6. *Smith O. J. M.* Close Control of Loops with Deadtime // *Chem. Eng. Progr.* 1957. N 53. P. 217—219.
7. *Смит О. Дж. М.* Автоматическое регулирование. М.: Физматгиз, 1962.
8. *Боровиков М. А.* Расчет быстродействующих систем электропривода и автоматики: Монография. Саратов: Изд-во Саратов. ун-та, 1980. 394 с
9. *Солодовников В. В., Филимонов А. Б.* Упреждающее управление линейными стационарными объектами с запаздываниями // *Автоматика и телемеханика.* 1982. Вып. 11. С. 57—60.
10. *Садовников М. А., Томасов В. С., Толмачев В. А.* Прецизионный электропривод для оптических комплексов контроля космического пространства // *Изв. вузов. Приборостроение.* 2011. Т. 54, № 6.

Сведения об авторе

Николай Георгиевич Чикуров — канд. техн. наук, доцент; Уфимский университет науки и технологий, кафедра автоматизации технологических процессов;
E-mail: tchikurov@yandex.ru

Поступила в редакцию 04.09.2023; одобрена после рецензирования 27.09.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

1. Tchikurov N.G. *Mechatronics, Automation, Control*, 2006, no. 2, pp. 35–40. (in Russ.)
2. Basharin A.V., Novikov V.A., Sokolovskiy G.G. *Upravleniye elektropriwodami* (Electric Drive Control), Leningrad, 1982, 392 p. (in Russ.)
3. Anuchin A.S. *Sistemy upravleniya elektropriwodov* (Electric Drive Control Systems), Moscow, 2015, 373 p. (in Russ.)
4. Certificate of authorship 1290255, *Samonastrayayushchayasya sistema upravleniya* (Self-Adjusting Control System), N.G. Chikurov, S.I. Kulikov, A.I. Mikhailovsky, Priority 15.10. 1986. (in Russ.)
5. Certificate of authorship 1597730, *Sposob izmereniya skorosti peremeshcheniya i ustroystvo dlya yego osushchestvleniya* (A Method for Measuring Movement Speed and a Device for its Implementation), N.G. Chikurov, A.I. Mikhailovsky, R.G. Shakhmaev, Sh.M. Gaisin, Priority 8.06.1990. (in Russ.)
6. Smith O.J.M. *Chem: Eng. Progr.*, 1957, vol. 53, pp. 217–219.
7. Smith O.J.M. *Feedback Control Systems*, NY, McGraw-Hill, 1958.
8. Borovikov M.A. *Raschet bystrodeystvuyushchikh sistem elektropriroda i avtomatiki* (Calculation of High-Speed Electric Drive and Automation Systems), Saratov, 1980, 394 p. (in Russ.)
9. Solodovnikov V.V., Filimonov A.B. *Automation and Remote Control*, 1982, no. 11, pp. 57–60. (in Russ.)
10. Sadvnikov M.A., Tomasov V.S., Tolmachev V.A. *Journal of Instrument Engineering*, 2011, no. 6(54). (in Russ.)

Data on author

Nikolay G. Tchikurnov — PhD, Associate Professor; Ufa University of Science and Technology, Department of Process Automation; E-mail: tchikurov@yandex.ru

Received 04.09.2023; approved after reviewing 27.09.2023; accepted for publication 14.11.2023.

ПРИБОРЫ НАВИГАЦИИ

NAVIGATIONAL INSTRUMENTS

УДК 629.7.058.43
DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-61-69

ОЦЕНКА МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА В УСЛОВИЯХ ПЛОТНОЙ И ВЫСОТНОЙ ГОРОДСКОЙ ЗАСТРОЙКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

А. А. ВЯТКИН*, Т. О. МЫСЛИВЦЕВ, С. В. НИКИФОРОВ, А. Н. САКУЛИН

Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия
**Vka.mil.ru*

Аннотация. Для совершенствования навигационного обеспечения потребителя в условиях ограниченной „видимости“ созвездия спутниковых радионавигационных систем предложен алгоритм оценки местоположения динамических объектов на основе метода численной оптимизации как при использовании разнородной вспомогательной информации, так и без нее. Алгоритм может служить в качестве резервного для повышения устойчивости навигационного обеспечения потребителя и позволяет оценить его местоположение с метровой и даже дециметровой точностью, а смещения шкалы времени объекта относительно системной шкалы — с точностью до десятков наносекунд.

Ключевые слова: *вспомогательная информация, навигационный космический аппарат, потребитель навигационной системы, точность местоположения, высокодинамический объект*

Ссылка для цитирования: *Вяткин А. А., Мысливцев Т. О., Никифоров С. В., Сакулин А. Н. Оценка местоположения динамического объекта в условиях плотной и высотной городской застройки с использованием вспомогательной информации // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 61—69. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-61-69.*

ESTIMATION OF A DYNAMIC OBJECT LOCATION IN DENSE AND HIGH-RISE URBAN DEVELOPMENT USING AUXILIARY INFORMATION

A. A. Vyatkin*, T. O. Myslivtsev, S. V. Nikiforov, A. N. Sakulin

A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia
**Vka.mil.ru*

Abstract. To improve navigation support for a user in conditions of limited “visibility” of a satellite radio navigation system constellation, an algorithm for estimating a dynamic object location is proposed based on a numerical optimization method, both with and without the use of heterogeneous auxiliary information. The algorithm can serve as a backup to increase the user's navigation support stability and allows to estimate an object location with meter and even decimeter accuracy, and the object time scale displacement relative to the system scale - with an accuracy of tens of nanoseconds.

Keywords: *auxiliary information, navigation spacecraft, navigation system user, location accuracy, highly dynamic object*

For citation: *Vyatkin A. A., Myslivtsev T. O., Nikiforov S. V., Sakulin A. N. Estimation of a dynamic object location in dense and high-rise urban development using auxiliary information. Journal of Instrument Engineering. 2024. Vol. 67, N 1. P. 61—69 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-61-69.*

Введение. В настоящее время для оценки местоположения потребителя (динамического объекта) используется аппаратура спутниковых радионавигационных систем (СРНС). При решении широкого круга целевых задач потребитель должен использовать оборудование в автономном режиме, что может существенно снизить эффективность его применения вследствие различных факторов воздействия [1]. Одной из причин низкого уровня технической надежности аппаратуры является размещение на одной платформе, без возможности дублирования, минимально необходимого радиоэлектронного оборудования (систем навигации, связи, управления, электроснабжения и т.п.).

Приемная система таких потребителей имеет различный уровень сложности и учитывает для определения своего местоположения несколько сигналов, поступающих от датчиков различной физической природы. При этом точность позиционирования существенно зависит от динамических свойств объекта и информативности измерительной выборки.

В зависимости от сложности решаемых задач в составе оборудования, функционирующего в автономном режиме, могут быть размещены навигационные системы следующих типов [2, 3]:

- 1) на основе навигационной аппаратуры потребителя (НАП) СРНС;
- 2) на основе комплексирования сигналов микромеханической инерциальной навигационной системы (ИНС) и НАП СРНС;
- 3) на основе комплексирования данных нескольких навигационных устройств и др.

В основном для решения повседневных задач предусматривается использование систем навигации первого или второго типа, которые содержат НАП одной или нескольких СРНС: ГЛОНАСС (Россия), GPS (США), Galileo (Европа), Beidou (Китай) и др.

Навигационная система первого типа обеспечивает точность навигации 1—2,5 м как в горизонтальной плоскости, так и по высоте [2]. Для решения более сложных задач в состав оборудования входит навигационная система второго типа, где установлены элементы автономной навигации — барометры, гироскопы, высотомеры, акселерометры и т.д. На современном этапе развития технологий микромеханические ИНС без коррекции по сигналам навигационных космических аппаратов (НКА) способны поддерживать приемлемую точность определения пути на уровне 100 м не более 10 мин [4].

Местоположение НАП оценивается в результате обработки радиосигналов от созвездия „видимых“ НКА (четыре и более). Однако в условиях плотной и высотной городской застройки потребитель часто попадает в области ограниченной „видимости“ группировки аппаратов СРНС (один—три НКА). Используемые алгоритмы решения навигационной задачи на основе выборки одномоментных измерений либо массива данных нарастающего объема [5] не способны в данных условиях оценить вектор положения НАП. Это может привести к потере ориентации либо к аварийной ситуации для движущегося (высокодинамического) объекта с системой навигации первого типа практически немедленно и через несколько минут для системы навигации второго типа.

Для совершенствования навигационного обеспечения таких потребителей в условиях ограниченной „видимости“ созвездия НКА могут быть использованы стационарные (мобильные) имитаторы сигналов СРНС, электронные карты местности, ресурсы мобильных сетей и Wi-Fi точек доступа, а также подсветка в направлении движения. Однако такие решения трудно реализуемы на неоснащенных участках местности и при плотной и высотной городской застройке.

Дополнительным способом повышения автономности и точности навигационной системы потребителя, местоположение которого определяется в виде вектора $[x \ y \ z \ t]^T$, является использование вспомогательной информации, поступающей от барометров, радио- или лазерных высотомеров [6]. Это оборудование, вес которого составляет десятки или сотни грамм, позволяет повысить точность определения координат за счет использования дополни-

тельных каналов поступления навигационных данных, что существенно повышает информативность измерительной выборки в условиях ограниченной „видимости“ НКА.

В настоящей статье предложен алгоритм решения навигационной задачи по оценке местоположения динамического объекта на основе метода численной оптимизации в условиях „видимости“ одного—трех НКА как при использовании разнородной вспомогательной информации, так и без нее.

Оценка местоположения динамического объекта в условиях радиовидимости одного—трех НКА. Возможность возникновения ситуации, когда здания и сооружения сокращают обзор до одного—трех НКА СРНС ГЛОНАСС для потребителя, рассмотрим на примере района многоэтажного жилого комплекса Санкт-Петербурга. Для отображения „видимых“ НКА и решения навигационной задачи используем НАП „Орион“ производства компании „Навис“ (Санкт-Петербург) [7].

Схема проведения эксперимента по оценке местоположения НАП „Орион“ представлена на рис. 1. Измерения осуществлялись 4 ноября 2022 г. с 16:20:00 до 17:00:00 UT во дворе („колодце“) 9-этажного дома в точке 1 и на крыше этого же здания в точке 2 (рис. 1).

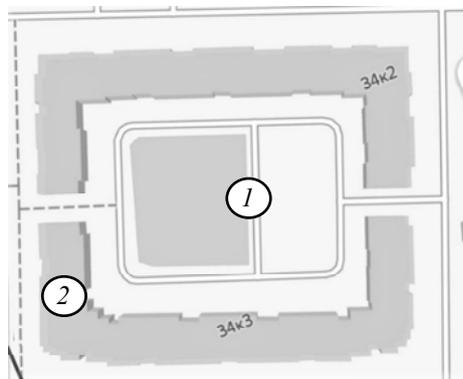


Рис. 1

При обновлении альманаха СРНС на мониторе НАП отображается расположение на небесной сфере НКА ГЛОНАСС и GPS, а также геостационарных космических аппаратов широкозонных дифференциальных систем SBAS (WAAS, EGNOS, СДКМ и др.) [5]. Произведем настройку НАП „Орион“ таким образом, чтобы решение навигационной задачи выполнялось только по измерениям, производимым НКА системы ГЛОНАСС.

Обсервация НКА СРНС ГЛОНАСС в точке 1 (см. рис. 1) представлена на рис. 2, а. На момент эксперимента в зоне „видимости“ НАП находилось три спутника ГЛОНАСС с номерами 3, 4 и 12. Как видно из рисунка, по трем НКА, имеющимся в аппаратуре, строгим алгоритмом навигационная задача не решается.

При оценке местоположения НАП в точке 2 (см. рис. 1) в обсервацию попадают уже 7 НКА ГЛОНАСС с номерами 3, 4, 5, 12, 14, 16 и 21 (рис. 2, б) и навигационная задача решается, причем геометрический фактор (PDOP) равен 1,8.

Приведенный пример показывает, что в условиях плотной и высотной городской застройки (даже в жилых комплексах с 9-этажными домами) возможны ситуации, когда в обсервацию НАП попадают не более трех НКА, что влечет за собой срыв выполнения навигационной задачи.

Обычно в условиях плотной и высотной городской застройки при „видимости“ одного—трех НКА потребитель во избежание аварии останавливается на месте до момента восстановления устойчивого навигационного поля. Такие действия (по заранее заложенной программе) предусмотрены для минимизации вероятности потери оборудования и полезной нагрузки динамического объекта.

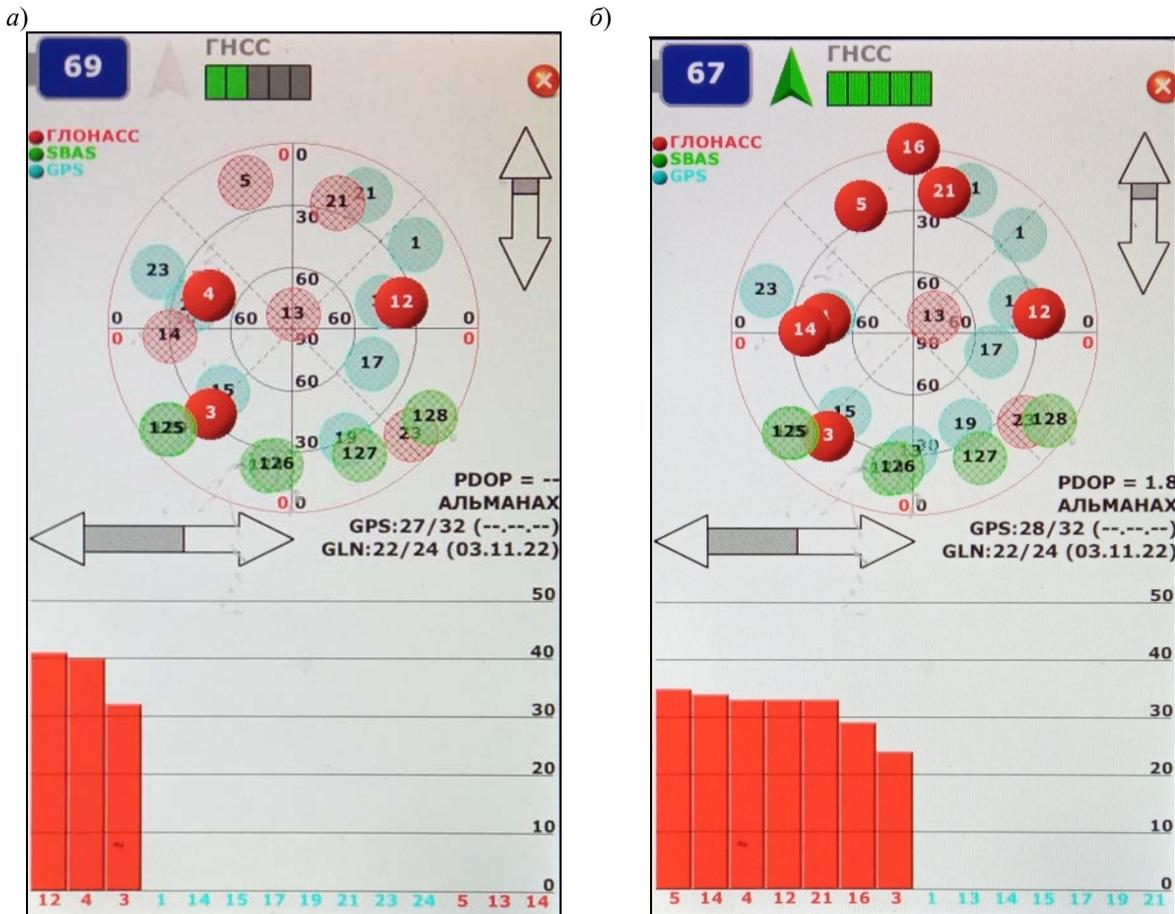


Рис. 2

Однако возможны ситуации, когда объекту требуется выполнить работы среди зданий и сооружений в условиях „видимости“ одного—трех НКА. В этом случае потеря данных о местоположении объекта или пауза до появления обсервации четырех и более НКА может привести к срыву выполнения целевой задачи. Такая ситуация может возникнуть, например, при работе автономного инспектора строительно-технической экспертизы высотных зданий и сооружений (далее — „инспектор“)[3].

Таким образом, требуется разработать алгоритмы, которые позволят оценить местоположение объекта на основе измерения текущих навигационных параметров НКА. Для повышения точности оценки местоположения необходимо предусмотреть использование вспомогательной информации, в качестве которой могут выступать измеряемая высота и (или) радиовидимость маяка с известными координатами. Оценка точности местоположения объекта должна производиться в течение 10 — 15 мин и составлять не более единиц метров.

Моделирование процесса решения навигационной задачи. Решением навигационной задачи является оценка местоположения объекта. Будем рассматривать навигацию неподвижного объекта, тогда оценивается вектор положения

$$\mathbf{P} = [xyzB]^T,$$

где x, y, z — координаты положения объекта в геоцентрической прямоугольной системе координат; B — уход шкалы времени объекта (ШВО) от системной шкалы.

При позиционировании неподвижного объекта достаточно измерить псевдодальность до „видимых“ НКА. Модель измерения псевдодальности можно представить в следующем виде [5]:

$$\tilde{D} = D_{\text{ист}}(t_{\text{пр}}^{\text{ШВО}}) + D' + \delta\tilde{D}, \quad (1)$$

где $D_{\text{ист}}(t_{\text{пр}}^{\text{ШВО}})$ — истинная геометрическая дальность между НКА и объектом; D' — погрешность определения истинной геометрической дальности, обусловленная сдвигом ШВО относительно шкалы НКА; $\delta\tilde{D}$ — составляющие погрешности определения псевдодальности, имеющие случайный характер.

Погрешность определения истинной геометрической дальности, обусловленную сдвигом шкал времени, представим следующим образом:

$$D' = c(B - b_n), \quad (2)$$

где c — скорость света, b_n — уход бортовой шкалы времени n -го НКА.

Измерение высоты от объекта до поверхности Земли осуществляется по формуле

$$\tilde{h} = h_{\text{ист}} + \delta\tilde{h}, \quad (3)$$

где $h_{\text{ист}}$ — истинная высота от поверхности Земли до объекта; $\delta\tilde{h}$ — составляющая погрешности определения высоты, имеющая случайный характер.

Предположим, что „инспектор“ вертолетного типа произвел обследование жилого комплекса с плотной и высотной застройкой, при этом в обсервации НАП оказываются только 3 „видимых“ спутника ГЛОНАСС (номера 3, 4 и 12, рис. 2, а). В этих условиях „инспектор“ фиксирует свое местоположение и определяет координаты по измерениям псевдодальностей до одного, двух или трех НКА с использованием данных высотомера или без них. Требуется оценить местоположение объекта для продолжения выполнения целевой задачи и принятия решения о дальнейших маневрах.

Для решения навигационной задачи в сложившейся обстановке предлагается метод численной оптимизации [8], суть которого заключается в том, что, имея результаты измерений псевдодальностей до „видимых“ НКА и обладая вспомогательной информацией в виде значения \tilde{h} в известные моменты времени, можно подобрать такое местоположение „инспектора“ (x, y, z) и такое значение B , которые будут соответствовать истинному значению вектора $\mathbf{\Pi} = [xyzB]^T$. В данном случае функционал $f(x, y, z, B)$ должен достигать минимального значения в точке, близкой к реальным координатам объекта, с учетом погрешностей наблюдений.

Расчетное значение псевдодальностей от n -го НКА (с координатами $X_n Y_n Z_n$) до объекта (с координатами x, y, z) в заданные моменты времени можно представить в виде

$$\tilde{D}_{pi} = \sqrt{(X_{ni} - x)^2 + (Y_{ni} - y)^2 + (Z_{ni} - z)^2} + D', \quad (4)$$

а расчетное значение высот от „инспектора“ (с координатами x, y, z) в заданные моменты времени до поверхности Земли (X_3, Y_3, Z_3) — в виде

$$\tilde{h}_{pi} = \sqrt{(X_{3i} - x)^2 + (Y_{3i} - y)^2 + (Z_{3i} - z)^2}. \quad (5)$$

Точка X_{3i}, Y_{3i}, Z_{3i} определяется как проекция местоположения „инспектора“ на поверхность Земли.

Функционал $f(x, y, z, B)$ определяется путем минимизации суммы квадратов невязок между рассчитанными значениями псевдодальностей \tilde{D}_p (4) и измеренными псевдодальностями \tilde{D} (1), а также невязок между рассчитанными высотами \tilde{h}_p (5) и измеренными \tilde{h} , где в качестве параметра оптимизации выступает вектор положения $\mathbf{\Pi} = [xyzB]^T$:

$$f(x, y, z, B) = \sum_{i=1}^N (\tilde{D}_{pi} - \tilde{D}_i)^2 + \sum_{i=1}^N (h_{pi} - \tilde{h}_i)^2, \quad (6)$$

где N — количество измерений.

Данный метод, кроме расчета вектора положения, позволяет вычислить уход ШВО от системной шкалы.

Минимизацию функционала $f(x, y, z, B)$ предлагается осуществлять методом Нелдера — Мида (метод деформируемого многогранника) [8], который достаточно эффективен при оптимизации нескольких переменных и не использует первые и вторые производные искомого функционала.

Структурная схема алгоритма оценки вектора положения „инспектора“ в условиях „видимости“ одного—трех НКА при использовании данных высотомера представлена на рис. 3 [9].

Отклонения измеренных значений псевдодальности \tilde{D} и высоты \tilde{h} отличаются от расчетных значений \tilde{D}_p и \tilde{h}_p соответствующими значениями случайных погрешностей.

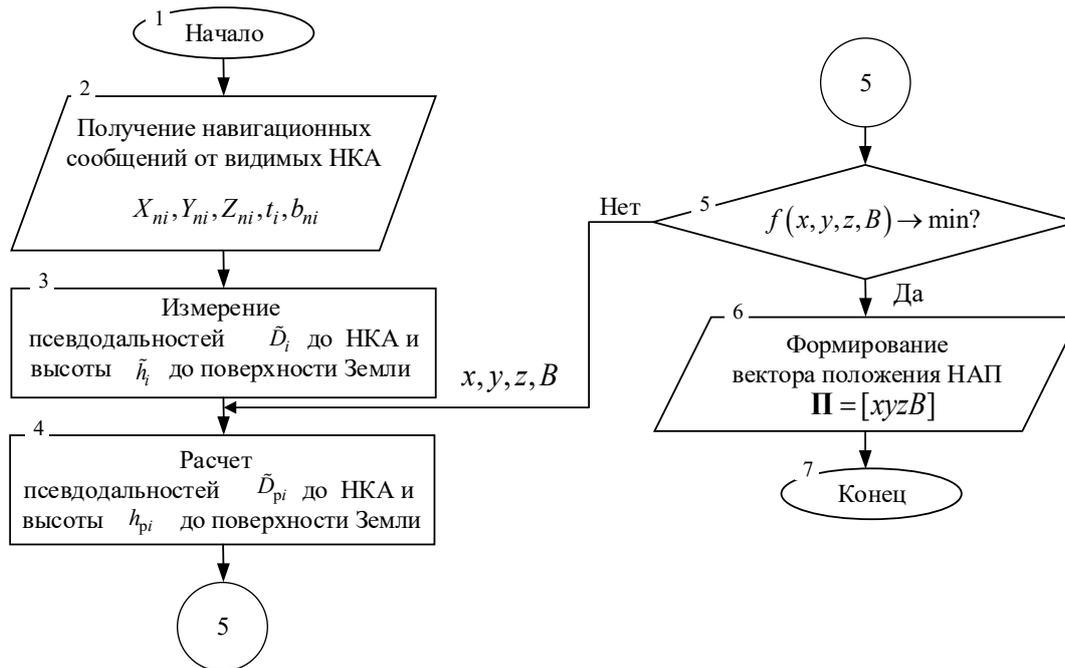


Рис. 3

Для моделирования измерений псевдодальностей согласно выражению (1) используются следующие параметры [10]:

- истинная дальность $D_{\text{ист}}(t_{\text{пр}}^{\text{ШВО}})$ до нескольких КА, рассчитанная с использованием координат „инспектора“ и эфемерид НКА ГЛОНАСС [<https://www.glonass-iac.ru/>];
- суммарная случайная величина определения псевдодальности $\delta\tilde{D}$ с гауссовским законом распределения, имеющая нулевое математическое ожидание (МО) и среднеквадратическое отклонение (СКО) $\sigma_{\delta\tilde{D}}$ погрешностей оценки псевдодальностей, равное 6 м [5];
- максимальная разность хода часов на объекте и системной шкалы, равная 1 мкс [10].

Для моделирования измеренных значений высот с помощью барометрического высотомера согласно выражению (3) используются:

- истинная высота $h_{\text{ист}}$ от поверхности Земли до „инспектора“, рассчитанная с использованием координат объекта и модели земного эллипсоида в системе ПЗ-90;
- суммарная случайная величина определения высоты $\delta\tilde{h}$ с гауссовским законом распределения, имеющая нулевое МО и СКО погрешности оценки высоты $\sigma_{\delta\tilde{h}} = 0,1$ м (до высот 9 км) [6].

Оценка местоположения „инспектора“ с использованием предложенного алгоритма в условиях ограниченной „видимости“ группировки НКА ГЛОНАСС смоделирована для точки

с координатами [59°44'15 N; 30°28'15 E; $h=5$ м] на момент времени 16:20:00 UT 4 ноября 2022 г. Для расчета вектора положения „инспектора“ используются измерения (псевдодальностей до „видимых“ НКА и высоты до поверхности Земли) с периодичностью 1 с.

Для проверки работоспособности предложенного алгоритма оценим погрешность определения местоположения Δr между истинной и расчетной точкой нахождения „инспектора“:

$$\Delta r = \sqrt{(x_{\text{ист}} - x_p)^2 + (y_{\text{ист}} - y_p)^2 + (z_{\text{ист}} - z_p)^2}, \quad (7)$$

где $x_{\text{ист}}$, $y_{\text{ист}}$, $z_{\text{ист}}$ — истинные координаты „инспектора“, x_p , y_p , z_p — координаты „инспектора“, рассчитанные при поиске минимума функционала $f(x, y, z, B)$ в предложенном алгоритме.

Результаты моделирования. На рис. 4 представлены результаты оценки погрешности определения местоположения Δr „инспектора“ при использовании измерений, производимых только одним из „видимых“ НКА ГЛОНАСС (3, 4 или 12) в момент проведения эксперимента.

Результаты расчета получены как без учета вспомогательной информации (данные барометрического высотомера), на графике — это кривые, обозначенные как НКА № 3, НКА № 4 и НКА № 12, так и с использованием этих данных (кривые НКА № 3 + h , НКА № 4 + h и НКА № 12 + h). Анализ решения навигационной задачи по одному НКА показал, что предложенный алгоритм позволяет оценить местоположение „инспектора“ по данным любого из „видимых“ навигационных спутников СРНС практически с одинаковой точностью.

4 ноября 2022 г.

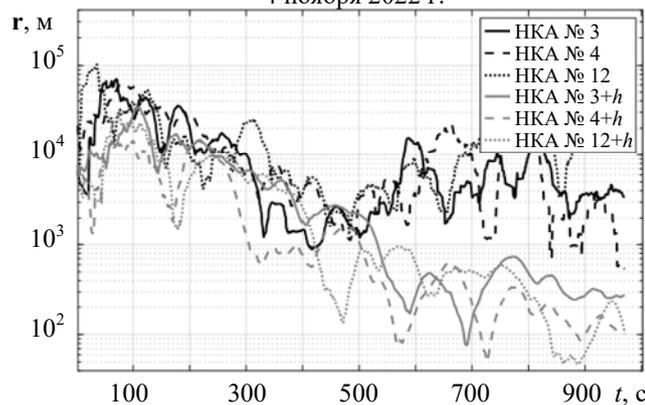


Рис. 4

На рис. 5 представлены результаты оценки погрешности определения местоположения Δr по измерениям, производимым одним НКА ГЛОНАСС (3) без использования вспомогательной информации (кривая НКА № 3) и с использованием таковой (кривая НКА № 3 + h); двумя НКА ГЛОНАСС (3 и 4) при таких же условиях (кривые НКА № 3, 4 и НКА № 3, 4 + h соответственно); тремя НКА ГЛОНАСС (3, 4 и 12) при тех же условиях (кривые НКА № 3, 4, 12 и НКА № 3, 4, 12 + h соответственно), а также четырьмя НКА ГЛОНАСС (3, 4, 12 и 21) с использованием вспомогательной информации (кривая НКА № 3, 4, 12, 21).

4 ноября 2022 г.

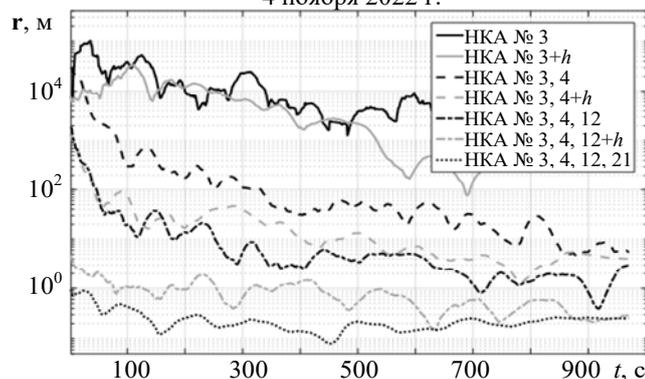


Рис. 5

Как показывает анализ результатов моделирования, использование предложенного алгоритма позволяет сделать следующие выводы:

1) оценки местоположения объекта с метровой точностью и ухода его шкалы времени относительно системной шкалы с точностью десятков наносекунд возможны в течение 10—15 мин при „видимости“ двух НКА с учетом вспомогательной информации или при „видимости“ трех НКА без учета таковой;

2) оценки местоположения объекта с дециметровой точностью и ухода его шкалы времени относительно системной шкалы с точностью десятков наносекунд, которая обеспечивается известными алгоритмами при „видимости“ четырех и более НКА, возможны в течение 1—2 мин при „видимости“ трех НКА с учетом вспомогательной информации;

3) повышение точности оценки местоположения объекта возможно с увеличением количества источников вспомогательной информации.

Заключение. Предложен алгоритм оценки местоположения динамического объекта на основе метода численной оптимизации в условиях „видимости“ одного—трех НКА, позволяющий использовать разнородную вспомогательную информацию (данные барометра, радио- или лазерного высотомера) и оценить местоположение потребителя с метровой и даже дециметровой точностью, а смещения его шкалы времени относительно системной шкалы — с точностью до десятков наносекунд.

Разработанный алгоритм позволяет повысить эффективность, точность и безопасность работ, которые осуществляет потребитель в условиях плотной и высотной городской застройки. Кроме того, данный алгоритм может использоваться в качестве резервного для повышения устойчивости навигационного обеспечения высокодинамических объектов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Еремин Г. В., Гаврилов А. Д., Назарчук И. И. Малоразмерные беспилотники — новая проблема для ПВО // Отвага 2015. № 6 (14) [Электронный ресурс]: <<http://otvaga2004.ru/armiya-i-vpk/armiya-i-vpk-vzglyad/malorazmernye-besplotniki/>>, 11.12.2022.
2. Макаренко С. И. Противодействие беспилотным летательным аппаратам: Монография: СПб: Научные технологии, 2020. 204 с.
3. Алешин Б. С., Суханов В. Л., Шibaев В. М., Шнырев А. Г. Типы беспилотных летательных аппаратов // Межотраслевой альманах. 2014. № 46 [Электронный ресурс]: <<http://slaviza.ru/print:page,1,1494-tipy-besplotnyh-letatelnyh.html>>, 11.12.2022.
4. Семенова Л. Л. Современные методы навигации беспилотных летательных аппаратов // Наука и образование сегодня. 2018. № 4 (27). С. 6—8.
5. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
6. Гэн К., Чулин Н. А. Интегрированная навигационная система для беспилотных летательных аппаратов с возможностью обнаружения и изоляции неисправностей // Машиностроение и компьютерные технологии. 2016. № 12. С. 182—206.
7. ТДЦК 461513.104ТУ. Навигационная аппаратура потребителей глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS для индивидуального пользования „Орион“. 2019.
8. Аттетов А. В., Галкин С. В., Зарубин В. С. Методы оптимизации. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2001. 439 с.
9. Мысливцев Т. О., Никифоров С. В. Оценка точности координатно-временных определений потребителей в условиях ограниченной видимости КА глобальных навигационных спутниковых систем // Вопр. оборонной техники. Сер. 16: Технические средства противодействия терроризму. 2021. № 1—2 (151—152). С. 26—32.
10. Бюл. В17/2020. Эталонные сигналы частоты и времени. Характеристики и программы передач через радиостанции, наземные и космические средства навигации, сети телевизионного вещания и глобальную сеть интернет / Межведомственная комиссия по времени и эталонным частотам. Главный метрологический центр ГСВЧ. М.: Изд-во ВНИИФТРИ, 2020. 32 с.

Сведения об авторах

- Александр Михайлович Вяткин** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра передающих, антенно-фидерных устройств и средств системы единого времени; E-mail: Vka.mil.ru
- Тимофей Олегович Мысливцев** — д-р техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра передающих, антенно-фидерных устройств и средств системы единого времени; профессор; E-mail: Vka.mil.ru
- Сергей Валерьевич Никифоров** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра передающих, антенно-фидерных устройств и средств системы единого времени; E-mail: Vka.mil.ru
- Александр Николаевич Сакулин** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра передающих, антенно-фидерных устройств и средств системы единого времени; E-mail: Vka.mil.ru

Поступила в редакцию 30.05.2023; одобрена после рецензирования 27.10.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

1. <http://otvaga2004.ru/armiya-i-vpkarmiya-i-vpk-vzglyad/malorazmernye-bespiotniki/>. (in Russ.)
2. Makarenko S.I. *Protivodeystviye bespiotnym letatel'nyim apparatam* (Countering Unmanned Aerial Vehicles), St. Petersburg, 2020, 204 p. (in Russ.)
3. Aleshin B.S., Sukhanov V.L., Shibayev V.M., Shnyrev A.G. *Mezhotraslevoy al'manakh*, 2014, no. 46, [hUp://slaviza.ru/print:page,1,1494-tipy-bespiotnyh-letatelnyh.html](http://slaviza.ru/print:page,1,1494-tipy-bespiotnyh-letatelnyh.html). (in Russ.)
4. Semenova L.L. *Nauka i obrazovaniye segodnya*, 2018, no. 4(27), pp. 6–8. (in Russ.)
5. Perov A.I., Kharisov V.N., ed., *GLONASS. Printsipy postroyeniya i funktsionirovaniya* (GLONASS. Principles of Construction and Operation), Moscow, 2010, 800 p. (in Russ.)
6. Gen K., Chulin N.A. *Mashinostroyeniye i komp'yuternyye tekhnologii*, 2016, no. 12, pp. 182–206. (in Russ.)
7. *Navigatsionnaya apparatura potrebiteley global'nykh navigatsionnykh sputnikovykh sistem GLONASS i GPS dlya individual'nogo pol'zovaniya "Orion" (indeks 14TS8009). Tekhnicheskiye usloviya. TDTSK.461513.104TU* (Navigation Equipment for Consumers of the Global Navigation Satellite Systems GLONASS and GPS for Individual Use "Orion" (index 14TS8009). Technical Conditions. TDTSK.461513.104TU). (in Russ.)
8. Attetov A.V., Galkin V.S., Zarubin S.V. *Metody optimizatsii* (Optimization Methods), Moscow, 2001, 439 p. (in Russ.)
9. Myslivtsev T.O., Nikiforov S.V. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Seriya 16: Tekhnicheskiye sredstva protivodeystviya terrorizmu*, 2021, no. 1-2(151-152), pp. 26–32. (in Russ.)
10. *Byulleten' V17/2020. Etalonnyye signaly chastoty i vremeni. Kharakteristiki i programmy peredach cherez radiosstantsii, nazemnyye i kosmicheskiye sredstva navigatsii, seti televizionnogo veshchaniya i global'nyuyu set' internet* (Bulletin B17/2020. Frequency and Time Reference Signals. Characteristics and Programs of Transmissions Through Radio Stations, Ground and Space Navigation Aids, Television Broadcasting Networks and the Global Internet), Moscow, 2020, 32 p. (in Russ.)

Data on authors

- Alexander A. Vyatkin** — Adjunct; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Transmitting, Antenna-Feeder Devices and Unified Time System Facilities; E-mail: Vka.mil.ru
- Timofey O. Myslivtsev** — Dr. Sci., Associate Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Transmitting, Antenna-Feeder Devices and Unified Time System Facilities; Professor; E-mail: Vka.mil.ru
- Sergey V. Nikiforov** — PhD, Associate Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Transmitting, Antenna-Feeder Devices and Unified Time System Facilities; E-mail: Vka.mil.ru
- Alexander N. Sakulin** — PhD, Associate Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Transmitting, Antenna-Feeder Devices and Unified Time System Facilities; E-mail: Vka.mil.ru

Received 30.05.2023; approved after reviewing 27.10.2023; accepted for publication 14.11.2023.

**АЛГОРИТМ
ОБНАРУЖЕНИЯ СБОЕВ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ
НА БЕЗЭКИПАЖНОМ НАДВОДНОМ СУДНЕ**Д. А. ГАЛКИНА¹, А. А. МАРГУН^{1,2*}¹Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия
*aamargun@itmo.ru²Институт проблем машиноведения РАН, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Рассматривается решение задачи обнаружения отказов датчиков инерциальной навигационной системы безэкипажного надводного судна. Предложен алгоритм, основанный на наблюдателе состояния полного порядка. Введено условие обнаружения отказов, базирующееся на векторе сигнала рассогласования и пороговом значении. Для выявления вышедшего из строя датчика применяются направленные генераторы сигналов рассогласования. Предлагаемый алгоритм применен к модели судна Номото второго порядка. В качестве исследуемых на отказы датчиков выбраны измерители угловой и линейной скоростей. В процессе синтеза алгоритма обнаружения отказов построены два наблюдателя, каждый из которых чувствителен к отказам отдельного датчика. Приведены результаты компьютерного моделирования в программном пакете MatLab Simulink, подтвердившие эффективность и работоспособность предложенного подхода. Разработанный алгоритм позволяет обнаруживать отказы датчиков инерциальной навигационной системы без задействования дополнительных средств измерения, что способствует сокращению расходов на обслуживание и диагностику, а также уменьшению времени обнаружения неполадок.

Ключевые слова: надводное судно, безэкипажное судно, модель Номото, обнаружение отказов, диагностирование, инерциальная навигационная система

Благодарности: работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, грант № 23-79-10071; <https://rscf.ru/project/23-79-10071/>.

Ссылка для цитирования: Галкина Д. А., Маргун А. А. Алгоритм обнаружения сбоев инерциальной навигационной системы на безэкипажном надводном судне // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 70—79. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-70-79.

**ALGORITHM
FOR DETECTING FAILURES OF AN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM
ON AN UNMANNED SURFACE VESSEL**D. A. Galkina¹, A. A. Margun^{1,2*}¹ITMO University, St. Petersburg, Russia
*aamargun@itmo.ru²Institute for Problems in Mechanical Engineering of the RAS, St. Petersburg, Russia

Abstract. The solution to the problem of detecting failures of sensors in the inertial navigation system of an unmanned surface vessel is considered. An algorithm based on a full order state observer is proposed. A failure detection condition is introduced based on the mismatch signal vector and threshold value. To detect a failed sensor, directional mismatch signal generators are used. The proposed algorithm is applied to the second-order Nomoto vessel model. Angular and linear velocity meters were selected as sensors tested for failures. In the process of synthesis of the failure detection algorithm, two observers were constructed, each of which is sensitive to failures of an individual sensor. Results of computer simulation in the MatLab Simulink software package are presented, confirming the effectiveness and efficiency of the proposed approach. The developed algorithm makes it possible to detect failures of inertial navigation system sensors without using additional measuring instruments, which helps reduce maintenance and diagnostic costs, as well as reduce the time spent on detecting problems.

Keywords: surface vessel, unmanned vessel, Nomoto model, failure detection, diagnostics, inertial navigation system

Acknowledgments: the work was supported by the Russian Science Foundation, grant No. 23-79-10071; <https://rscf.ru/project/23-79-10071/>.

For citation: Galkina D. A., Margun A. A. Algorithm for detecting failures of an inertial navigation system on an unmanned surface vessel. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 1. P. 70—79 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-70-79.

Введение. Влияние научно-технического прогресса заметно сказывается на изменениях в абсолютно разных отраслях, в том числе в области судостроения. Необходимость соответствовать актуальным мировым стандартам способствует активному проведению исследований, модернизации существующих систем и появлению инновационных решений в судостроительной отрасли, в частности распространению безэкипажных судов. Однако это также способствует возникновению все более сложных систем, состояние которых требуется тщательно контролировать.

Диагностика состояния различных систем не теряет актуальности и играет важную роль в обеспечении надежного функционирования судна в целом. В качестве примера рассмотрим безэкипажное судно, оснащенное инерциальной навигационной системой (ИНС), включающей в себя микроэлектромеханический гироскоп и акселерометр. Данные системы используются для повышения точности измерения текущих координат путем комплексирования данных со спутниковыми навигационными системами (СНС). Также ИНС применяются для обеспечения требуемой точности позиционирования подвижных объектов при исчезновении сигналов СНС на достаточно длительных интервалах времени [1—3]. Несвоевременное обнаружение выхода акселерометра из строя повлечет за собой невозможность определения угла наклона судна и линейного ускорения, что может привести к критическим последствиям. Отказ в работе гироскопа, в свою очередь, приведет к ошибке измерения угловой скорости судна, что особенно критично при использовании автопилота.

Проблемы обнаружения отказов датчиков подробно рассматриваются в работах [4—10]. Значительная часть решений базируется на использовании аппарата оптимальной фильтрации. Полученные решения показывают хорошие результаты при стохастическом характере погрешности [11]. Однако выход из строя датчиков может приводить к ошибкам измерений, которые не описываются с достаточной точностью вероятностным распределением или имеют быстро меняющиеся параметры.

Обнаружению отказов двигателя постоянного тока посвящена работа [11]. Представленный метод базируется на применении набора наблюдателей Люенбергера полного порядка. Данный подход использован и в настоящей статье, где представлено решение задачи обнаружения отказов датчиков линейной и угловой скоростей в условиях работы на безэкипажном надводном судне. Выявление вышедшего из строя датчика производится с помощью наблюдателей и направленных генераторов сигналов рассогласования. Особенностью предложенного решения является сохранение работоспособности при существенно нестационарных или нестохастических погрешностях измерений. Для реализации алгоритма не требуется знать статистические характеристики сигналов при отказах, алгоритм нечувствителен к их изменениям.

Постановка задачи. Построение подробной математической модели надводного судна, приближенной к реальности, представляет собой достаточно сложную задачу вследствие наличия внешних возмущений, параметрических, структурных и сигнальных неопределенностей, а также нелинейного характера гидродинамических сил и моментов, отражающих динамику судна [12]. Существует ряд упрощенных моделей, которые используются для описания динамики судов: нелинейная модель Норбина [13], модели Номото первого и второго порядков [14, 15], модели движения корабля с учетом качки [16, 17]. Для наглядности и простоты изложения в настоящей статье рассматривается динамика судна, описываемая моделью

Номото второго порядка. Отметим, что предлагаемое решение может быть применено и для других линейных моделей.

Математическая модель движения судна рассматривается в связанной с центром масс O судна системе координат, оси X , Y , Z которой сонаправлены осям симметрии корпуса (рис. 1). На рисунке также отображены: K , M , L — продольный, горизонтальный и нормальный моменты силы вдоль осей OX , OY и OZ соответственно, а также v , d , u — поперечная, угловая и продольная скорость судна соответственно.

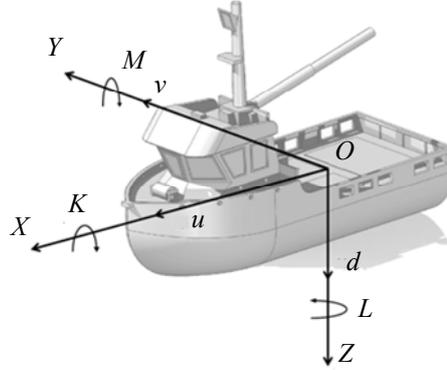


Рис. 1

В рамках исследования принято допущение, что продольная скорость судна ($u = u_0$) — известная постоянная величина. В этом случае динамические уравнения движения в связанной системе координат могут быть записаны следующим образом [20]:

$$m(\dot{v} + u_0 d + x_G \dot{d}) = Y_v v + Y_d d + Y_\delta \delta_R + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{d}} \dot{d}; \quad (1)$$

$$I_z \dot{d} + m x_G (\dot{v} + u_0 d) = N_v v + N_d d + N_\delta \delta_R + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_{\dot{d}} \dot{d}, \quad (2)$$

где m — масса судна; x_G — продольная координата центра тяжести; Y — компонент поперечных гидродинамических сил; N — компонент продольных гидродинамических сил; I_z — присоединенный момент инерции; δ_R — угол поворота руля.

Уравнения движения (1) и (2) также могут быть представлены в матричном виде:

$$M_R \dot{x} + N_R(u_0) x = B_R \delta_R, \quad (3)$$

где M_R — матрица инерции твердого тела; N_R — матрица кориолисовых и центробежных сил; x — вектор скоростей; B_R — вектор внешних сил и моментов.

Матрицы модели (3) имеют следующий вид:

$$M_R = \begin{bmatrix} m - Y_{\dot{v}} & m - Y_{\dot{d}} \\ m x_G - N_{\dot{v}} & I_z - N_{\dot{d}} \end{bmatrix}; \quad (4)$$

$$N_R(u_0) = \begin{bmatrix} -Y_v & m u_0 - Y_d \\ -N_v & m x_G u_0 - N_{\dot{d}} \end{bmatrix}; \quad (5)$$

$$B_R = \begin{bmatrix} Y_\delta \\ N_\delta \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$x = \begin{bmatrix} v \\ d \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Таким образом, модель судна может быть представлена в форме вход—состояние—выход:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B \delta_R; \\ y &= Cx, \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

где $A = -M_R^{-1}N_R(u_0) = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}$, $B = M_R^{-1}B_R$, $C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$.

Целью настоящего исследования является синтез алгоритма, позволяющего производить онлайн обнаружение и локализацию отказов датчиков линейной и угловой скоростей ИНС для безэкипажного судна, динамическая модель которого описывается уравнением (8).

Алгоритм обнаружения отказов. Рассмотрим динамическую модель измерений при отказах датчиков ИНС.

Модель (8) при наличии отказа описывается следующей системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B\delta_R; \\ y &= Cx + I_i \begin{bmatrix} f_a \\ f_g \end{bmatrix}, \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

где f_a — неизвестный сигнал отказа акселерометра, f_g — неизвестный сигнал отказа гироскопа, $I_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$.

Для реализации алгоритма обнаружения отказов датчиков линейной и угловой скоростей используем наблюдатель Люенбергера [11, 21]:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= A\hat{x} + B\delta_R + K(y - \hat{y}), \\ \hat{y} &= C\hat{x}. \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

Уравнение для сигнала рассогласования между показаниями датчика y и выходного сигнала наблюдателя \hat{y} имеет следующий вид:

$$r = y - \hat{y} = C(x - \hat{x}) = Ce, \quad (11)$$

где e — ошибка оценки состояния.

Из уравнений (9), (10) получим динамическую модель сигнала рассогласования:

$$\left. \begin{aligned} \dot{e} &= (A - KC)e + l_i f_i; \\ r &= Ce, \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

где f_i — сигнал отказа i -го датчика; l_i — вектор, отражающий влияние сигнала отказа на ошибку оценки состояния и, следовательно, на сигнал рассогласования; векторы l_i назовем направлениями отказов в пространстве рассогласования.

Введем условие обнаружения отказов:

$$r = \begin{cases} r, & \text{если } |r| \geq \Delta; \\ 0, & \text{если } |r| \leq \Delta, \end{cases}$$

где Δ — пороговое значение чувствительности; данное условие необходимо для предотвращения ложных срабатываний, вызываемых шумами измерений и параметрическими отклонениями.

После успешного выявления отказа датчика его необходимо локализовать — определить, какой из датчиков вышел из строя. Для решения поставленной задачи построим два наблюдателя (1 и 2), каждый из которых будет чувствителен к отказу отдельного датчика. Схема локализации отказов приведена на рис. 2.

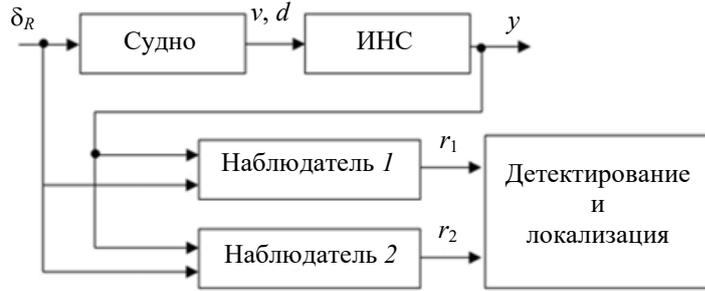


Рис. 2

К синтезируемым наблюдателям был выставлен ряд условий [22].

Условие 1. Выполнение равенства $\text{rank}[l_i; (A - KC)l_i] = 1$ позволит обеспечить изменение вектора r строго в одном направлении l_i в двумерном пространстве рассогласования.

Условие 2. Для обеспечения устойчивости наблюдателя матрица $(A - KC)$ должна быть гурвицевой.

Условие 3. Все векторы Cl_i должны быть линейно независимыми для возможности локализации отказов.

Отказ акселерометра. Данный отказ заключается в сбое датчика линейного ускорения, что, в свою очередь, влечет за собой погрешность измерения линейной скорости.

Модель (8) при наличии отказа акселерометра описывается следующей системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B\delta_R, \\ y &= Cx + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} f_a. \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

Динамическая модель ошибки в этом случае имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{e} &= (A - K_a C)e + l_a f_a, \quad K_a = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix}, \\ l_a &= K_a C \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} \\ k_{21} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (14)$$

Зададим $k_{11} = 1$ и выполним проверку требуемых условий:

$$\text{rank } U = \text{rank} \left[l_a (A - K_a C) l_a \right] = \text{rank} \begin{bmatrix} k_{11} & (a_{11} - k_{11})k_{11} + (a_{12} - k_{12})k_{21} \\ k_{21} & (a_{21} - k_{21})k_{11} + (a_{22} - k_{22})k_{21} \end{bmatrix} = 1. \quad (15)$$

Ввиду невозможности выбрать коэффициенты k_{12} и k_{22} , способные обеспечить линейную зависимость столбцов, так как в этом случае один из полюсов наблюдателя будет равен нулю, было решено обеспечить линейную зависимость строк. В таком случае

$$\frac{k_{11}}{k_{21}} = \frac{(a_{11} - k_{11})k_{11} + (a_{12} - k_{12})k_{21}}{(a_{21} - k_{21})k_{11} + (a_{22} - k_{22})k_{21}}. \quad (16)$$

Приведем подобные и обозначим:

$$\begin{aligned} n_1 &= a_{11}k_{11}k_{21} - k_{11}^2k_{21} + a_{12}k_{21}^2; \\ n_2 &= a_{21}k_{11}^2 - k_{11}^2k_{21} + a_{22}k_{11}k_{21}, \end{aligned}$$

тогда связь между k_{12} и k_{22} будет задаваться уравнением

$$k_{12} = \frac{n_1 - n_2 + k_{11}k_{21}k_{22}}{k_{21}^2}. \quad (17)$$

Характеристический полином модели ошибки (12) имеет вид

$$p(s) = s^2 + js + q, \quad (18)$$

где

$$\begin{aligned} j &= k_{11} - a_{22} - a_{11} + k_{22}, \\ q &= a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21} - a_{11}k_{22} + a_{12}k_{21} + a_{21}k_{12} - a_{22}k_{11} + k_{11}k_{22} - k_{12}k_{21}, \end{aligned} \quad (19)$$

здесь j и q задаются оператором.

Таким образом, коэффициенты k_{12}, k_{21}, k_{22} рассчитываются как решение системы уравнений (16), (17), (19).

Отказ гироскопа. Данный отказ заключается в сбое датчика угловой скорости, что, в свою очередь, влечет за собой погрешность ее измерения.

Модель (8) при наличии отказа гироскопа описывается следующей системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B\delta_R, \\ y &= Cx + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} f_g. \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

Динамическая модель сигнала рассогласования в таком случае имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{e} &= (A - K_g C)e + l_g f_g, \quad K_g = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{22} & k_{22} \end{bmatrix}, \\ l_g &= K_g C \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{12} \\ k_{22} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (21)$$

Зададим $k_{12} = 1$. Далее проведем проверку условий, предъявляемых к синтезируемому наблюдателю:

$$\text{rank } U = \text{rank} \left[l_g (A - K_g C) l_g \right] = \text{rank} \begin{bmatrix} k_{12} & (a_{11} - k_{11})k_{12} + (a_{12} - k_{12})k_{22} \\ k_{22} & (a_{21} - k_{21})k_{12} + (a_{22} - k_{22})k_{22} \end{bmatrix} = 1. \quad (22)$$

Для выполнения данного условия при ненулевых k_{12} и k_{22} было принято допущение о линейной зависимости строк. Тогда

$$\frac{k_{12}}{k_{22}} = \frac{(a_{11} - k_{11})k_{12} + (a_{12} - k_{12})k_{22}}{(a_{21} - k_{21})k_{12} + (a_{22} - k_{22})k_{22}}. \quad (23)$$

Приведем подобные и обозначим:

$$n_3 = a_{11}k_{12}k_{22} + a_{12}k_{22}^2;$$

$$n_4 = a_{21}k_{12}^2 + a_{22}k_{12}k_{22},$$

тогда связь между k_{11} и k_{21} будет задаваться уравнением

$$k_{21} = \frac{n_4 - n_3 + k_{11}k_{12}k_{22}}{k_{12}^2}. \quad (24)$$

Таким образом, коэффициенты k_{11}, k_{21}, k_{22} рассчитываются как решение системы уравнений (19), (23), (24).

На практике при работе алгоритма будет наблюдаться отклонение вектора рассогласования r от направлений отказов l_i из-за наличия шумов и отклонения параметров судна от

номинальных значений. Поэтому для обеспечения робастности было предложено применить следующую метрику:

$$C_i = \frac{|l_i^T r|}{\|l_i\|_2 \|r\|_2}, \quad (25)$$

где C_i — нормализованное значение проекции вектора рассогласования r на направление отказа l_i ; большему значению C_i соответствует большая вероятность отказа.

Графический пример процедуры определения датчика с наибольшей вероятностью сбоя приведен на рис. 3. Сравнивая значение C для вектора r и направлений отказов акселерометра l_a и гироскопа l_g , можно сделать вывод, что отказу с наибольшей вероятностью подвержен акселерометр, так как для него значение метрики больше.

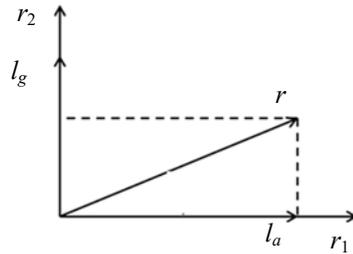


Рис. 3

Результаты/Моделирование. Для проверки работоспособности предложенного алгоритма было проведено компьютерное моделирование в программной среде MatLab Simulink. Для моделирования были выбраны следующие значения поперечных гидродинамических сил: $Y_v = 5$, $Y_d = 7$, $Y_{\dot{v}} = 5$, $Y_{\dot{d}} = 7$, $Y_u = 4$, и продольных гидродинамических сил: $N_v = 5$, $N_d = 7$, $N_{\dot{v}} = 5$, $N_{\dot{d}} = 7$, $N_u = 4$.

На рис. 4, а, б соответственно приведены графики линейной и угловой скоростей движения судна, а также результаты их измерения, полученные посредством инерциальной навигационной системы. Анализ графиков показывает, что отказ гироскопа в ходе моделирования происходит в интервале 20—30 с, а отказ акселерометра — в интервале 50—70 с.

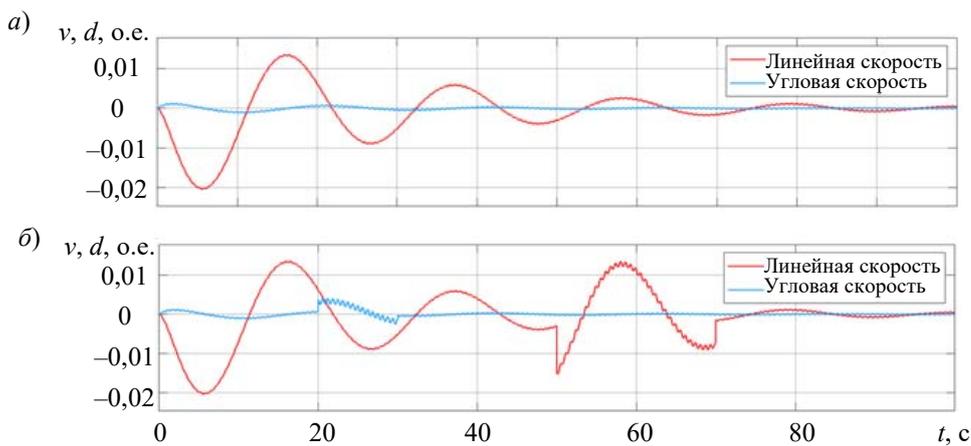


Рис. 4

Изменения векторов рассогласования r_1 и r_2 наблюдателей для гироскопа и акселерометра представлены на рис. 5, а, б. Как видно из графиков, значения векторов рассогласования соответствуют направлениям l_i в двумерном пространстве рассогласования.

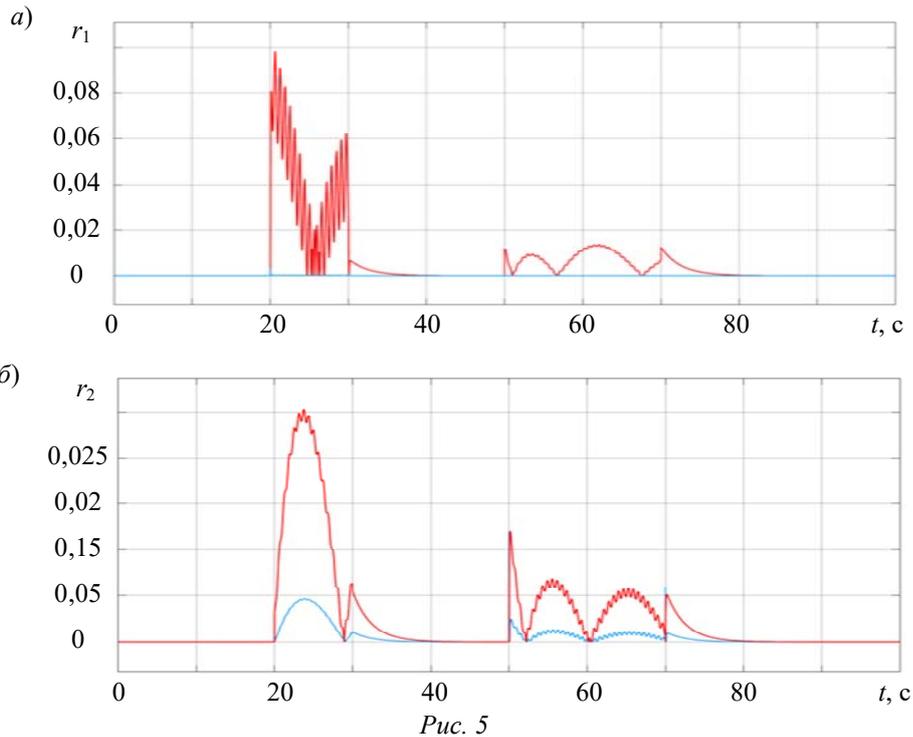


Рис. 5

На рис. 6 приведены изменения оценок отказов с использованием метрики (25). Результаты моделирования показывают работоспособность и эффективность предложенного подхода. Построенная система корректно определяет отказы гироскопа и акселерометра инерциальной навигационной системы.

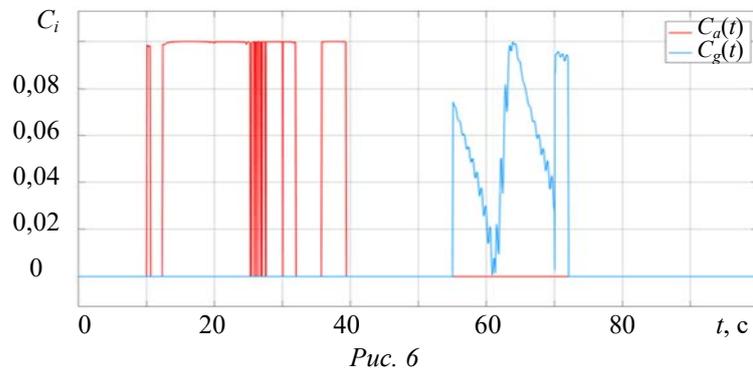


Рис. 6

Заключение. Синтезированный в рамках данной статьи алгоритм позволяет своевременно и эффективно выявлять и локализовывать отказы датчиков линейной и угловой скоростей ИНС для надводного безэкипажного судна. Обнаружение отказов датчиков производится с помощью наблюдателей полного порядка и направленных генераторов сигналов рассогласования. Предложенный алгоритм не основывается на стохастических параметрах погрешности измерений, что обеспечивает его работоспособность при существенно нестационарных или нестохастических воздействиях на измерения, вызванных отказами. Несмотря на то, что в данной статье алгоритм был применен к математической модели судна, предлагаемое решение может быть использовано и для других линейных моделей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анучин О. Н., Емельянец Г. И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. СПб: Электроприбор, 2003. 390 с.
2. Лян Ц., Литвиненко Ю. А., Степанов О. А. Метод обработки измерений от двух блоков микромеханических гироскопов при решении задачи ориентации // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26, № 2(101). С. 29—42.

3. Литвиненко Ю. А. Оптимизация алгоритмов инерциальной навигационной системы морских объектов: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. СПб: 2005.
4. Kusic G. L. State Estimation and Fast Fault Detection For Ship Electrical Systems // IEEE Electric Ship Technologies Symp. 2007. P. 209—214.
5. Wu N. E., Thavamani S., Zhang Y., Blanke M. Sensor fault masking of a ship propulsion system // Control Engineering Practice. 2006. Vol. 14. P. 1337—1345.
6. Samy I., Postlethwaite I., Gu D. W. Survey and application of sensor fault detection and isolation schemes // Control Engineering Practice. 2011. Vol. 19. P. 658—674.
7. Perera L. P. Marine Engine Centered Localized Models for Sensor Fault Detection under Ship Performance Monitoring // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49, N 28. P. 91—96.
8. Babaei M., Shi J., Abdelwahed S. A Survey on Fault Detection, Isolation, and Reconfiguration Methods in Electric Ship Power Systems // IEEE Access. 2018. Vol. 6. P. 9430—9441.
9. Roumeliotis S. I., Sukhatme G., Bekey G. A. Sensor fault detection and identification in a mobile robot // Proc. IEEE/RSJ Intern. Conf. on Intelligent Robots and Systems. 1998. Vol. 3. P. 1383—1388.
10. Khalastchi E., Kalech M., Rokach L. A hybrid approach for fault detection in autonomous physical agents // Proc. of the 2014 Intern. Conf. on Autonomous Agents and Multi-Agent Systems. 2014. P. 941—948.
11. Колесник Н. С., Маргун А. А. Алгоритм детектирования и локализации отказов двигателя постоянного тока // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. Т. 22, № 3. С. 492—500.
12. Лукомский Ю. А., Пешехонов В. Г., Схороходов Д. А. Навигация и управление движением судов. СПб: Элмор, 2002. 360 с.
13. Norrbin N. H. On the design and analysis of the zig-zag test on base of quasi linear frequency response // SSPA Rep. No. B104-3, 10th ITTC, London. 1963. P. 355—374.
14. Tzeng C., Chen J. Fundamental properties of linear ship steering dynamic models // Journal of Marine Science and Technology. 1999. Vol. 7, N 2. P. 79—88.
15. Do K. D., Pan J. Control of Ships and Underwater Vehicles. London: Springer, 2009. 418 p.
16. Семенов-Тянь-Шанский В. В., Благовещенский С. Н., Холодилин А. Н. Качка корабля. Л.: Судостроение, 1969.
17. Крылов А. Н. Избранные труды. Л.: Изд-во АН СССР, 1958. 804 с.
18. Abkowitz M. A. Lectures on ship hydrodynamics steering and manoeuvrability // Techn. Rep. Hy-5; Hydro and Aerodynamics Laboratory, Lyngby, Denmark. 1964.
19. Юдин Ю. И., Степахно А. Г., Гололобов А. Н. Использование идентифицированных математических моделей судна для обеспечения безопасности судовождения // Вестн. Мурманского гос. техн. ун-та. 2009. Т. 12, № 1. С. 10—12.
20. Нгуен Х. Т., Власов С. М., Скобелева А. В. Математическое моделирование и идентификация параметров модели надводного судна // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2021. Т. 21, № 3. С. 418—425. DOI: 10.17586/2226-1494-2021-21-3-418-425.
21. Ellis G. Observers in Control Systems: A Practical Guide. Elsevier Science, 2002. P. 259.
22. Chen J., Patton R. J. Robust model-based fault diagnosis for dynamic systems. Boston, MA: Kluwer Acad. Publ., 1999. 354 p.

Сведения об авторах

Дарья Алексеевна Галкина

— аспирант; Университет ИТМО, факультет систем управления и робототехники; E-mail: da.galkina@itmo.ru

Алексей Анатольевич Маргун

— канд. техн. наук; Университет ИТМО, факультет систем управления и робототехники; доцент; Институт проблем машиноведения РАН; ст. научный сотрудник; E-mail: aamargun@itmo.ru

Поступила в редакцию 11.09.2023; одобрена после рецензирования 27.09.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

1. Anuchin O.N., Emelyantsev G.I. *Integrirrovannyye sistemy oriyentatsii i navigatsii dlya morskikh podvizhnykh ob"yektov* (Integrated Orientation and Navigation Systems for Marine Mobile Objects), St. Petersburg, 2003, 390 p. (in Russ.)
2. Liang Ts., Litvinenko Yu.A., Stepanov O.A. *Gyroscopy and Navigation*, 2018, no. 2(26), pp. 29–42. (in Russ.)
3. Litvinenko Yu.A. *Optimizatsiya algoritmov inertsial'noy navigatsionnoy sistemy morskikh ob"yektov* (Optimization of Algorithms for the Inertial Navigation System of Marine Objects), Extended abstract of Candidate's thesis, St. Petersburg, 2005, 161 p. (in Russ.)
4. Kusic G.L. *2007 IEEE Electric Ship Technologies Symposium*, 2007, pp. 209–214.
5. Wu N.E., Thavamani S., Zhang Y., Blanke M. *Control Engineering Practice*, 2006, vol. 14, pp. 1337–1345.
6. Samy I., Postlethwaite I., Gu D.W. *Control Engineering Practice*, 2011, vol. 19, pp. 658–674.
7. Perera L.P. *IFAC-PapersOnLine*, 2016, no. 28(49), pp. 91–96.
8. Babaei M., Shi J., Abdelwahed S. *IEEE Access*, 2018, vol. 6, pp. 9430–9441.
9. Roumeliotis S.I., Sukhatme G., Bekey G.A. *Proceedings IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 1998, vol. 3, pp. 1383–1388.
10. Khalastchi E., Kalech M., Rokach L. *Proceedings of the 2014 International Conference on Autonomous Agents and Multi-Agent Systems*, 2014, pp. 941–948.
11. Kolesnik N.S., Margun A.A. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2022, no. 3(22), pp. 492–500. (in Russ.)
12. Lukomsky Yu.A., Peshekhonov V.G., Skhorokhodov D.A. *Navigatsiya i upravleniye dvizheniyem sudov* (Navigation and Vessel Traffic Control), St. Petersburg, 2002, 360 p. (in Russ.)
13. Norrbin N.H. *On the Design and Analysis of the Zig-Zag Test on Base of Quasi Linear Frequency Response*, SSPA Report No. B104-3, 10th ITTC, London, 1963, pp. 355–374.
14. Tzeng C., Chen J. *Journal of Marine Science and Technology*, 1999, no. 2(7), pp. 79–88.
15. Do K.D., Pan J. *Control of Ships and Underwater Vehicles*, London, Springer, 2009, 418 p.
16. Semenov-Tyan-Shansky V.V., Blagoveshchensky S.N., Kholodilin A.N. *Kachka korablya* (The Rolling of the Ship), Leningrad, 1969. (in Russ.)
17. Krylov A.N. *Izbrannyye trudy* (Selected Works), Leningrad, 1958, 804 p. (in Russ.)
18. Abkowitz M.A. *Lectures on Ship Hydrodynamics Steering and Manoeuvrability*, Tech. Rep. Hy-5. Hydro and Aerodynamics Laboratory, Lyngby, Denmark, 1964.
19. Yudin Yu.I., Stepakhno A.G., Gololobov A.N. *Vestnik Murmanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*, 2009, no. 1(12), pp. 10–12. (in Russ.)
20. Nguyen H.T., Vlasov S.M., Skobeleva A.V. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2021, no. 3(21), pp. 418–425, DOI: 10.17586/2226-1494-2021-21-3-418-425. (in Russ.)
21. Ellis G. *Observers in Control Systems: A Practical Guide*, Elsevier Science, 2002, 259 p.
22. Chen J., Patton R.J. *Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems*, Kluwer Academic Publishers, Boston, MA, USA, 1999, 354 p.

Data on authors

- Daria A. Galkina** — Post-Graduate Student; ITMO University, Faculty of Control Systems and Robotics; E-mail: da.galkina@itmo.ru
- Alexey A. Margun** — PhD; ITMO University, Faculty of Control Systems and Robotics; Associate Professor; Institute for Problems in Mechanical Engineering of the RAS; Senior Researcher; E-mail: aamargun@itmo.ru

Received 11.09.2023; approved after reviewing 27.09.2023; accepted for publication 14.11.2023.

ОПТИЧЕСКИЕ И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ И КОМПЛЕКСЫ
OPTICAL AND OPTO-ELECTRONIC INSTRUMENTS AND COMPLEXES

УДК 621.383
DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-80-95

**ПРОТОТИП СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА С ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЕМ
ПО ОПТИЧЕСКОМУ ВОЛОКНУ**

А. А. ГАРКУШИН^{1,2}, В. В. КРИШТОП^{1,2,3*}, И. Л. ВОЛЬХИН^{2,3}, Р. П. РАСУЛЕВ^{2,4},
Е. В. НИФОНТОВА^{1,2}, И. В. КАДОЧИКОВ^{1,2}, В. А. МАКСИМЕНКО¹,
А. В. ПЕРМИНОВ¹, Д. И. ШЕВЦОВ^{1,2,3}

¹Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия
*Krishtop@pnppk.ru

²Пермская научно-производственная приборостроительная компания,
Пермь, Россия

³Пермский государственный национальный исследовательский университет, Пермь, Россия

⁴Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет „ЛЭТИ“ им. В. И. Ульянова (Ленина),
Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Исследованы возможности готовых систем электроснабжения по оптическому волокну (PoF-платформ) малой мощности до единиц ватт для разработки систем сбора информации, поступающей с датчика угарного газа. Продемонстрирована работоспособность системы, отмечены ее недостатки: низкий коэффициент полезного действия, сложность модернизации, отсутствие системы регулировки мощности лазерного диода с компьютерным управлением через микроконтроллер. Разработана система энергоснабжения по оптическому волокну средней мощности (десятки ватт), на основе которой создан прототип системы мониторинга удаленных датчиков физических величин. Проведено испытание прототипа в различных режимах работы. Выработаны рекомендации по использованию количества каналов энергоснабжения в зависимости от пиковой электрической мощности, потребляемой отдельными датчиками и системой в целом. Разработаны рекомендации по оптимизации режимов работы с целью повышения коэффициента полезного действия и надежности системы путем уменьшения рабочей температуры лазерного диода и фотоэлектрического преобразователя.

Ключевые слова: энергоснабжение, датчики, оптическое волокно, фотоэлектрический преобразователь, система электроснабжения через оптоволокно

Благодарности: исследования выполнены при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект № FSNM-2023-0005).

Ссылка для цитирования: Гаркушин А. А., Криштоп В. В., Вольхин И. Л., Расулев Р. П., Нифонтова Е. В., Кадочиков И. В., Максименко В. А., Перминов А. В., Шевцов Д. И. Прототип системы мониторинга с энергоснабжением по оптическому волокну // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 80—95. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-80-95.

PROTOTYPE OF MONITORING SYSTEM WITH POWER SUPPLY VIA OPTICAL FIBER

A. A. Garkushin^{1,2}, V. V. Krishtop^{1,2,3*}, I. L. Volkhin^{2,3}, R. P. Rasulev^{2,4},
E. V. Nifontova^{1,2}, I. V. Kadochikov^{1,2}, V. A. Maksimenko¹,
A. V. Perminov¹, D. I. Shevtsov^{1,2,3}

© Гаркушин А. А., Криштоп В. В., Вольхин И. Л., Расулев Р. П., Нифонтова Е. В., Кадочиков И. В., Максименко В. А., Перминов А. В., Шевцов Д. И., 2024

¹Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia
*Krishtop@pnppk.ru

²Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company, Perm, Russia

³Perm State University, Perm, Russia

⁴St. Petersburg Electrotechnical University „LETI“, St. Petersburg, Russia

Abstract. The capabilities of ready-made units of power supply via optical fiber (PoF platforms) of low power up to a few watts for the development of systems for collecting information coming from a carbon monoxide sensor are investigated. The operability of the system is demonstrated, its shortcomings are noted: low efficiency, complexity of modernization, lack of a system for adjusting the power of a laser diode with computer control through a microcontroller. A power supply system via medium-power optical fiber (tens of watts) is developed, on the basis of which a prototype system for monitoring remote sensors of physical quantities is created. The prototype is tested in various operating modes. Recommendations are given for the use of the number of power supply channels depending on the peak electrical power consumed by individual sensors and the system as a whole. Recommendations have been developed for optimizing operating modes in order to increase the efficiency and reliability of the system by reducing the operating temperature of the laser diode and photoelectric converters.

Keywords: energy supply, sensors, fiber optic, photoelectric converter, power-over-fiber (PoF)

Acknowledgments: the research was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project No. FSNM-2023-0005).

For citation: Garkushin A. A., Krishtop V. V., Volkhin I. L., Rasulev R. P., Nifontova E. V., Kadochikov I. V., Maksimenko V. A., Perminov A. V., Shevtsov D. I. Prototype of monitoring system with power supply via optical fiber. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 1. P. 80—95 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-80-95.

Введение. Современной тенденцией конструирования систем мониторинга является стремление к интеграции различных функций в одном устройстве, в том числе передачи данных и проведения измерений физических величин [1]. Представляется целесообразным в такую систему добавить еще и функцию электроснабжения для питания датчиков. Существуют разные методы передачи электроэнергии от источника к потребителю: прямой, комбинированный и способ с использованием преобразования электричества в другой вид энергии [2—4]. Последние достижения в области оптоволоконных и фотонных технологий [5—10] позволяют создавать системы мониторинга состояния удаленных объектов с энергоснабжением через оптическое волокно (технология PoF) и вакуум/воздух (технология OWPT) [11].

PoF-системы (Power-over-Fiber) работают по принципу двойного преобразования энергии: электрической в оптическую при вводе в оптическое волокно и обратное из оптической в электрическую на выходе из него. Как и все системы двойного преобразования, она имеет свои преимущества и недостатки. Сложность построения схемы двойного преобразования энергии и неизбежное возрастание энергетических потерь предполагают ее использование для энергоснабжения в особых случаях, когда прокладка традиционных линий электропередачи невозможна, затруднена, экономически нецелесообразна или опасна. Основные преимущества выбранной схемы передачи энергии — взрыво- и пожаробезопасность, отсутствие металлических проводов, меньшие габариты и масса „силового“ кабеля энергоснабжения. Области применения подобных систем являются в первую очередь пожароопасные и взрывоопасные производства, где применение обычных схем электропитания с использованием электрических кабелей может привести к аварийным ситуациям [12, 13]. Кроме того, подобные системы могут найти широкое применение в системах контроля, находящихся в труднодоступных местах, в которых прокладка и эксплуатация электрических кабелей нецелесообразна [14]. Наиболее эффективно использование указанных систем при работе с современными миниатюрными датчиками с незначительным (единицы-десятки ватт) потреблением энергии. Дополнительным преимуществом является возможность обеспечивать двусторонний обмен информацией между центральным процессором и удаленными терминалами по оптическому волокну, проложенному в составе того же оптического кабеля [15, 16], или даже по

одному оптическому волокну электроснабжения и обмена информацией. В настоящей работе представлены результаты исследования прототипа подобной системы.

Цель настоящей статьи — создание прототипа системы мониторинга удаленных датчиков физических величин с энергоснабжением по оптическому волокну. Для этого необходимо выполнить несколько этапов исследований:

1) исследовать возможности готовых PoF-платформ малой мощности (от сотен милливатт до единиц ватт) для разработки систем сбора информации, поступающей с удаленных датчиков физических величин;

2) снять энергетические характеристики с фотоэлектрического преобразователя (ФЭП) с рабочими мощностями оптического излучения до десятков ватт, одного из наиболее важных компонентов PoF-систем;

3) изготовить прототип системы мониторинга с энергоснабжением по оптическому волокну и испытать его в режиме реального времени при работе нескольких датчиков физических величин.

Результаты исследования PoF-системы малой мощности. В качестве датчика использован датчик угарного газа, критерием выбора которого служила небольшая потребляемая мощность (менее 200 мВт). PoF-система малой мощности для сбора информации (мониторинга) датчика угарного газа с энергоснабжением по оптическому волокну имеет модульную конструкцию, состоящую из четырех частей: модуля передачи, соединительного оптического кабеля, модуля приема и датчика угарного газа (рис. 1).

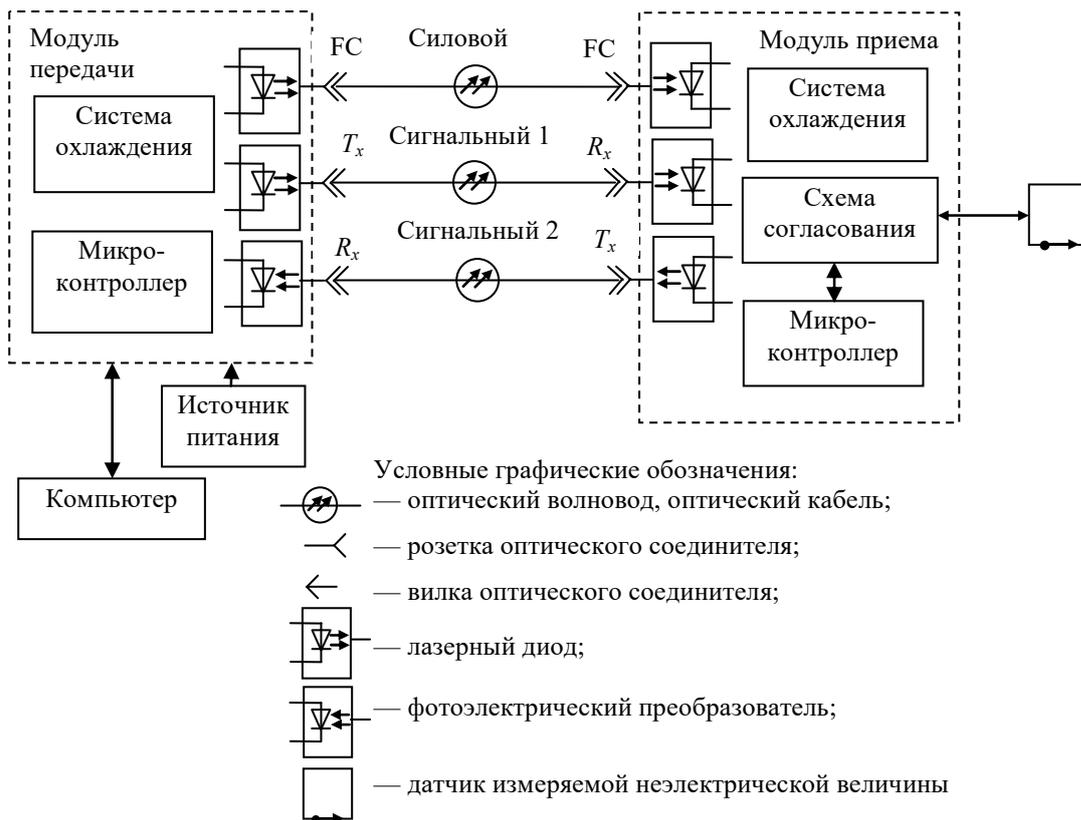


Рис. 1

Модуль передачи выполняет несколько функций: преобразует электрическую энергию источника питания в оптическую, обеспечивает двусторонний обмен информацией с модулем приема и имеет связь с управляющим компьютером, который контролирует работу всей системы мониторинга и выводит собранную модулем приема информацию в удобном для оператора виде. Он смонтирован на плате и включает в себя: лазерный диод с системой охлаждения (элемент Пельтье с вентилятором), два оптических трансивера для обмена информацией

с приемным модулем, микроконтроллер марки STM32F407, а также электрические и оптические коннекторы. К электрическим коннекторам подключаются внешний источник питания электрической мощностью до 50 Вт и персональный компьютер контроля состояния системы. К оптическим коннекторам подключаются многомодовые оптические волокна с германо-силикатными сердцевинами диаметром 62,5 мкм: FC — „силовое“ оптическое волокно энергоснабжения; ST — два сигнальных оптических волокна, один канал (T_x) — для передачи, другой (R_x) — для приема информации. Для исключения влияния потерь энергии при передаче длина каждого оптического волокна составляет 2 м. В реальных системах длина оптических кабелей может быть увеличена до 20 км, что вносит дополнительные потери 2,5—3 дБ/км [17].

Использование систем охлаждения связано с необходимостью отвода тепла от наиболее горячих элементов системы энергоснабжения — лазерного диода и фотоэлектрического преобразователя для обеспечения рекомендованных производителем температурных режимов и предотвращения деградации основных характеристик. Наиболее энергоемким является первичный преобразователь энергии — полупроводниковый лазерный диод, система охлаждения которого представляет собой элемент Пельтье с радиатором и вентилятором. Система охлаждения потребляет дополнительную энергию от сети, что снижает общий КПД системы электропитания. Следует отметить, что это не является критичным, вследствие того, что энергия потребляется от первичной силовой сети и не оказывает влияния на КПД системы вторичного электропитания. Отвод тепла от вторичного преобразователя происходит пассивно, путем рассеяния энергии в окружающую среду. Для более эффективного теплоотвода использован радиатор с зачерненной поверхностью большой площади охлаждения.

Энергопотребление модуля передачи зависит от режима его работы. Во всех режимах для управления электроникой (микропроцессором и др.) используется напряжение питания 3,3 В при токе 0,064 А, таким образом, потребляемая мощность составляет $P_{\text{упр}}=0,21$ Вт. Все измерения электрических и оптических величин в настоящей работе выполнены с использованием метрологически поверенных приборов. Для питания лазерного диода в рекомендованном производителем непрерывном режиме оптической генерации применяется напряжение 5 В при токе 1,64 А, что соответствует электрической мощности $P_{\text{лаз.эл}}=8,2$ Вт. При этом мощность оптического излучения составляет $P_{\text{лаз.опт}}=2,5$ Вт. Таким образом, КПД преобразования электрической мощности в оптическую платформы PoFs

$$\eta_{\text{оэ}} = \frac{P_{\text{лаз.опт}}}{P_{\text{лаз.эл}}} \cdot 100 \% = 30,5 \%$$

Потребление элемента Пельтье системы охлаждения измерялось в разных режимах работы: в установившемся режиме (далее — УР) при достижении температуры стабилизации лазерного диодного модуля и в максимальном режиме (МР). Потребление при питании от источника 5 В составляет 0,66 и 1,26 А соответственно, что соразмерно мощности $P_{\text{Пель}}$, равной 3,3 и 6,3 Вт. Общая потребляемая мощность модуля преобразования от источника питания без учета энергии, необходимой для работы самого источника питания и компьютера управления, составляет

$$P_{\text{перв}} = P_{\text{упр}} + P_{\text{Пел}} + P_{\text{лаз.эл}} = 11,7—14,7 \text{ Вт.}$$

В качестве основы для создания прототипа системы мониторинга датчика угарного газа использовано готовое коммерческое решение фирмы МН GoPower — „платформа PoFs“ малой мощности. Фотография изготовленного прототипа представлена на рис. 2. Основные характеристики платформы PoFs приведены в спецификации [18].

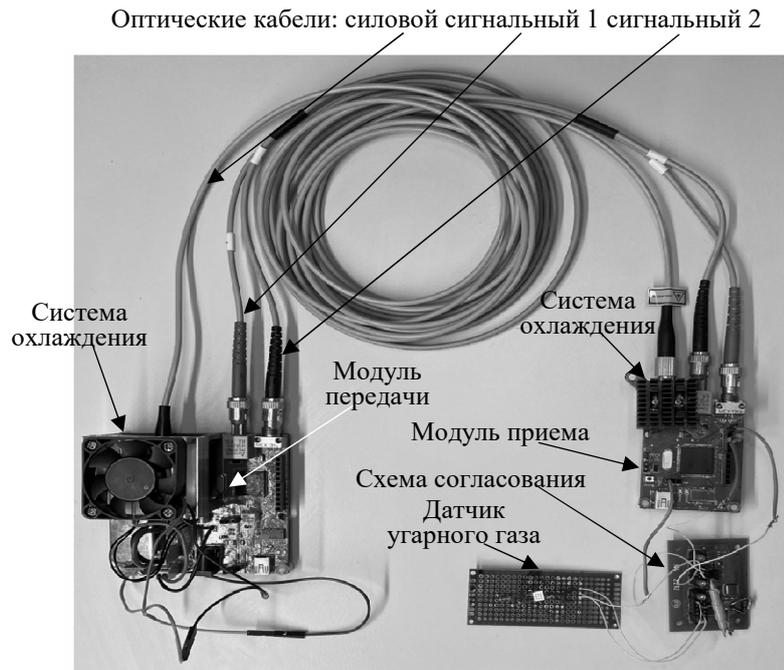


Рис. 2

Используемая в экспериментах оптическая мощность лазерного излучения составляла 2,5 Вт на длине волны 980 нм. Перенос энергии по оптическому волокну происходил на гибридной волне TE_{11} (фундаментальная мода) [19].

Модуль приема имеет силовой фотоэлектронный преобразователь марки YCH-L250. В оригинальной конструкции охлаждение осуществляется путем пассивного рассеяния избыточного тепла в окружающую среду, что при работе в режиме максимальной отдаваемой электрической мощности накладывало ограничения на верхний температурный предел. Для улучшения теплового режима работы преобразователя система охлаждения была дополнена пассивным радиатором. Для обмена информацией с модулем передачи установлены два оптических трансивера, один — приемный, второй — передающий. Микроконтроллер STM32F407 управляет работой электроники модуля приема, а также системой согласования с датчиком угарного газа. На плате модуля приема также размещены оптические и электрические коннекторы. В ходе эксперимента установлено, что максимальная электрическая мощность вторичного источника электропитания, которым является фотоэлектрический преобразователь, $P_{вт}$ составляет 271 мВт при напряжении 5,9 В и силе тока 46 мА. Из них мощность $P_{потр}$, доступная потребителю, составляет примерно 200 мВт при напряжении 5 В и токе до 40 мА. Остальная энергия расходуется на поддержание работы входящих в модуль приема схемы согласования и микроконтроллера (см. рис. 1).

Таким образом, КПД источника вторичного электропитания платформы PoFs

$$\eta_{ист} = \frac{P_{вт}}{P_{перв}} \cdot 100 \% = 1,8 \% (MP); 2,3 \% (УР),$$

а КПД потребителя

$$\eta_{потр} = \frac{P_{потр}}{P_{перв}} \cdot 100 \% = 1,4 \% (MP); 1,7 \% (УР).$$

Под $P_{перв}$ подразумевается электрическая энергия, потребляемая лазерным диодом, его системой охлаждения и электронными компонентами системы. Следует отметить, что основные потери энергии происходят в системе охлаждения лазерного диода и общая потребляемая от первичной силовой сети энергия с учетом работы источника электропитания модуля

передачи не превышает 50 Вт, а с учетом работы компьютера не более 100 Вт. Таким образом, общая мощность, потребляемая системой, является приемлемой, а мощности вторичного электропитания оказывается достаточно для обеспечения работы одного удаленного датчика угарного газа.

Выбор датчика угарного газа обусловлен требованиями к его чувствительности, электрическими характеристиками модуля приема и коммерческими предложениями на рынке. В табл. 1 приведены основные характеристики доступных датчиков угарного газа (согласно спецификации).

Таблица 1

Параметр	Требования к датчику	MC101	MC115	GM-702B	TGS2442	GST-4S-CO
Диапазон измерения	—	—	—	5—5000	30—1000	0—2000
Напряжение цепи	—	—	—	≤24 DC	5,0 V ± 0,2 V DC	
Рабочее напряжение, В	5	3,0±0,1	3,0±0,1	2,5 ± 0,1 AC/DC (высокая температура), 0,5±0,1 AC/DC (низкая температура)	4,8 ± 0,2 DC	1,3 (max)
Потребляемая мощность, мВт	200	330	315	≤50	974	1300 (max)
Потребляемый ток, мА	40	110±10	105±10	20 (высокая температура), 100 (низкая температура)	203	<1000 (max)
Цена, руб.	—	460	1370	720	—	—
Газ	Угарный газ	Угарный газ и алканы	Угарный газ и алканы	Угарный газ	Угарный газ	Угарный газ

По результатам анализа выбран датчик угарного газа GM-702B, удовлетворяющий заявленным требованиям.

Для проверки работоспособности системы был проведен оценочный эксперимент, схема которого представлена на рис. 3. В контейнер с внутренними размерами 270×195×160 мм помещались два датчика концентрации монооксида углерода (угарного газа) GM-702B. Эксплуатация указанного типа датчиков имеет свои особенности: первичной измеряемой физической величиной является концентрация угарного газа, которая изменяет химический баланс чувствительного элемента и, как следствие, его электрическое сопротивление. Для работы датчика необходимо подать два напряжения питания: низковольтное 2,5±0,1 В и высоковольтное 5,0±0,1 В. Выходной сигнал — напряжение U_1 и U_2 — снимается с резистора $R=5$ кОм. Производителем особое внимание уделено сложной нелинейной зависимости измеряемого напряжения от концентрации угарного газа, которая зависит от многих факторов: концентрации угарного и других (метана, водорода) газов, температуры, времени хранения без напряжений питания, а также памяти о предыдущем состоянии и небольшой временной нестабильности [20]. Таким образом, измерение абсолютного значения концентрации угарного газа представляет собой сложную задачу и требует дополнительной калибровки проходной характеристики датчика. Согласно рекомендации производителя, перед началом работы следует выдержать датчик под напряжением в течение не менее 48 ч. В настоящем эксперименте использованы два датчика: один — выдержанный под напряжением (режим „горячего старта“), другой — не выдержанный (режим „холодного старта“). Цель эксперимента — определить работоспособность датчиков и возможную погрешность измерений в режиме „холодного старта“.

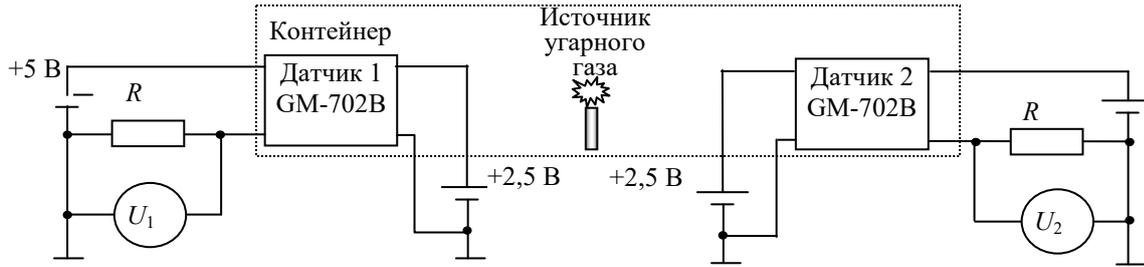


Рис. 3

Результаты эксперимента представлены на рис. 4: цифрами обозначены номера опытов; серой линией показана зависимость напряжения на выходе датчика в режиме „холодного старта“, черной линией — в режиме „горячего старта“. Для проведения качественного эксперимента модельным источником угарного газа служила горящая хозяйственная спичка. Условия проведения эксперимента — количество модельных источников, число зажиганий и наличие внешнего доступа воздуха — приведены в табл. 2.

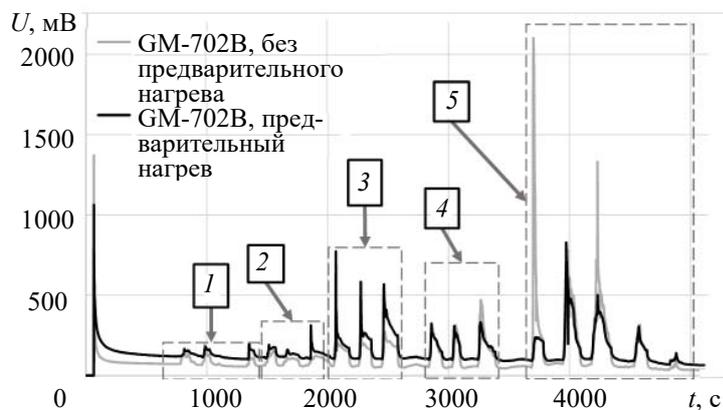


Рис. 4

Таблица 2

Номер опыта	Количество модельных источников угарного газа	Количество повторений (пики на графиках рис. 4)	Внешний доступ воздуха
1	1	3	Нет
2	2	3	Нет
3	3	3	Нет
4	6	3	Нет
5	6	4	Есть

Как видно из графиков, приведенных на рис. 4, при отсутствии угарного газа напряжение на выходе датчика в режиме „холодного старта“ меньше, чем в режиме „горячего старта“.

При выделении угарного газа оба датчика реагируют на увеличение его концентрации практически одновременно. В первых трех опытах наблюдается увеличение выходного напряжения, причем реакция датчика в режиме „горячего старта“ более сильная. Изменение выходного напряжения датчика качественно соответствует характеристикам, приведенным в спецификации [20]. В четвертом опыте количество кислорода в замкнутом объеме контейнера уменьшилось, спички стали догорать не до конца, что привело к уменьшению концентрации угарного газа и, как следствие, уменьшению выходного сигнала каждого из датчиков. Повторный опыт был проведен при наличии зазора между контейнером и рабочей поверхностью, что обеспечило приток воздуха через небольшую щель. В связи с возникшей конвекцией воздушных масс датчики угарного газа оказались в разных условиях: на датчик в режиме „холодного старта“ попало больше угарного газа, что привело к первому и третьему выбросам напряжения в пятом эксперименте; постепенный спад показаний датчиков связан с вы-

жиганием кислорода. По окончании опытов показания датчиков в отсутствие угарного газа сблизались вследствие того, что датчик, начавший работу в режиме „холодного старта“, частично восстановил свою чувствительность.

Результаты эксперимента показали, что датчики угарного газа работоспособны, выходное напряжение датчика в режиме „горячего старта“ превышает показания в режиме „холодного старта“ не более, чем в два раза и с течением времени расхождение уменьшается, локальное изменение концентрации угарного газа оказывает на порядок большее изменение показаний. Для точной количественной оценки концентрации заданного типа газа в дальнейшем необходимо разработать специальный алгоритм функционирования системы, а также методику калибровки датчиков.

После тестирования датчиков на специальном рабочем месте (см. рис. 3) была собрана система мониторинга на базе платформы PoFs, по своему функциональному назначению похожая на систему [12] с применением одного из датчиков. Испытания датчика угарного газа в составе системы показали аналогичные результаты, что подтверждает работоспособность прототипа PoF-системы малой мощности для сбора информации с датчика угарного газа.

Исследование энергетических характеристик PoF-системы средней мощности. Как было отмечено выше, в системе питания PoF происходит двойное преобразование энергии: электрической в оптическую при вводе в оптическое волокно и обратное из оптической в электрическую на выходе из него, что приводит к существенному, на один порядок, увеличению энергетических потерь по сравнению с традиционными системами электропитания по электрическим проводам. При увеличении энергопотребления модулем приема с подключенными к нему датчиками потери энергии становятся критическими до величин порядка десятков ватт. Анализ работы системы показал, что потери энергии в лазере компенсируются увеличением потребляемой от электрической сети мощности и не являются критическими. Потери в оптическом кабеле зависят от его характеристик, которые регламентируются изготовителем, и накладывают ограничение на расстояние между модулями передачи и приема [21, 22]. Наиболее критические потери происходят в фотоэлектрическом преобразователе. Поэтому было проведено отдельное исследование его основных характеристик, в частности исследована нагрузочная характеристика ФЭП YCH-H6424[23] по схеме, приведенной на рис. 5.

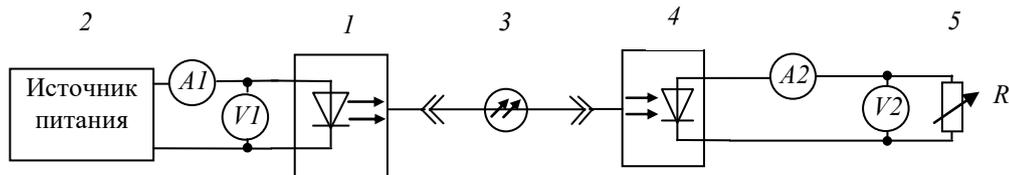


Рис. 5

Источником лазерного излучения служил регулируемый по мощности от 0,25 до 70 Вт на длине волны 980 нм твердотельный лазерный диод 1 (K976DA5RN-70.00W) [24] с блоком питания 2 (GPD 74303S). Многомодовый оптический кабель 3 длиной 2 м использовался для подачи оптической мощности на вход ФЭП 4, нагрузкой которого служил магазин сопротивлений 5. Для контроля мощности на входе первичного преобразователя и выходе вторичного использовались амперметры и вольтметры A_1 , V_1 и A_2 , V_2 , соответственно (осциллограф-мультиметр АКПП-4125/4А). Эксперимент проводился в лабораторных условиях при температуре окружающей среды 23 °С и влажности порядка 50 %. Для отведения избыточного тепла фотоэлектрический преобразователь был установлен на специально разработанную систему охлаждения на тепловых трубках, как показано на рис. 6.

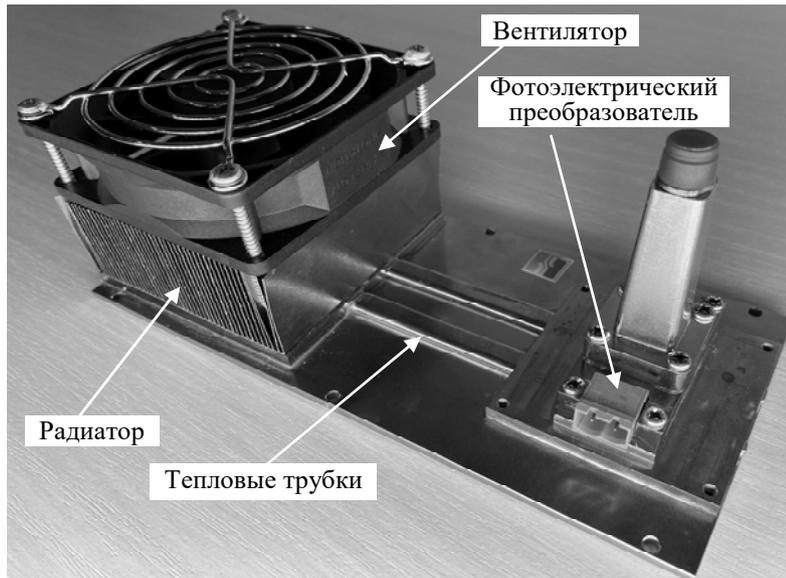


Рис. 6

В результате получено двенадцать семейств нагрузочных характеристик — зависимости мощности P , выделяющейся в нагрузку, от различных сопротивлений R , определенных при оптической мощности лазерного излучения от 0,5 до 16 Вт; пять из них приведены на рис. 7, где 1 — $P_{\text{опт}}=0,5$ Вт; 2 — $P_{\text{опт}}=2$ Вт; 3 — $P_{\text{опт}}=5$ Вт; 4 — $P_{\text{опт}}=10$ Вт; 5 — $P_{\text{опт}}=16$ Вт. Остальные имеют промежуточные значения. Для удобства анализа графики на рисунке представлены в полулогарифмическом масштабе. Все нагрузочные характеристики имеют максимум электрической мощности P_{max} , отдаваемой в нагрузку при определенном, для каждой оптической мощности разном, оптимальном сопротивлении нагрузки $R_{\text{опт}}$.

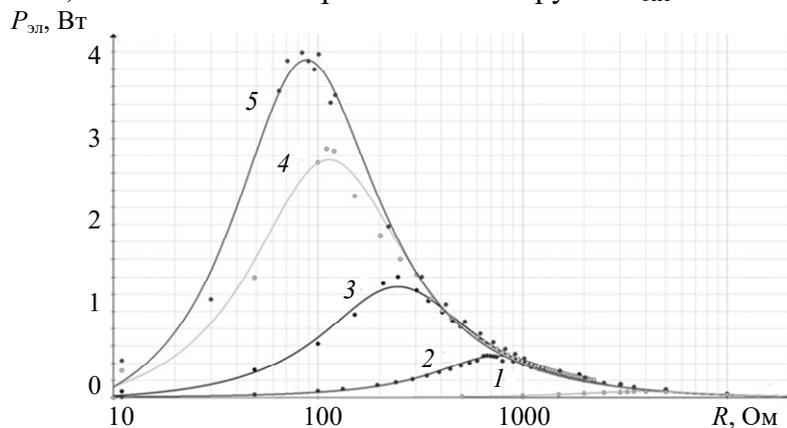
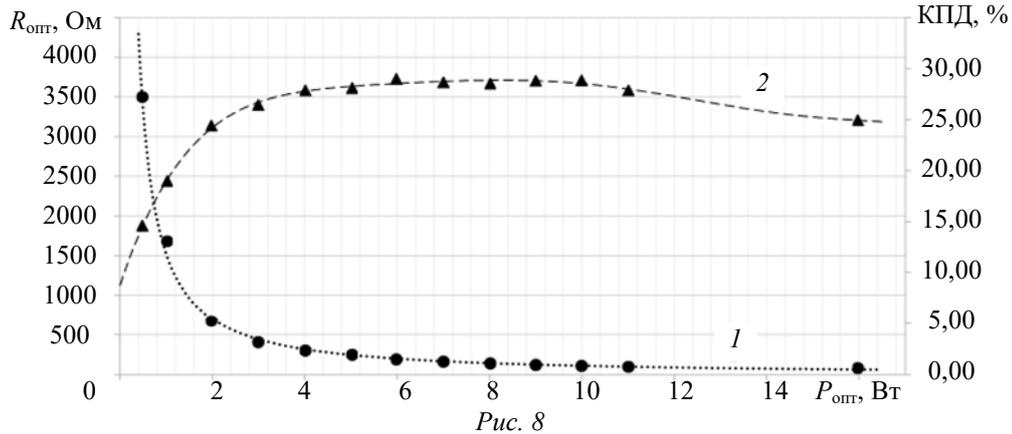


Рис. 7

По данным рис. 7 построены представленные на рис. 8 зависимости $R_{\text{опт}} = R_{\text{опт}}(P_{\text{max}})$ (кривая 1) и коэффициента полезного действия $\eta = \eta(P_{\text{max}})$ (кривая 2). Данные зависимости являются максимально достижимыми параметрами для исследуемой PoF-системы электроснабжения. Анализ зависимостей показывает, что можно выделить три области электрических мощностей: малых — от 0,5 до 2 Вт, средних — от 4 до 10 Вт и больших — до 50 Вт (в опытах исследовано только ее начало до 16 Вт). В области малых мощностей происходит существенное изменение параметров: $R_{\text{опт}}$ от 3500 до 600 Ом практически в 6 раз и КПД в 2 раза. При средних мощностях $R_{\text{опт}}$ изменяется незначительно в пределах 90...100 Ом, т.е. не более 10 %, и η остается практически постоянным и составляет примерно 28 %. В ходе экспериментов при $R_{\text{опт}}$, равном 11 и 16 Вт, установлено, что несмотря на использование системы охлаждения наблюдается разогрев корпуса фотоэлектрического преобразователя, что приводит к снижению КПД до 25 %, т.е. на 3 %. Наблюдаемый эффект можно объяснить снижением напряжения холостого хода и внутреннего сопротивления преобразователя при повышении температуры. Дальнейшее

увеличение мощности оптического излучения приведет к повышению температуры ФЭП и соответственно уменьшению КПД, что в целом согласуется с результатами [25].



По результатам исследований сделан вывод о необходимости разработки регулятора системы охлаждения, который при удаленном расположении модуля приема также потребует электропитания, что уменьшит общий КПД системы при работе с постоянной нагрузкой. Еще одна цепь регулировки потребует при работе системы в режиме переменной нагрузки. Оптимальным выходом является разработка дополнительной системы регулировки мощности оптического излучения лазера, что позволит согласовать генерируемую вторичным преобразователем мощность с мощностью, потребляемой нагрузкой. Параметр оптимизации системы регулирования связан с поддержанием оптической мощности, при которой система будет работать в области пика отдаваемой мощности в нагрузку. При этом будут минимизированы как тепловые потери фотоэлектрического преобразователя, так и общие энергетические потери PoF-системы в целом, даже при динамическом характере нагрузки.

Прототип системы мониторинга с энергоснабжением по оптическому волокну средней мощности. На основе графика, представленного на рис. 8, была собрана установка для исследования силовой части системы мониторинга (рис. 9), в которой в качестве нагрузки использованы датчик углекислого газа (CO_2) и IP-видеокамера.

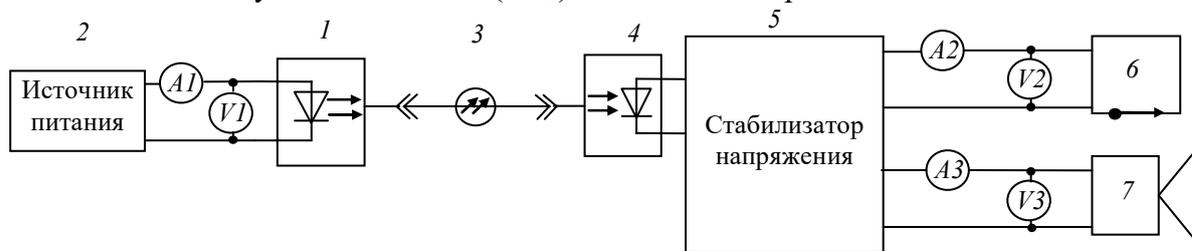


Рис. 9

Силовая часть системы мониторинга состоит из источника лазерного излучения 1 (K976DA5RN-70.00W) с блоком питания 2 (GPD 74303S), оптического кабеля 3, фотоэлектрического преобразователя 4 (УСН-Н6424), стабилизатора напряжения 5, двух первичных датчиков концентрации углекислого газа 6 (НТ-2000) и IP-видеокамеры 7 (из состава лабораторного стенда LA5001). Для управления работой IP-видеокамеры использован компьютер (на схеме не показан). Для мониторинга энергопотребления системой использованы: для источника лазерного излучения — амперметр A_1 и вольтметр V_1 (встроены в источник питания); для датчика уровня углекислого газа — амперметр A_2 и вольтметр V_2 (осциллограф-мультиметр АКПП-4125/4А) и для IP-видеокамеры — амперметр A_3 и вольтметр V_3 (осциллограф-мультиметр АКПП-4125/4А).

Результаты мониторинга энергопотребления приведены на рис. 10. По осям графика отложены: по оси абсцисс — текущее время эксперимента, по левой оси ординат — сила потребляемого электрического тока, по правой — соответствующая ей оптическая мощность

лазера. Временные зависимости энергетических характеристик изображены цветом: ток источника лазерного излучения A_1 — черным; ток датчика углекислого газа A_2 — светло-серым; ток видеокамеры — серым; мощность лазерного излучения — темно-серым.

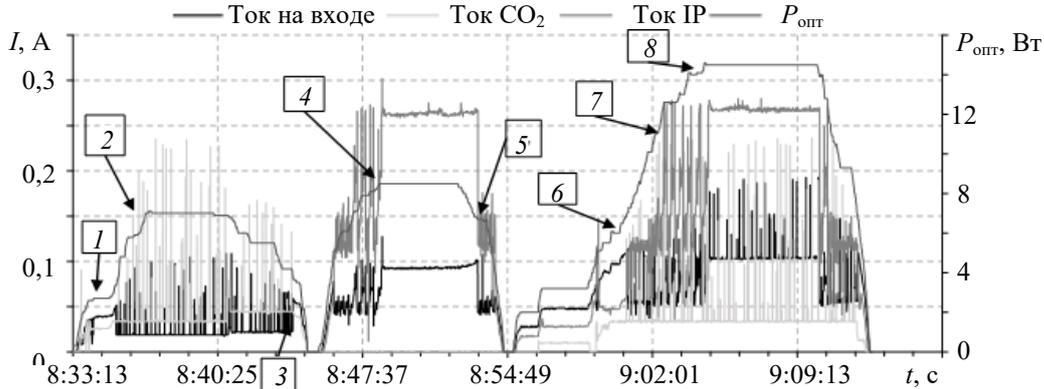


Рис. 10

Эксперимент позволил определить, при каких мощностях лазерного излучения может работать каждое из подключенных к стабилизатору вторичного напряжения выносных устройств: датчик концентрации углекислого газа, ИР-видеокамера и оба устройства вместе.

Установлено восемь различных режимов энергопотребления системы мониторинга.

1. При $P_{\text{опт}}=2,7$ Вт устройство включается, но датчик CO_2 и ИР-видеокамера не работают, что соответствует режиму „холодный старт“ системы в целом, включая модули передачи и приема.

2. При $P_{\text{опт}}=7$ Вт включается датчик CO_2 — режим „горячий старт“ модуля приема.

3. Отключение датчика CO_2 происходит при $P_{\text{опт}}=1,6$ Вт.

4. При $P_{\text{опт}}=8,5$ Вт включается ИР-видеокамера, датчик CO_2 принудительно отключен.

5. Выключение ИР-видеокамеры происходит при $P_{\text{опт}}=6,7$ Вт.

6. Совместно включенные датчик CO_2 и ИР-видеокамера требуют большей мощности и режим „холодный старт“ сдвигается до уровня $P_{\text{опт}}=6$ Вт.

7. При $P_{\text{опт}}=11$ Вт в режиме „горячий старт“ включается датчик CO_2 .

8. Дальнейшее увеличение оптической мощности до 14 Вт приводит к включению ИР-камеры.

Следует отметить, что испытания прототипа системы мониторинга с энергоснабжением по оптическому волокну проводились в динамическом (импульсном) режиме изменения сопротивления нагрузки. Так, в датчике концентрации углекислого газа чувствительный элемент NDIR-типа (недиспергирующий инфракрасный анализатор), потребляющий больше всего энергии в целях ее экономии и продления ресурса работы, включался периодически в соответствии со встроенным алгоритмом управления в режиме работы от аккумуляторных батарей. Указанный режим приводил к появлению кратковременных пульсаций потребляемого тока: светло-серые и черные всплески в режимах работы „горячий“ и „холодный старт“ соответственно.

При поступлении на вход вторичного преобразователя прямоугольного импульса оптической мощности лазерного излучения, изменяющегося от 0 до 6,7 Вт, мощность источника вторичного электропитания изменяется не мгновенно, и наблюдаются переходные процессы на графике потребляемого ИР-камерой тока. На переднем фронте наблюдались кратковременные пульсации тока, выделенные на рисунке серым цветом. Пульсации обусловлены тем, что при запуске на начальном временном интервале энергии для перехода камеры в рабочий режим не хватало, камера выключалась и, в соответствии с алгоритмом работы, проводился повторный запуск через определенный промежуток времени. При возрастании энергии в цепи вторичного электропитания до требуемого уровня ИР-видеокамера переходила в рабочий режим и пульсации тока прекращались. При переходе ИР-видеокамеры в рабочий режим наблю-

дается максимальный выброс тока, что свидетельствует о наличии емкостной составляющей нагрузки. На заднем фронте импульса оптической мощности также наблюдались пульсации силы тока при уменьшении оптической мощности источника лазерного излучения.

По результатам опытов можно сделать вывод, что системы энергоснабжения по технологии PoF требуют введения обратной связи для регулировки мощности оптического излучения лазера в зависимости от уровня энергопотребления нагрузки. Это критически важно в случае комплексного сопротивления нагрузки, динамически изменяющегося с течением времени. Нехватка передаваемой энергии не позволяет вывести потребители энергии в рабочий режим, а при превышении необходимого уровня энергии происходит превращение ее излишков в тепловую энергию, перегревающую фотоэлектрический преобразователь. Перегрев приводит не только к снижению коэффициента полезного действия всей системы, но и к деградации характеристик фотоэлектрического преобразователя. Создание системы регулировки требует дополнительных исследований для разработки специального алгоритма управления, адаптированного к работе с системами мониторинга удаленных приборов с электропитанием по оптическому волокну.

При передаваемых мощностях порядка десятков ватт систему целесообразно дополнить датчиками температуры корпусов лазерного модуля и фотоэлектрического преобразователя и двумя вентиляторами для их охлаждения. Требуется экспериментально определить допустимое превышение регистрируемых температур относительно температуры окружающей среды с учетом диапазона ее колебаний. Необходимо разработать алгоритм оптимальной работы системы обратной связи, а также обеспечить совместимость каналов обмена информацией модулей передачи и приема для удаленного контроля состояния датчиков и регулирования энергетических характеристик системы электропитания по оптическому волокну. Параметром оптимизации системы является работа в области, близкой к оптимальному сопротивлению нагрузки.

Результаты (обсуждение предыдущего раздела). Таким образом, установлено, что пиковая оптическая мощность, необходимая для электропитания датчика CO₂, равна 7 Вт, а для IP-камеры — 8,5 Вт; для их совместной работы необходима мощность 14 Вт. Следует отметить, что суммарная пиковая потребляемая двумя устройствами мощность больше и составляет 15,5 Вт. Указанный эффект связан с тем, что пиковые мощности, потребляемые приборами, приходятся на различные промежутки времени. В ходе эксперимента превышение совместной потребляемой мощности, равной 14 Вт, зафиксировано не было. Таким образом, для экономии энергоресурсов лучше подключить два прибора одновременно к одному источнику лазерного излучения, чем к двум разным. Однако такое подключение имеет недостатки: большая выделяемая тепловая мощность источника лазерного излучения и фотопреобразователя, что требует их принудительного охлаждения. При увеличении передаваемой оптической мощности приходится увеличивать диаметр сердцевины оптического волокна. При различных рабочих напряжениях датчиков физических величин и IP-видеокамеры требуется дополнительное преобразование выходного напряжения фотоэлектрического преобразователя. При использовании независимых каналов передачи оптической энергии можно подобрать фотоэлектрические преобразователи с необходимыми выходными напряжениями. Таким образом, выбор одноканальной или многоканальной схемы энергоснабжения в качестве оптимальной зависит от количества первичных датчиков и их энергетических характеристик.

Заключение. Создан прототип системы мониторинга удаленных датчиков физических величин с энергоснабжением по оптическому волокну. Разработаны рекомендации по оптимизации режимов ее работы с целью повышения коэффициента полезного действия и надежности путем уменьшения рабочей температуры лазерного диода и фотоэлектрического преобразователя.

Наиболее важные результаты работы.

1. Исследованы возможности готовых PoF-платформ малой мощности (от сотен милливатт до единиц ватт) для разработки систем сбора информации, поступающей с датчика

угарного газа. Установлено, что готовое коммерческое решение фирмы МН GoPower — „платформа PoFs“ малой мощности удовлетворяет требованиям, предъявляемым к указанной системе. При этом отмечены его недостатки: низкий коэффициент полезного действия, неоптимальность — система оказалась „негибкой“, сложной для модернизации, отсутствует возможность встроить в модуль передачи систему регулировки мощности лазерного диода с компьютерным управлением через микроконтроллер.

2. Исследованы энергетические характеристики фотоэлектрического преобразователя (УСН-Н6424 фирмы МН GoPower) с рабочими мощностями оптического излучения до десятков ватт, одного из наиболее важных компонентов PoF-систем средней мощности. Проведены исследования с различными сопротивлениями нагрузки при мощностях оптического излучения от 0,5 до 16 Вт. Определены оптимальные сопротивления нагрузки, при которых система вторичного электропитания работает в режиме отдачи максимальной мощности в нагрузку. В дальнейшем это позволит оптимизировать коэффициент полезного действия системы при работе с динамически изменяющейся нагрузкой путем введения цепи обратной связи и управлением мощностью излучающего лазера.

3. С использованием исследованного фотоэлектрического преобразователя изготовлен прототип системы мониторинга с энергоснабжением по оптическому волокну. Проведены его испытания в режиме реального времени при работе нескольких функциональных устройств в непрерывном и импульсном режимах. Рассмотрены два варианта энергоснабжения: каждого устройства по отдельной схеме вторичного электропитания и всех вместе по одной схеме. Установлено, что в импульсном режиме потребления энергии экономичнее использовать единую схему питания, которая создает предпосылки для уменьшения передаваемой оптической мощности, при введении системы ее динамической регулировки и системы накопления (буфера) энергии питания удаленных устройств.

4. Анализ электропотребления показал, что наиболее существенные потери энергии происходят в системах охлаждения преобразователей. Целесообразно систему охлаждения лазерного диода изготавливать с использованием элементов Пельтье и вентилятора, а систему охлаждения фотоэлектрического преобразователя — с радиатором и вентилятором или системой тепловых трубок. Для экономии энергии следует использовать вентиляторы с регулируемой скоростью вращения лопастей и изготовить систему терморегуляции с управлением через компьютер.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зеневич А. О., Жданович С. В., Новиков Е. В., Матковская Т. А., Коваленко Т. О. Исследование возможности совмещения волоконно-оптической линии связи и системы мониторинга объекта // Изв. вузов. Приборостроение. 2022. Т. 65, № 6. С. 406—412.
2. Sun T., Xie X., Wang Z. Wireless power transfer for medical microsystems. N. Y.: Springer, 2013. P. 5—7.
3. Gopinath A. All about transferring power wirelessly // Electronics for You E-zine. 2013. P. 52—56.
4. Agbinya J. I. Wireless power transfer. CRC Press, 2022.
5. Optically Powered Radio-Over-Fiber Systems in Support of 5G Cellular Networks and IoT / M. A. Fahad, J. D. López Cardona, D. S. Montero, C. Vázquez // IEEE Journal of Lightwave Technology. 2021. Vol. 39, N 13.
6. Системы передачи энергии по оптическому волокну / А. А. Гаркушин, В. К. Струк, В. В. Криштон, Е. С. Бойчук, Ю. М. Карпец // Бюл. науч. сообщений: Сб. науч. тр. 2020. Вып. 25, № 25. С. 48—53.
7. Smart Remote Nodes Fed by Power Over Fiber in Internet of Things Applications / J. D. López-Cardona, D. S. Montero, C. Vázquez // IEEE Sensors Journal. 2019. Vol. 19, N 17.
8. Зависимость характеристик системы PoF от расстояния передачи энергии / А. А. Гаркушин, Е. С. Бойчук, И. Р. Дроздов, В. К. Струк, Ю. А. Конин, В. А. Щербаков, В. А. Максименко, В. В. Криштон // Бюл. науч. сообщений: Сб. науч. тр. 2021. Вып. 6, № 6. С. 42—43.

9. Расулев Р. П., Гаркушин А. А., Нифонтова Е. В., Криштон В. В., Вольхин И. Л. Разработка системы мониторинга с энергоснабжением по оптическому волокну // Физика для Пермского края: Сб. 2022. Вып. 15 [Электронный ресурс]: <<http://www.psu.ru/files/docs/science/books/sborniki/fizika-v-permskom-krae2022.pdf>>.
10. Соколовский А. А., Черторийский А. А., Веснин В. Л. Волоконно-оптический датчик напряжения гибридного типа // Радиоэлектронная техника. 2010. № 1. С. 7—12.
11. Бойчук Е. С. и др. Передача энергии лазерным излучением в свободном пространстве // Бюл. науч. сообщений. 2020. № 25. С. 91—102.
12. Chen Y. et al. Optically powered gas monitoring system using single-mode fibre for underground coal mines // Intern. Journal of Coal Science & Technology. 2022. Vol. 9, N 1. P. 26.
13. López-Cardona J. D. et al. Remote optical powering using fiber optics in hazardous environments // Journal of Lightwave Technology. 2018. Vol. 36, N 3. P. 748—754.
14. Rosolem J. B., Roka R. Power-over-fiber applications for telecommunications and for electric utilities // Optical Fiber and Wireless Communications. 2017. Vol. 2. P. 255—278.
15. Haid M. et al. 5 W optical power link with generic voltage output and modulated data signal // Proc. of the 1st Optical Wireless and Fiber Power Transmission Conf. (OWPT2019). 2019. P. 23—25.
16. Helmers H. et al. 6-W optical power link with integrated optical data transmission // IEEE Trans. on Power Electronics. 2020. Vol. 35, N 8. P. 7904—7909.
17. Cardona J. D. L. et al. Optically feeding 1.75 W with 100 m MMF in efficient C-RAN front-hauls with sleep modes // Journal of Lightwave Technology. 2021. Vol. 39, N 24. P. 7948—7955.
18. МН GoPower: официальный сайт [Электронный ресурс]: <http://www.mhgopower.com/images/PoF%20Sensing%20Platform_Datasheet_Rev_1.5_10-01-2021.pdf>, 15.06.23.
19. Свойства световода, основанные на законах электромагнитного поля [Электронный ресурс]: <<http://foos.sfsu.edu.ru/glava1/1.3.html>>, 15.06.2023.
20. Zhengzhou Winsen Electronics Technology Co.: официальный сайт [Электронный ресурс]: <https://www.winsen-sensor.com/d/files/PDF/MEMS%20Gas%20Sensor/gm-702b%EF%BC%88ver1_1%EF%BC%89manual.pdf>, 15.06.23.
21. Yang H. et al. 10-W power light co-transmission with optically carried 5G NR signal over standard single-mode fiber // Opt. Letters. 2021. Vol. 46, N 20. P. 5116—5119.
22. Борейшо А. С., Ким А. А., Страхов С. Ю. Ограничения в применении волоконно-оптических технологий для дистанционной передачи энергии // Радиопромышленность. 2017. №. 4. С. 34—41.
23. МН GoPower: официальный сайт [Электронный ресурс]: <http://www.mhgopower.com/images/YCH-N6424_15V_PPC_Datasheet_Rev_3.0_04-29-2022.pdf>, 15.06.23.
24. lenlasers: официальный сайт [Электронный ресурс]: <<https://lenlasers.ru/product/70-vt-976-nm-lazernyj-diod-bwt-s-neskolkimi-izluchatelyami/?ysclid=liwusl8v5w947228029>>, 15.06.23.
25. Fafard S., Masson D. P. 74,7 % Efficient GaAs-Based Laser Power Converters at 808 nm at 150 K // Photonics, MDPI, 2022. Vol. 9, N 8. С. 579.

Сведения об авторах

Алексей Алексеевич Гаркушин

— Пермский национальный исследовательский политехнический университет, факультет прикладной математики и механики; ассистент; Пермская научно-производственная приборостроительная компания; заместитель директора научно-образовательного центра; E-mail: garkushin@pnppk.ru

Виктор Владимирович Криштон

— д-р физ.-мат. наук, профессор; Пермский государственный национальный исследовательский университет, физический факультет; Пермский национальный исследовательский политехнический университет, факультет прикладной математики и механики; Пермская научно-производственная приборостроительная компания; гл. научный сотрудник; E-mail: Krishtop@pnppk.ru

- Игорь Львович Вольхин** — канд. физ.-мат. наук, доцент; Пермский государственный национальный исследовательский университет, физический факультет; E-mail: volkhin@psu.ru
- Руслан Павлович Расулев** — студент; Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет „ЛЭТИ“ им. В. И. Ульянова (Ленина), факультет информационно-измерительных и биотехнических систем; Пермская научно-производственная приборостроительная компания; инженер-исследователь; E-mail: rasulev@pnppk.ru
- Елизавета Васильевна Нифонтова** — студент; Пермский национальный исследовательский политехнический университет, факультет прикладной математики и механики; Пермская научно-производственная приборостроительная компания; инженер-исследователь; E-mail: NifontovaEV@pnppk.ru
- Илья Владиславович Кадочиков** — студент; Пермский национальный исследовательский политехнический университет, факультет прикладной математики и механики; Пермская научно-производственная приборостроительная компания; инженер-исследователь; E-mail: kadochikov@pnppk.ru
- Виталий Александрович Максименко** — канд. физ.-мат. наук, доцент; Пермский национальный исследовательский политехнический университет, факультет прикладной математики и механики; E-mail: mva30@mail.ru
- Анатолий Викторович Перминов** — д-р физ.-мат. наук, доцент; Пермский национальный исследовательский политехнический университет, факультет прикладной математики и механики; заведующий кафедрой; E-mail: perminov1973@mail.ru
- Денис Игоревич Шевцов** — канд. физ.-мат. наук, доцент; Пермский государственный национальный исследовательский университет, физический факультет; Пермский национальный исследовательский политехнический университет, факультет прикладной математики и механики; Пермская научно-производственная приборостроительная компания; заместитель директора научно-технического центра; E-mail: shevtsov@pnppk.ru

Поступила в редакцию 18.07.2023; одобрена после рецензирования 28.08.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

- Zenevich A.O. et al. *Journal of Instrument Engineering*, 2022, no. 6(65), pp. 406–412. (in Russ.)
- Sun T., Xie X., Wang Z. *Wireless Power Transfer for Medical Microsystems*, NY, Springer, 2013, pp. 5–7.
- Gopinath A. *Electronics for You E-zine*, 2013, pp. 52–56.
- Agbinya J.I. *Wireless Power Transfer*, CRC Press, 2022.
- Fahad Al-Zubaidi, López Cardona J.D., Montero D.S., Vázquez C. *IEEE Journal of Lightwave Technology*, 2021, no. 39(13).
- Garkushin A.A., Struk V.K., Krishton V.V., Boychuk E.S., Karpets Yu.M. *Bulletin of Scientific Communications: Collection of Scientific Papers*, 2020, no. 25, pp. 48–53.
- López-Cardona J.D., Montero D.S., Vázquez C. *IEEE Sensors Journal*, 2019, no. 19(17).
- Garkushin A.A., Boychuk E.S., Drozdov I.R., Struk V.K., Konin Yu.A., Shcherbakov V.A., Maksimenko V.V. *Bulletin of Scientific Communications: Collection of Scientific Papers*, 2021, no. 6, pp. 42–43. (in Russ.)
- <http://www.psu.ru/files/docs/science/books/sborniki/fizika-v-permskom-krae2022.pdf>. (in Russ.)
- Sokolovskiy A.A., Chertoriyskiy A.A., Vesnin V.L. *Radioelektronnaya Tekhnika*, 2010, no. 1, pp. 7–12. (in Russ.)
- Boychuk E.S. *Bulletin of Scientific Communications: Collection of Scientific Papers*, 2020, no. 25, pp. 91–102. (in Russ.)
- Chen Y. et al. *International Journal of Coal Science & Technology*, 2022, no. 1(9), pp. 26.
- López-Cardona J.D. et al. *Journal of Lightwave Technology*, 2018, no. 36(3), pp. 748–754.
- Rosolem J.B., Roka R. *Optical Fiber and Wireless Communications*, 2017, vol. 2, pp. 255–278.
- Haid M. et al. *Proceedings of the 1st Optical Wireless and Fiber Power Transmission Conference (OWPT2019)*, 2019, pp. 23–25.
- Helmets H. et al. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2020, no. 35(8), pp. 7904–7909.
- Cardona J.D.L. et al. *Journal of Lightwave Technology*, 2021, no. 39(24), pp. 7948–7955.
- MH GoPower, 2021, http://www.mhgopower.com/images/PoF%20Sensing%20Platform_Datasheet_Rev_1.5_10-01-2021.pdf.
- <http://foos.sfedu.ru/glava1/1.3.html>. (in Russ.)

20. Zhengzhou Winsen Electronics Technology Co., 2003, https://www.winsen-sensor.com/d/files/PDF/MEMS%20Gas%20Sensor/gm-702b%EF%BC%88ver1_1%EF%BC%89manual.pdf.
21. Yang H. et al. *Optics Letters*, 2021, no. 20(46), pp. 5116–5119.
22. Boreysho A.S., Kim A.A., Strakhov S.Yu. *Radio Industry*, 2017, no. 4, pp. 34–41. (in Russ.)
23. http://www.mhgopower.com/images/YCH-H6424_15V_PPC_Datasheet_Rev_3.0_04-29-2022.pdf.
24. <https://lenlasers.ru/product/70-vt-976-nm-lazernyj-diod-bwt-s-neskolkim-izluchatelyami/?ysclid=liwusl8v5w947228029>. (in Russ.)
25. Fafard S., Masson D.P. *Photonics*, MDPI, 2022, no. 8(9), pp. 579.

Data on authors

- | | |
|-------------------------------|---|
| Alexey A. Garkushin | — Perm National Research Polytechnic University, Faculty of Applied Mathematics and Mechanics; Assistant; Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company; Deputy Director of the Scientific and Educational Center; E-mail: garkushin@pnppk.ru |
| Victor V. Krishtop | — Dr. Sci., Professor; Perm State University, Physical Faculty; Perm National Research Polytechnic University, Faculty of Applied Mathematics and Mechanics; Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company; Chief Researcher; E-mail: Krishtop@pnppk.ru |
| Igor L. Volkhin | — PhD, Associate Professor; Perm State University, Physical Faculty; E-mail: garkushin@pnppk.ru |
| Ruslan P. Rasulev | — Student; St. Petersburg Electrotechnical University „LETI“, Faculty of Information, Measuring, and Biotechnical Systems; Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company; Engineer-Researcher; E-mail: rasulev@pnppk.ru |
| Elizaveta V. Nifontova | — Student; Perm National Research Polytechnic University, Faculty of Applied Mathematics and Mechanics; Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company; Engineer-Researcher; E-mail: NifontovaEV@pnppk.ru |
| Ilya V. Kadochikov | — Student; Perm National Research Polytechnic University, Faculty of Applied Mathematics and Mechanics; Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company; Engineer-Researcher; E-mail: kadochikov@pnppk.ru |
| Vitaly A. Maksimenko | — PhD, Associate Professor; Perm National Research Polytechnic University, Faculty of Applied Mathematics and Mechanics; E-mail: mva30@mail.ru |
| Anatoly V. Perminov | — Dr. Sci., Associate Professor; Perm National Research Polytechnic University, Faculty of Applied Mathematics and Mechanics; Head of the Department; E-mail: perminov1973@mail.ru |
| Denis I. Shevtsov | — PhD, Associate Professor; Perm State University, Physical Faculty; Perm National Research Polytechnic University, Faculty of Applied Mathematics and Mechanics, Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company; Deputy Director of the Scientific and Technical Center; E-mail: shevtsov@pnppk.ru |

Received 18.07.2023; approved after reviewing 28.08.2023; accepted for publication 14.11.2023.

**ИССЛЕДОВАНИЕ
ПАРАМЕТРОВ МИКРОИЗГИБОВ ОДНОМОДОВОГО ОПТИЧЕСКОГО ВОЛОКНА
ДЛЯ ДАТЧИКОВ МАССЫ**

Т. Г. КОВАЛЕНКО*, А. О. ЗЕНЕВИЧ, С. В. ЖДАНОВИЧ,
Е. В. НОВИКОВ, Т. А. МАТКОВСКАЯ

Белорусская государственная академия связи, Минск, Беларусь
**t.kovalenko@bsac.by*

Аннотация. Исследуется возможность создания волоконно-оптического датчика массы с использованием микроизгибов одномодового оптического волокна. Определено, что при постоянном значении массы воздействия на микроизгиб увеличение диаметра его формирования приводит к ослаблению мощности оптического излучения на микроизгибе. Предложена экспериментальная установка, с помощью которой определено, что наибольшее значение чувствительности к массе воздействия наблюдается для оптоволокна G 655 при всех используемых длинах волн. Максимальная чувствительность для оптоволокна G 655 получена при длине волны 1625 нм. Установлено, что для определения массы с помощью микроизгибов одномодового оптического волокна целесообразно использовать микроизгибы, формируемые металлической проволокой диаметром 200 мкм, длину волны 1625 нм и оптоволокно G 655.

Ключевые слова: микроизгиб, одномодовое оптическое волокно, волоконно-оптический датчик, ослабление мощности оптического излучения, датчик массы

Ссылка для цитирования: Коваленко Т. Г., Зеневич А. О., Жданович С. В., Новиков Е. В., Матковская Т. А. Исследование параметров микроизгибов одномодового оптического волокна для датчиков массы // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 1. С. 96—102. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-96-102.

**STUDY OF MICROBENDING PARAMETERS
OF SINGLE-MODE OPTICAL FIBER FOR MASS SENSORS**

T. G. Kovalenko*, A. O. Zenevich, S. V. Zhdanovich, E. V. Novikov, T. A. Matkovskaya

Belarusian State Academy of Communications, Minsk, Belarus
**t.kovalenko@bsac.by*

Abstract. The possibility of creating a fiber-optic mass sensor using microbends of single-mode optical fiber is investigated. It is found that for a constant value of the mass influencing the microbend, an increase in the microbend formation diameter leads to a weakening of the power of optical radiation at the microbend. An experimental setup is proposed and used to deduce that the highest sensitivity to impact mass is observed for optical fiber G 655 at all the wavelengths applied. The maximum sensitivity for optical fiber G 655 is obtained at a wavelength of 1625 nm. It is established that for mass determination with microbends of single-mode optical fiber, it is advisable to use microbends formed by a metal wire with a diameter of 200 μm , a wavelength of 1625 nm, and the G 655 optical fiber.

Keywords: microbending, single-mode optical fiber, fiber-optic sensor, optical power attenuation, mass sensor

For citation: Kovalenko T. G., Zenevich A. O., Zhdanovich S. V., Novikov E. V., Matkovskaya T. A. Study of microbending parameters of single-mode optical fiber for mass sensors. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 1. P. 96—102 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-1-96-102.

Введение. Для контроля состояния различных объектов и окружающей среды применяются волоконно-оптические датчики, позволяющие измерять физические параметры, такие как вибрация, давление, деформация, температура и др. [1—9]. Возможность технической реализации датчиков на основе макроизгибов оптического волокна доказана ранее в работах [10—13]. Такие датчики достаточно просты в реализации, однако имеют большие размеры. Так, макроизгиб представляет собой любое макроскопическое отклонение оси оптического

волокна от прямой линии (ГОСТ ИЕС 60050-731-2017, ГОСТ Р 52266—2020, [14]), а радиус макроизгиба R_m значительно больше диаметра оптического волокна с акрилатным покрытием (как правило, $R_m \geq 2,0$ мм). Если для контроля параметров объекта или среды необходимо применять датчики малых размеров (с площадью поверхности менее 12 мм^2), то датчики на основе макроизгиба волокна [13] для использования не подойдут. В этом случае необходимо применять волоконно-оптические датчики на основе микроизгибов. Эти датчики также просты в реализации, но по размерам меньше датчиков на основе макроизгиба. Под микроизгибом оптического волокна понимается резкое изменение кривизны волокна, представляющее собой локальное осевое смещение порядка нескольких микрометров (ГОСТ ИЕС 60050-731-2017). Микроизгиб отличается от макроизгиба тем, что радиус микроизгиба меньше диаметра оптического волокна с акрилатным покрытием. Однако волоконно-оптические датчики на основе микроизгибов недостаточно изучены. На основании вышеизложенного цель настоящей статьи — определение возможности использования микроизгибов одномодовых оптических волокон для создания волоконно-оптических датчиков измерения массы.

Экспериментальная установка и методика исследования. Для исследования выбраны одномодовые оптические волокна G 652, G 655 и G 657, имеющие широкое распространение в волоконно-оптических системах передачи данных. Датчики на основе этих волокон можно использовать в данных системах в сочетании с оптическими волокнами, по которым осуществляется трансляция информации о состоянии контролируемого объекта.

На рис. 1 представлена экспериментальная установка для проведения исследований, включающая источник оптического излучения ИИ, измеритель мощности оптического излучения ИМ, оптическое волокно ОВ, текстолитовые пластины Π_1 и Π_2 , формирователь микроизгибов, в качестве которого используется металлическая проволока Пр разного диаметра, резервуар с жидкостью (вода). В качестве ИИ и ИМ используется оптический тестер ОТ 3-1, поверенный и калиброванный согласно графику поверки и калибровки средств измерения. Источники излучения оптического тестера позволяют направлять в оптическое волокно излучение в исследуемом диапазоне длин волн: 1310, 1490, 1550 и 1625 нм, что соответствует „окнам прозрачности“ одномодового оптического волокна [14, 15]. Мощность оптического излучения, поступающего в ОВ, для всех длин волн составляет 1 мВт.

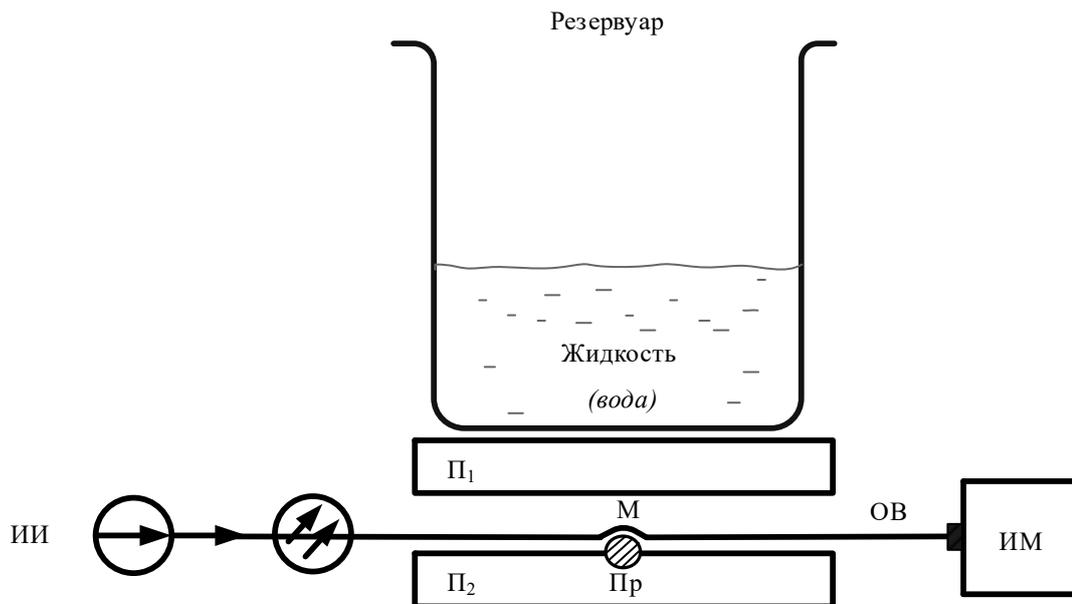


Рис. 1

Посредством оптоволокна источник оптического излучения подключается к измерителю мощности оптического излучения. Потери мощности в исследуемых оптических волокнах на всех тестируемых длинах волн не превышают $0,4 \text{ дБ/км}$. Поэтому при выборе ОВ длиной

$L = 1$ м потерей мощности оптического излучения в волокне можно пренебречь. На оптоволокне формируется микроизгиб M , для создания которого металлическая проволока располагается перпендикулярно оптоволокну. При проведении исследований использовались проволоки диаметром $d = 100 \dots 200$ мкм. При $d > 200$ мкм происходил излом оптического волокна, а при $d < 100$ мкм потери мощности излучения на микроизгибе практически отсутствовали. Формирование микроизгиба осуществляется при сдавливании проволоки и оптического волокна пластинами Π_1 и Π_2 посредством усилия, создаваемого при наполнении резервуара жидкостью. Резервуар располагается на пластине Π_1 , при этом пластина Π_2 — на горизонтальной твердой поверхности.

Текстолитовая пластина Π_1 и резервуар имеют постоянную массу $m_0 = 375$ г, которой для каждого из исследуемых типов оптического волокна соответствует определенная величина ослабления мощности излучения $D_{0п}$ на микроизгибе при отсутствии жидкости в резервуаре. Эта величина принималась соответствующей нулевому отсчету массы жидкости в резервуаре. При увеличении массы жидкости m в резервуаре величина ослабления мощности излучения на микроизгибе увеличивается.

В ходе экспериментальных исследований было определено вносимое микроизгибом ослабление мощности излучения

$$D_{п} = 10 \lg \left(\frac{P}{P_{в}} \right), \quad (1)$$

где P — мощность источника излучения на входе в ОВ; $P_{в}$ — мощность оптического излучения, поступающего на измеритель мощности, на выходе из ОВ.

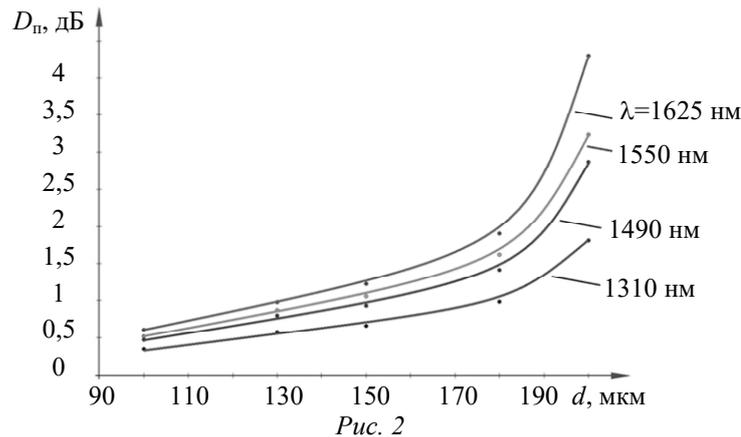
Чувствительность микроизгиба оптического волокна, формируемого под воздействием некоторой массы, характеризуется величиной α , определяемой по формуле

$$\alpha = \frac{\Delta D_{п}}{\Delta m} = \frac{D_{1п} - D_{0п}}{m_1 - m_0}, \quad (2)$$

где Δm — изменение воздействующей массы; $\Delta D_{п}$ — изменение ослабления мощности оптического излучения; $D_{1п}$ — ослабление мощности оптического излучения в оптоволокну при воздействии на него усилия, создаваемого массой m_1 .

Стабильность источников оптического излучения и свойства одномодового оптического волокна, а также параметров измерителя мощности оптического излучения (ГОСТ ИЕС 60050-731-2017) достигалась соблюдением условий измерения в соответствии с требованиями ГОСТ ISO/IEC 17025-2019. Исследования проводились при температуре окружающей среды 20—25 °С, влажности до 70 %, атмосферном давлении 975—1025 гПа.

Результаты эксперимента и их обсуждение. В процессе исследования были определены зависимости ослабления мощности на микроизгибе оптоволокну $D_{п}$ от диаметра d проволоки для всех тестируемых длин волн (рис. 2). Типичные зависимости $D_{п}(d)$ получены для оптического волокна G 655 при воздействующей на ОВ массе $m_1=975$ г. Аналогичные результаты были получены для других исследуемых оптоволокон; величины ослабления для них принимали меньшие значения, чем для оптоволокну G 655. Так, для G 652 и G 657 при $\lambda=1310$ нм и $d = 100$ мкм значения $D_{п}$ составляли 0,16 и 0,05 дБ, а при $d = 200$ мкм — 1,50 и 1,12 дБ соответственно; при $\lambda=1625$ нм и $d = 100$ мкм значения $D_{п}$ составляли 0,28 и 0,19 дБ, а при $d = 200$ мкм — 2,37 и 1,56 дБ соответственно. Указанные значения меньше величин, зафиксированных при тех же условиях для оптоволокну G 655. Как следует из результатов эксперимента, при увеличении диаметра проволоки потери мощности оптического излучения на микроизгибе растут для всех тестируемых длин волн. Такое поведение зависимости $D_{п}(d)$ объясняется тем, что создание микроизгиба проволокой большого диаметра приводит к сужению большей части сердцевины оптоволокну, чем при использовании проволоки меньшего диаметра.



Наиболее значительное ослабление мощности на всех длинах волн наблюдается при $\lambda=1625$ нм. Это является следствием того, что при увеличении длины волны увеличивается диаметр модового пятна, а следовательно, и его площадь. При увеличении площади модового пятна большая часть распространяющегося по волокну в области микроизгиба излучения переходит в оболочку оптического волокна и покидает его через боковую поверхность.

В исследуемом интервале диаметров проволоки, формирующей микроизгиб, для волокна G 655 при $\lambda=1625$ нм были получены наибольшие значения $D_{п}$, чем при других длинах волн.

Далее для исследований был выбран диаметр проволоки $d = 200$ мкм, поскольку в этом случае наблюдается наибольшее ослабление мощности оптического излучения для всех длин волн. Также была определена чувствительность микроизгибов оптоволокон к оказываемому на них воздействию в соответствии с формулой (2) при $m_1 = 775$ г. Значения α для исследуемых оптоволокон представлены в таблице.

Оптическое волокно	λ , нм	$D_{0п}$, дБ	$D_{1п}$, дБ	α , дБ/г
G 652	1310	0,70	1,50	0,0020
	1490	0,70	1,60	0,0023
	1550	0,70	1,70	0,0025
	1625	0,78	1,80	0,0026
G 655	1310	0,60	1,40	0,0020
	1490	1,20	2,30	0,0028
	1550	1,50	2,70	0,0030
	1625	1,70	3,30	0,0040
G 657	1310	0,50	0,90	0,0010
	1490	0,50	1,10	0,0015
	1550	0,60	1,25	0,0016
	1625	0,64	1,30	0,0017

Наибольшее значение α удается получить при $\lambda=1625$ нм. Согласно данным, представленным в таблице, наибольшее значение α при одинаковых λ наблюдается для оптоволокон G 655. Различие значений α для исследуемых оптоволокон связано с их разной внутренней структурой.

В ходе исследования также была определена зависимость ослабления мощности оптического излучения $D_{п}$ на микроизгибе оптоволокон от массы жидкости m при $\lambda=1625$ нм (рис. 3). Установлено, что зависимость $D_{п}(m)$ имеет линейный вид. При $m>850$ г происходил излом волокна при формировании микроизгиба с применением проволоки диаметром 200 мкм. Для используемой конструкции экспериментальной установки диапазон измерения массы жидкости составляли 0...850 г. В случае измерения больших значений массы необходимо изменить конструкцию экспериментальной установки.

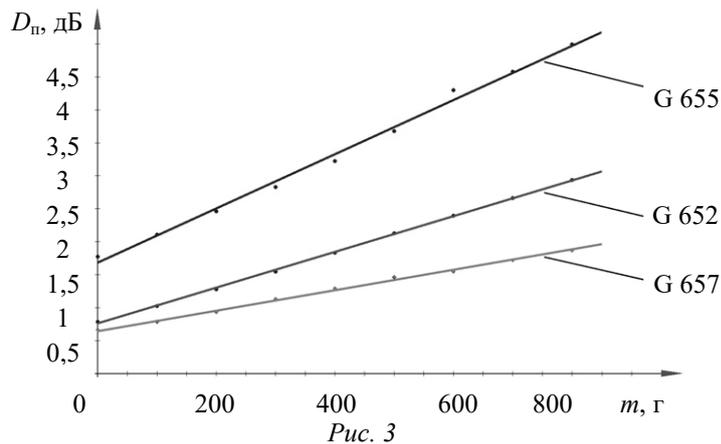


Рис. 3

Таким образом, как показывают результаты эксперимента, на основе микроизгиба оптоволокон можно создать датчик массы, при этом в качестве чувствительного элемента целесообразно использовать оптоволокно G 655 при длине волны оптического излучения 1625 нм.

Заключение. На основе результатов исследования установлено, что увеличение диаметра формирующей микроизгиб проволоки приводит к росту ослабления мощности оптического излучения на микроизгибе оптоволокон при постоянном значении воздействующей на него массы.

Определено, что наибольшее значение чувствительности к массе воздействия наблюдается для оптоволокон G 655 для всех используемых длин волн, максимальная чувствительность достигается при $\lambda=1625$ нм.

Для создания датчика массы с использованием микроизгиба одномодового оптического волокна следует применять формирующую микроизгиб проволоку диаметром 200 мкм при длине волны 1625 нм и оптическое волокно G 655.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гулаков И. Р., Зеневич А. О. Волоконно-оптические датчики физических величин: Монография. Минск : Белорусская гос. академия связи, 2022. 367 с.
2. Udd E. Fiber Optic Sensors: An Introduction for Engineers and Scientists. Wiley, 2011.
3. Качура С. М., Постнов В. И. Перспективные оптоволоконные датчики и их применение (обзор) // Композиционные материалы. Тр. ВИАМ. 2019. № 5 (77).
4. Дмитриев С. А., Слепов Н. Н. Волоконно-оптическая техника: современное состояние и новые перспективы. М.: Техносфера, 2010. 607 с.
5. Jurgen F., Vi-Rander J. Optical communications. Components and Systems: Analysis, Design, Optimization, Application. Harrow, UK: Alpha Science Intern. Ltd, 2000. 717 p.
6. Компоненты волоконно-оптических линий связи: Учеб. пособие / И. Р. Гулаков, А. О. Зеневич, Т. М. Мансуров. Минск: Белорусская гос. академия связи, 2020. 336 с.
7. Connolly C. Structural monitoring with fibre optics // Europhotonics. 2009. N 2—3. P. 16—18.
8. Волоконно-оптические датчики для контроля параметров состояния объектов и окружающей среды в задачах мониторинга / А. И. Вяльцев, В. М. Добров, А. А. Долгов, О. В. Бутов, А. Ю. Плешков // Природообустройство. 2014. № 3. С. 32—37.
9. Гончаренко И. А., Рябцев В. Н. Датчики контроля состояния инженерных и строительных конструкций на основе оптических волноводных структур // Вестн. Командно-инженерного ин-та МЧС Республики Беларусь. 2013. № 2 (18).
10. Датчик обнаружения проникновения на основе макроизгиба одномодового оптического волокна / А. О. Зеневич, Т. М. Лукашик, Е. В. Новиков, С. В. Жданович, Г. В. Василевский, А. А. Лагутик // Веснік сувязі. 2020. № 1. С. 56—59.

11. Применение волоконно-оптических датчиков на основе макроизгиба в системах мониторинга безопасности объектов / А. О. Зеневич, Е. В. Новиков, О. М. Солиев, С. В. Жданович, Т. М. Лукашик, Г. В. Василевский, А. А. Лагутик // Веснік сувязі. 2020. № 5. С. 50—53.
12. Исследование характеристик мультидатчика на основе оптического волокна / А. О. Зеневич, С. В. Жданович, Г. В. Василевский, А. А. Лагутик, Т. Г. Коваленко, Т. М. Лукашик // Докл. БГУИР. 2021. Т. 19, № 1. С. 70—78.
13. Использование макроизгиба оптоволокна в качестве основы для создания датчика массы / Г. В. Василевский, А. О. Зеневич, С. В. Жданович, Т. М. Лукашик, А. А. Лагутик // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 10. С. 930—937.
14. Laferriere J., Lietaert G., Taws R., Wolszczak S. Reference Guide to Fiber Optic Testing. Saint-Etienne: JDS Uniphase Corporation. 2011. 172 p [Электронный ресурс]: <https://cms.trsrntelco.com/sites/default/files/content/resource/pdf/2022-01/viavi_fiber_optic_guide_book_-_volume_1_pocket_guide_en.pdf>, 05.06.2023.
15. Листвин А. В., Листвин В. Н., Швырков Д. В. Оптические волокна для линий связи. М.: Изд-во ЛЕСАРпт, 2003. 288 с.

Сведения об авторах

- Татьяна Георгиевна Коваленко** — аспирант; Белорусская государственная академия связи; кафедра физических и математических основ информатики; E-mail: t.kovalenko@bsac.by
- Андрей Олегович Зеневич** — д-р. техн. наук, профессор; Белорусская государственная академия связи; ректор; E-mail: a.zenevich@bsac.by
- Сергей Вячеславович Жданович** — канд. техн. наук, доцент; Белорусская государственная академия связи; отраслевая лаборатория перспективных информационно-коммуникационных технологий; заведующий лабораторией; E-mail: zsvzsv@tut.by
- Евгений Владимирович Новиков** — канд. техн. наук, доцент; Белорусская государственная академия связи, Институт современных технологий связи; директор; E-mail: e.novikov@bsac.by
- Татьяна Александровна Матковская** — аспирант; Белорусская государственная академия связи, кафедра физических и математических основ информатики; E-mail: tandem7m@gmail.com

Поступила в редакцию 19.07.2023; одобрена после рецензирования 08.09.2023; принята к публикации 14.11.2023.

REFERENCES

1. Gulakov I.R., Zenevich A.O. *Volononno-opticheskiye datchiki fizicheskikh velichin* (Fiber-Optic Sensors of Physical Quantities), Minsk, 2022, 367 p. (in Russ.)
2. Udd E. *Fiber Optic Sensors: An Introduction for Engineers and Scientists*, 2011.
3. Kachura S.M., Postnov V.I. *Composite Materials. Proceedings of VIAM*, 2019, no. 5(77). (in Russ.)
4. Dmitriev S.A., Slepov N.N. *Volononno-opticheskaya tekhnika: sovremennoye sostoyaniye i novyye perspektivy* (Fiber-Optic Technique: the Current State and New Prospects), Moscow, 2010, 607 p. (in Russ.)
5. Jurgen F., Vi-rander J. *Optical Communications. Components and Systems: Analysis: Design: Optimization: Application*, Harrow, UK, Alpha Science International Ltd, 2000, 717 p.
6. Gulakov I.R., Zenevich A.O., Mansurov T.M. *Komponenty volokonno-opticheskikh liniy svyazi* (Components of Fiber Optic Communication Lines), Minsk, 2020, 336 p. (in Russ.)
7. Connolly C. *Europhotonics*, 2009, no. 2-3, pp. 16–18.
8. Vyalyshev A.I., Dobrov V.M., Dolgov A.A., Butov O.V., Pleshkov A.Y. *Natural Resources Management*, 2014, no. 3, pp. 32–37. (in Russ.)
9. Goncharenko I.A., Reabtsev V.N. *Newsletter Command and Engineering Institute of the Ministry of Emergency Situations Republic of Belarus*, 2013, no. 2(18). (in Russ.)
10. Zenevich A.O., Lukashik T.M., Novikov E.V., Zhdanovich S.V., Vasileuski G.V., Lagutik A.A. *Vesnik svyazi*, 2020, no. 1, pp. 56–59. (in Russ.)
11. Zenevich A.O., Novikov E.V., Soliev O.M., Zhdanovich S.V., Lukashik T.M., Vasileuski G.V., Lagutik A.A. *Vesnik svyazi*, 2020, no. 5, pp. 50–53. (in Russ.)
12. Zenevich A.O., Zhdanovich S.V., Vasileuski G.V., Lagutik A.A., Kovalenko T.G., Lukashik T.M. *Doklady BGUIR*, 2021, no. 1(19), pp. 70–78. (in Russ.)
13. Vasileuski G.V., Zenevich A.O., Zhdanovich S.V., Lukashik T.M., Lagutik A.A. *Journal of Instrument Engineering*, 2020, no. 10(63), pp. 930–937. (in Russ.)
14. Laferriere J., Lietaert G., Taws R., Wolszczak S. *Reference Guide to Fiber Optic Testing, Saint-Etienne, JDS Uniphase Corporation*, 2011, 172 p., https://cms.trsrntelco.com/sites/default/files/content/resource/pdf/2022-01/viavi_fiber_optic_guide_book_-_volume_1_pocket_guide_en.pdf.

15. Listvin A.V., Listvin V.N., Shvyrkov D.V. *Opticheskiye volokna dlya liniy svyazi* (Optical Fibers for Communication Lines), Moscow, 2003, 288 p. (in Russ.)

Data on authors

- Tatiana G. Kovalenko** — Post-Graduate Student; Belarusian State Academy of Communications; Department of Physical and Mathematical Foundations of Computer Science; E-mail: t.kovalenko@bsac.by
- Andrey O. Zenevich** — Dr. Sci., Professor; Belarusian State Academy of Communications; Rector; E-mail: a.zenevich@bsac.by
- Sergey V. Zhdanovich** — PhD, Associate Professor; Belarusian State Academy of Communications; Industry Laboratory of Advanced Information and Communication Technologies; Head of the Laboratory; E-mail: zsvzsv@tut.by
- Evgeny V. Novikov** — PhD, Associate Professor; Belarusian State Academy of Communications, Institute of Modern Communication Technologies; Director; E-mail: e.novikov@bsac.by
- Tatiana A. Matkovskaya** — Post-Graduate Student; Belarusian State Academy of Communications, Department of Physical and Mathematical Foundations of Computer Science; E-mail: tandem7m@gmail.com

Received 19.07.2023; approved after reviewing 08.09.2023; accepted for publication 14.11.2023.