



7/2018

# **Вопросы** радиоэлектроники

ISSN 2218–5453

# Вопросы радиоэлектроники

НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ

ИЗДАЕТСЯ С 1959 ГОДА

Серия «Общетехническая» (ОТ)  
ВЫПУСК 5

Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору за соблюдением законодательства в сфере массовых коммуникаций и охране культурного наследия (свидетельство ПИ № ФС77-31114 от 15 февраля 2008 года).

Журнал включен в перечень изданий, рекомендованных Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации для опубликования результатов диссертационных исследований (Перечень ВАК).

Журнал включен в Российский индекс научного цитирования (РИНЦ).

## ГЛАВНЫЙ РЕДАКТОР

**А. В. Фомина**, д.э.н., доц., чл.-корр. Академии военных наук

## РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

**Г. В. Анцев**, к.т.н., доц. (АО «НПП «Радар ммс»)  
**В. М. Балашов**, д.т.н., проф. (АО «НПП «Радар ммс»)  
**Я. В. Безель**, д.т.н., проф. (АО «Концерн ПВО «Алмаз-Антей»)  
**А. И. Белоус**, чл.-корр. НАН Беларуси, д.т.н., проф. (ОАО «ИНТЕГРАЛ»)  
**А. Б. Бляхман**, д.т.н., проф. (АО «ФНПЦ «ННИИРТ»)  
**М. М. Бутаев**, д.т.н., проф. (АО «НПП «Рубин»)  
**Н. Ю. Жибуртович**, д.т.н., проф. (АО «Корпорация Фазотрон-НИИР»)  
**Н. Н. Иванов**, д.т.н. (ОАО «Авангард»)  
**А. В. Киселев**, д.т.н., проф. (ФГБОУ ВО НГТУ)  
**В. Е. Красовский**, к.т.н., проф. (ПАО «ИНЭУМ им. И. С. Брука»)  
**А. В. Люхин**, к.т.н. (ПАО «МАК «Вымпел»)  
**В. В. Мартынов**, д.т.н., проф. (ФБГНУ «Аналитический центр»)  
**Н. А. Махутов**, чл.-корр. РАН, д.т.н., проф. (ИМАШ РАН)  
**Н. Л. Прохоров**, д.т.н., проф. (ПАО «ИНЭУМ им. И. С. Брука»)  
**С. А. Прохоров**, д.т.н., проф. (Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева)  
**В. И. Сергеев**, д.т.н., доц. (ВКБ АФУ (ОАО))  
**П. И. Смирнов**, к.т.н. (АО «НИИ «Масштаб»)  
**С. А. Сорокин**, к.т.н. (АО «НИИВК им. М. А. Карцева»)  
**А. Ф. Страхов**, д.т.н., проф. (АО «ГПТП «Гранит»)  
**В. Ф. Хватов**, д.т.н. (Гостехнадзор Ленинградской области)  
**С. В. Хохлов** (Департамент радиоэлектронной промышленности Минпромторга России)  
**В. И. Штейнберг**, к.т.н. (АО «НИИ «Аргон»)

Полное или частичное воспроизведение материалов допускается только с письменного разрешения АО «ЦНИИ «Электроника».

При перепечатке материалов ссылка на журнал «Вопросы радиоэлектроники» обязательна.

Ответственность за содержание рекламных материалов несут рекламодатели.

Ответственность за достоверность приведенных сведений, за наличие данных, не подлежащих открытой публикации, и точность информации по цитируемой литературе несут авторы.

Позиция редакции может не совпадать с мнением автора.

Все поступившие в редакцию материалы подлежат рецензированию.

Редакция не вступает в переписку с авторами статей, получившими мотивированный отказ в опубликовании.

Материалы, переданные в редакцию, не возвращаются.

Требования к оформлению статей размещены на сайте [www.instel.ru](http://www.instel.ru).

## Учредитель

АО «ЦНИИ «Электроника»

## Издатель

АО «ЦНИИ «Электроника»

## Генеральный директор, главный редактор

Алена Фомина  
[instel@instel.ru](mailto:instel@instel.ru)  
 +7 (495) 940-65-00

## Руководитель

### издательского отдела

Полина Корсунская  
[korsunskaya\\_p@instel.ru](mailto:korsunskaya_p@instel.ru)  
 +7 (495) 940-65-24

## Выпускающий редактор

Галина Романова  
[publish@instel.ru](mailto:publish@instel.ru)  
 +7 (495) 940-65-24

## Реклама

Михаил Фельдман  
[feldman\\_m@instel.ru](mailto:feldman_m@instel.ru)  
 +7 (495) 940-65-24

## Распространение и подписка

Вероника Филиппова  
[filippova\\_v@instel.ru](mailto:filippova_v@instel.ru)  
 +7 (495) 940-65-46

## Корректор

Юлия Никулина

## Компьютерная верстка

Григорий Арифудиан

## Адрес редакции

127299, г. Москва,  
 ул. Космонавта Волкова, д. 12  
 +7 (495) 940-65-00  
[www.instel.ru](http://www.instel.ru)  
[instel@instel.ru](mailto:instel@instel.ru)

## Подписка

В редакции  
[publish@instel.ru](mailto:publish@instel.ru)  
 +7 (495) 940-65-46

Агентство «Роспечать»

Индекс **84529**

(каталог «Газеты. Журналы»)

Индекс **59981**

(каталог «Научно-технические издания»)

Агентство «Урал-Пресс»

[www.ural-press.ru](http://www.ural-press.ru)  
 +7 (495) 961-23-62

Подписано в печать 28.06.2018.

Отпечатано в ООО «РА «Фора-профит Медиа»».

# Voprosy radioelektroniki

(Questions of radio  
electronics)

SCIENTIFIC JOURNAL

PUBLISHED FROM 1959

General technical series  
VOLUME 5

The journal is registered at the Federal Service for Compliance with the Law in Mass Communications and Cultural Heritage Protection (Certificate PI № FS77-31114 of February 15th, 2008).

The journal is included into the List of periodicals recommended by the State commission for academic degrees and titles for publishing of dissertation research results.

This journal is included in Russian Science Citation Index (RSCI).

## EDITOR-IN-CHIEF

**A. V. Fomina**, Doctor of Economics, Associate Professor, Corresponding Member of Russian Academy of Military Sciences

## EDITORIAL COUNCIL

**G. V. Antsev**, Candidate of Engineering, Associate Professor (Radar mms)  
**V. M. Balashov**, Doctor of Engineering, Professor (Radar mms)  
**Y. V. Besel**, Doctor of Engineering, Professor (Concern PVO Almaz-Antei)  
**A. I. Belous**, Corresponding Member of the National Academy of Sciences of Belarus, Doctor of Engineering, Professor (Joint Stock Company INTEGRAL)  
**A. B. Blyakhman**, Doctor of Engineering, Professor (NNIIRT)  
**M. M. Butaev**, Doctor of Engineering, Professor (NPP Rubin)  
**N. Y. Zhiburtovich**, Doctor of Engineering, Professor (PHAZOTRON-NIIR)  
**N. N. Ivanov**, Doctor of Engineering (Public Joint Stock Company Avangard)  
**A. V. Kiselev**, Doctor of Engineering, Professor (Novosibirsk State Technical University)  
**V. E. Krasovskiy**, Candidate of Engineering, Professor (The Institute of Electronic Control Computers named after I. S. Bruk)  
**A. V. Lyukhin**, Candidate of Engineering (MAK Vypel)  
**V. P. Martynov**, Doctor of Engineering, Professor (Analytical Center at the Ministry of Education and Science of the Russian Federation)  
**N. A. Makhutov**, Corresponding Member of Russian Academy of Sciences, Doctor of Engineering, Professor (Russian Academy of Sciences)  
**N. L. Prokhorov**, Doctor of Engineering, Professor (The Institute of Electronic Control Computers named after I. S. Bruk)  
**S. A. Prokhorov**, Doctor of Engineering, Professor (Samara University)  
**V. I. Sergeev**, Doctor of Engineering, Associate Professor (Voronezh Design Bureau Antenna Feeders)  
**P. I. Smirnov**, Candidate of Engineering (Scientific Research Institute Mashtab)  
**S. A. Sorokin**, Candidate of Engineering (Scientific Research Institute of Computer Science named after M. A. Karzev)  
**A. F. Strakhov**, Doctor of Engineering, Professor (Head center maintenance and repair Granite)  
**V. F. Khvatov**, Doctor of Engineering (State Technical Supervision Body of Leningrad Region)  
**S. V. Khokhlov** (Radio electronics Department of the Ministry of industry and trade of the Russian Federation)  
**V. I. Shteinberg**, Candidate of Engineering (Research Institute «Argon»)

Full or partial reproduction of materials is allowed only with the written permission of the Central Research Institute of Economy, management and information systems «Electronics».

At a reprint of materials the link on journal «Questions of radio electronics» is mandatory.

Advertisers are responsible for the content of advertisements.

Authors are responsible for reliable information, for the availability of data are not subject to open publication, and accuracy of information on the cited literature.

The editorial standpoint may not correspond with authors' opinions.

All incoming manuscripts are subject to review.

Editors do not correspond with authors, whose articles are considered unsuitable for the publication. Materials sent to the editor will not be returned.

## Founder

Central Research Institute  
of Economy, management and  
information systems «Electronics»

## Publisher

Central Research Institute  
of Economy, management and  
information systems «Electronics»

## General director, Editor-in-Chief

Alena Fomina  
instel@instel.ru  
+7 (495) 940-65-00

## Head of publish department

Polina Korsunskaya  
korsunskaya\_p@instel.ru  
+7 (495) 940-65-24

## Managing editor

Galina Romanova  
publish@instel.ru  
+7 (495) 940-65-24

## Advertise

Mikhail Feldman  
feldman\_m@instel.ru  
+7 (495) 940-65-24

## Distribution and subscribe

Veronika Filippova  
filippova\_v@instel.ru  
+7 (495) 940-65-46

## Proofreader

Yuliya Nikulina

## Design

Grigoriy Arifulin

## Editorial office

Kosmonavta Volkova st., 12,  
Moscow, Russian Federation,  
127299  
+7 (495) 940-65-00  
www.instel.ru  
instel@instel.ru

## Subscribe

publish@instel.ru  
+7 (495) 940-65-46

Signed to print 28.06.2018.

Printed in Fora-profit Media.

# Вопросы радиоэлектроники

## СОДЕРЖАНИЕ

Радиоэлектроника космического назначения .....	5	<b>ЭЛЕКТРОННЫЕ МОДУЛИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ</b>	
<b>РАДИОНАВИГАЦИЯ</b>		Горбунов А. В., Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Леканов А. В., Порпылев В. Г., Слободзян Н. С.	
Бабуров В. И., Иванцевич Н. В., Саута О. И.		<b>Автономная система обеспечения теплового режима электронных блоков космических аппаратов .....</b>	<b>72</b>
<b>Метод дифференциальной коррекции навигационного поля систем ближней навигации на основе спутниковых измерений ГЛОНАСС .....</b>	<b>6</b>	Кочин Л. Б., Страхов С. Ю., Матвеев С. А.	
Бабуров В. И., Васильева Н. В., Иванцевич Н. В.		<b>Особенности работы беспроводного канала передачи энергии в динамическом режиме .....</b>	<b>79</b>
<b>Перспективы совместного использования навигационных полей ГЛОНАСС и псевдоспутников для навигации и посадки самолетов в Арктике .....</b>	<b>13</b>	Колычев А. В., Керножицкий В. А., Левихин А. А.	
<b>СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ</b>		<b>О материалах термомиссионной системы охлаждения источников электроэнергии радиоэлектронных систем космических аппаратов .....</b>	<b>89</b>
Толпегин О. А., Махонин И. О.		Колычев А. В., Керножицкий В. А., Юнаков Л. П.	
<b>Наведение беспилотного летательного аппарата на посадочное устройство судна с использованием траектории поводыря .....</b>	<b>18</b>	<b>Гидродинамический термомиссионный источник энергообеспечения радиоэлектронных систем космических аппаратов .....</b>	<b>96</b>
Махонин И. О.		Джукич Д. Й., Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Мороз А. В., Слободзян Н. С.	
<b>Область начальных положений беспилотного летательного аппарата в трехмерном пространстве .....</b>	<b>24</b>	<b>Цифровое управление гексаподом на основе обратной модели динамики с реализацией на радиационно стойком ARM-микроконтроллере .....</b>	<b>103</b>
<b>ИЗМЕРЕНИЯ. ИСПЫТАНИЯ. КОНТРОЛЬ</b>		Горбунов А. В., Коротков Е. Б., Леканов А. В., Матвеев С. А., Слободзян Н. С., Яковенко Н. Г.	
Алешкин А. П., Макаров А. А., Матасов Ю. Ф.		<b>Опыт разработки системы управления механизмами с параллельной структурой типа «гексапод» для позиционирования и наведения крупногабаритных объектов информационных космических платформ .....</b>	<b>111</b>
<b>Новые результаты в редуцированном оценивании с систематическими погрешностями в измерениях и их применение для формирования групповой шкалы времени .....</b>	<b>30</b>	<b>ОБРАБОТКА СИГНАЛОВ И ИЗОБРАЖЕНИЙ</b>	
Горбунов А. В., Желтышев О. И., Яковенко Н. Г.		Петров Ю. В., Бакарас С. И., Юхно С. А.	
<b>Модальный анализ линейного привода .....</b>	<b>38</b>	<b>Определение координат источников радиоизлучения методом «мнимой базы» при использовании линейной модели .....</b>	<b>124</b>
Ильин М. Ю., Ким А. А., Разуваева И. С., Сотникова Н. В.		Петров Ю. В., Гармаш В. Н., Коробочкин Д. М.	
<b>Радиофотонная многопетлевая линия задержки для контроля и поверки технических параметров доплеровского радиолокатора .....</b>	<b>44</b>	<b>Обнаружение осадков и определение уровня их интенсивности по изображениям, формируемым системой улучшенного видения бортового радиоэлектронного комплекса обеспечения поисково-спасательных операций .....</b>	<b>131</b>
Страхов С. Ю., Карасев А. А., Сотникова Н. В.		Гармаш В. Н., Коробочкин Д. М., Матвеев С. А., Петров Ю. В., Рудыка С. А., Сухов Т. М.	
<b>Формализация и построение сетевой модели испытаний радиоэлектронной бортовой аппаратуры космического аппарата с помощью сетей Петри .....</b>	<b>51</b>	<b>Комплексирование информации от разнородных источников в бортовых комплексах обеспечения поисково-спасательных операций .....</b>	<b>139</b>
<b>НАДЕЖНОСТЬ</b>		Митюшов А. И., Карпов С. А., Крылов В. А.	
Архипова И. В.		<b>Особенности математического описания случайных сигналов с тремя уровнями квантования .....</b>	<b>147</b>
<b>Оценка показателей надежности электронной компонентной базы иностранного производства по результатам испытаний малых выборок .....</b>	<b>59</b>	<b>ПРАВИЛА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ СТАТЕЙ .....</b>	<b>155</b>
Архипова И. В.			
<b>Оценка надежности пьезоэлектрических вакуумных прецизионных резонаторов по результатам накопления и обобщения данных их жизненного цикла .....</b>	<b>65</b>		

## CONTENTS

Space radio electronics .....	5
-------------------------------	---

### RADIONAVIGATION

Baburov V. I., Ivantsevich N. V., Sauta O. I. Method of differential correction of the navigational field of short-range navigation and landing systems with use GLONASS .....	6
Baburov V. I., Vasileva N. V., Ivantsevich N. V. Navigation sharing prospects GLONASS and pseudolites fields for navigation and landing of aircraft in Arctic .....	13

### CONTROL SYSTEMS

Tolpegin O. A., Makhonin I. O. Guidance of unmanned aerial vehicle on the landing gear of the vessel using the trajectory of a guide dog .....	18
Makhonin I. O. Area of initial positions of a UAV (unmanned aerial apparatus) in three-dimensional space .....	24

### MEASUREMENTS. TESTING. CONTROL

Aleshkin A. P., Makarov A. A., Matasov Yu. F. New results in reduced estimation with systematic errors in measurements and their application for the formation of a group time scale .....	30
Gorbunov A. V., Zheltyshv O. I., Yakovenko N. G. Modal analysis of linear actuator .....	38
Ilyin M. Yu., Kim A. A., Razuvaeva I. S., Sotnikova N. V. Radio-photon multiloop delay line for monitoring and verification of technical parameters of doppler radar system .....	44
Strakhov S. Yu., Karasev A. A., Sotnikova N. V. Formalization and the construction of a network model of testing of the electronic onboard equipment of the spacecraft with the help of Petri nets .....	51

### RELIABILITY

Arkhipova I. V. The assessment of the reliability of electronic components of foreign production on the results of tests of small samples .....	59
Arkhipova I. V. Assessment of the reliability of vacuum precision piezoelectric resonators according to the results of the accumulation and compilation of their life cycle .....	65

### ELECTRONIC MODULES OF THE SPACECRAFT

Gorbunov A. V., Zhukov Yu. A., Korotkov E. B., Lekanov A. V., Porpylev V. G., Slobodzyan N. S. Autonomous heat support system of electronic blocks of space appliances .....	72
Kochin L. B., Strakhov S. Yu., Matveev S. A. Features of the wireless energy transfer's channel in a dynamic mode .....	79
Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A., Levikhin A. A. About materials of the thermoemission cooling system of blades of turbines of gas turbine converters of aerospace crafts of radio-electronic remote sensing of the Earth .....	89
Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A., Unakov L. P. Hydrodynamic thermoionic source of spacecraft radio-electronic systems power supply .....	96
Djukic D. J., Zhukov Yu. A., Korotkov E. B., Moroz A. V., Slobodzyan N. S. Hexapod digital control using the inverse dynamics and it implementation on the radiation-resistant ARM-microcontroller ...	103
Gorbunov A. V., Korotkov E. B., Lekanov A. V., Matveev S. A., Slobodzyan N. S., Yakovenko N. G. Experience of the development of the control system of mechanisms with parallel structure of the type «hexapod» for positioning and introduction of large-sized objects of information space platform .....	111

### SIGNALS AND IMAGES PROCESSING

Petrov Yu. V., Bakaras S. I., Yuhno S. A. Determination of radio sources location by the method of «imaginary base» when using the linear model .....	124
Petrov Yu. V., Garmash V. N., Korobochkin D. M. The detection of precipitation and the determination of their intensity level based on images generated by the visible range camera .....	131
Garmash V. N., Korobochkin D. M., Matveev S. A., Petrov Yu. V., Rudyka S. A., Sukhov T. M. Complexing information from different sources in the on-board systems search and rescue operations .....	139
Mityushov A. I., Karpov S. A., Krylov V. A. Especially the mathematical description of random signals with three levels of quantization .....	147

### RULES FOR SUBMITTING ARTICLES ..... 157





### **Радиоэлектроника космического назначения**

В настоящее время на мировой политической арене сложилась достаточно нестабильная ситуация. Помимо конфликтов в Восточной Европе, подогреваемых североатлантической коалицией, продолжает усугубляться положение на Ближнем Востоке. Важным стратегическим фактором является ухудшение отношений со странами НАТО в части развертывания систем противовоздушной обороны. Один из последних рассмотренных вопросов, принятых к обсуждению Альянсом, – развертывание систем противоракетной обороны в Германии. Данные события заставляют предпринимать дополнительные шаги для обеспечения безопасности нашей страны.

Для решения поставленных задач разрабатываются современные отечественные системы, поступающие на вооружение воздушно-космических сил России. В качестве примера можно привести новые электронные комплексы, имитирующие мишени. Данная аппаратура создает на радарх имитацию различных воздушных целей, а также формирует помехи. Разработанный инновационный комплекс для войск ПВО позволит проводить комплексные тренировки расчетов командных пунктов ПВО

и операторов РЛС в условиях, когда невозможна стрельба по обычным мишеням. Стоит также упомянуть о созданном дежурном радиолокационном поле на малых высотах, способном оперативно обнаруживать низколетящие цели, в том числе дронов. Данное поле уже функционирует над 23 крупнейшими городами России, и уже в ближайшее время подобная система будет функционировать над территорией воздушного пространства арктической зоны Российской Федерации.

Создание и обслуживание подобных комплексов было бы невозможным без должного уровня подготовки инженеров самой высокой квалификации. Для этого в профильных вузах формируются образовательные программы, ориентирующиеся на реальные потребности оборонной промышленности, чему способствуют крепкие связи со всеми ключевыми организациями отрасли. Значительное влияние на качество получаемого образования оказывает вовлеченность специалистов ведущих организаций в учебную деятельность и прохождение производственной практики.

Текущий номер журнала «Вопросы радиоэлектроники» подготовлен совместно с Балтийским государственным техническим университетом «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Вуз обладает богатыми традициями в сфере подготовки специалистов для оборонно-промышленного комплекса и ракетно-космической отрасли, и в прошлом году он отметил 85-летний юбилей. Студенты и специалисты БГТУ «ВОЕНМЕХ» задействованы в исследованиях радиоэлектронных управляющих систем, автоматизированных устройств для изучения труднодоступных территорий, а также в создании оборудования и программного обеспечения для новейшей военной техники. Их разработки преимущественно создаются на основе отечественных деталей и компонентов вместо зарубежных аналогов. Здесь у будущих работников отрасли существует возможность изучать структуру и устройство спутника ГЛОНАСС: в одном из учебных кабинетов установлена точная копия оборудования, работающего на космической орбите. Интересно, что в число разработчиков известной отечественной навигационной системы входит и выпускник БГТУ «ВОЕНМЕХ» Николай Тестоедов.

*А. В. Фомина,  
доктор экономических наук,  
главный редактор журнала  
«Вопросы радиоэлектроники»*

Для цитирования: Бабуров В. И., Иванцевич Н. В., Саута О. И. Метод дифференциальной коррекции навигационного поля систем ближней навигации на основе спутниковых измерений ГЛОНАСС // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 6–12. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-6-12  
УДК 621.391.26:621.396.96

**В. И. Бабуров<sup>1</sup>, Н. В. Иванцевич<sup>1, 2</sup>, О. И. Саута<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> АО «НАВИГАТОР», <sup>2</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# МЕТОД ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ СИСТЕМ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ НА ОСНОВЕ СПУТНИКОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ГЛОНАСС

*Современные требования Международной организации гражданской авиации (ИКАО) к точности и надежности определения местоположения летательных аппаратов (ЛА) различных типов, особенно при полетах в районе аэродрома, приводят к необходимости гармонизации (выравнивания) точностных характеристик различных радиотехнических систем для возможности использования любой из них при выполнении полета. Точность определения координат ЛА с использованием стандартных режимов ГНСС составляет единицы метров, а в дифференциальных режимах может достигать сантиметров. В то же время погрешности определения координат по традиционным аэронавигационным системам ближней навигации и посадки (VOR/DME, РСБН, ILS), особенно вдали от наземных радиомаяков, значительно больше погрешностей ГНСС и могут составлять десятки и сотни метров. В статье изложены методические подходы к повышению точностных характеристик радионавигационных полей систем ближней навигации и посадки на основе идеологии дифференциальной коррекции и технологий ГЛОНАСС. Предложенный метод формирования матрицы погрешностей навигационного поля систем ближней навигации и посадки проиллюстрирован на примере коррекции аномальной погрешности поля системы инструментальной посадки типа ILS.*

**Ключевые слова:** навигационное поле, радионавигационная система, дифференциальная коррекция, ГЛОНАСС.

## Введение

Наблюдаемая тенденция к ужесточению требований [1] к точности и надежности определения местоположения летательных аппаратов (ЛА), особенно при полетах в районе аэродрома, приводит к необходимости гармонизации (выравнивания) точностных характеристик различных радиотехнических систем для возможности при выполнении полета использовать любую из них при отказе или неработоспособности другой.

Точность определения координат ЛА с использованием стандартных режимов СРНС составляет единицы метров, а в дифференциальных режимах может достигать сантиметров [2]. В то же время погрешности определения координат по традиционным аэронавигационным системам ближней навигации и посадки (VOR/DME, РСБН, ILS), особенно вдали от наземных радиомаяков, значительно больше погрешностей СРНС и могут составлять десятки и сотни метров. При этом снижение точностных характеристик у таких систем зачастую обусловлено как переотражениями радиосигналов

от стационарных и нестационарных наземных объектов, так и изменением свойств и характера подстилающей поверхности вдоль трассы распространения радиоволн или в критической зоне системы [1, 3].

Развитие технологий ГНСС привело к их широкому использованию благодаря относительно низкой стоимости бортового оборудования и высокой точности определения координат и параметров движения ЛА. Повышение точности и целостности данных ГНСС с использованием дифференциальных режимов дало толчок для их использования в таких критических режимах, как обеспечение заходов ЛА на посадку с использованием инструментальных средств [2, 4, 5].

Широкое развитие комплексных и интегрированных систем бортовой авионики [6], обусловленное, в частности, бурным развитием вычислительных средств, привело в последние годы к тому, что на борту ЛА появилась возможность одновременного использования навигационных данных от множества навигационных систем и их совместной

обработки в одном вычислительном устройстве. Это позволяет не только повышать точность и достоверность навигационных данных, но и формировать непрерывную оценку параметров состояния ЛА при отказах или пропадании данных от некоторых систем.

Еще одним важным фактором, давшим существенный толчок развитию навигационных технологий, является широкое внедрение цифровых баз данных (ЦБД), элементы которых однозначно привязаны к геодезической системе координат. В настоящее время объем таких ЦБД практически не ограничен, и в них включают различные виды аэронавигационной и картографической информации, данные о параметрах естественных полей Земли (например, магнитного и гравитационного полей, поля рельефа местности и др. [5]). В эти же базы данных возможно занести информацию и о характеристиках навигационного поля радиотехнических систем в различных точках воздушного пространства. В дальнейшем эта информация может быть использована на борту ЛА при нахождении его в области действия конкретной системы.

#### Погрешности радиотехнических систем

В штатных условиях работы погрешности радиотехнических систем находятся в пределах, определяемых нормативными документами. В таблице приведены значения допустимых погрешностей в виде среднего квадратического отклонения (с.к.о.) для некоторых радиотехнических систем навигации [1].

Представленные в таблице данные показывают, что по мере удаления ЛА от наземного радиомаяка погрешности определения горизонтальных координат для наземных радионавигационных систем возрастают, а погрешности ГНСС практически всегда остаются постоянными. Более того, погрешности ГНСС при работе в дифференциальном режиме обеспечивают метровый уровень точности в зоне действия режима, что соответствует самым

высоким требованиям к точности систем, применяемых на этапах посадки ЛА.

Следует заметить, что представленные в табл. 1 данные отражают некоторую усредненную ситуацию, и реальные значения погрешностей на практике могут оказаться как больше, так и меньше указанных величин. Для практического использования важным является характер погрешности, т.е. величина систематической (постоянной во времени) и случайной составляющих в общей погрешности, которые могут быть обусловлены различными причинами. Среди причин систематических погрешностей могут быть в том числе системные погрешности, обусловленные особенностями построения системы, или ошибками выставки (юстировки) системы, или уходом опорных параметров. К случайным могут быть отнесены так называемые ошибки, обусловленные радиотехническими шумами в передающих и приемных устройствах. Сюда же можно отнести и некоторые виды преднамеренных помех.

#### Модели погрешностей радиотехнических систем

Для примера рассмотрим дискретное по времени  $t_i$  уравнение ошибок измерений углового отклонения от плоскости глissады  $\delta\epsilon(t_i)$  в системе инструментальной посадки типа ILS. Результаты анализа многолетних данных, полученных при выполнении инструментальных заходов на посадку множества типов ЛА на различных аэродромах и требований нормативных документов [1], показывает, что такое уравнение в общем случае может быть представлено в аддитивном виде

$$\delta\epsilon(t_i) = S + J(D)R(t_i) + F(D) + G(D), \quad (1)$$

где  $S$  – постоянная составляющая ошибки измерения углового отклонения ЛА от плоскости глissады, не изменяющаяся в течение времени выполнения захода на посадку и имеющая физическую природу, обусловленную ошибками юстировки (выставки) глissадного канала системы ILS;  $R(t_i)$  – случайная составляющая ошибки углового отклонения

Таблица. Допустимые погрешности радионавигационных систем

Параметр	Погрешности систем, с.к.о.				
	VOR/DME	РСБН	ILS/pDME	СРНС станд.	СРНС дифф.
Азимут, град.	0,5	0,25–1,0	0,2	–	–
Угол места, град.	–	–	0,1	–	–
Дальность, м	100–200	200	10–20	–	–
Горизонтальные координаты, м	100 + 10хД [км]	100 + 10хД [км]	4хД [км]*	5–10	1,0
Высота, м	–	–	2хД [км]*	10–15	1,5

\* При известной дальности до курсового и глissадного радиомаяков.



ЛА от посадочной глиссады, обусловленная радиотехническими шумами;  $J(D)$  – эмпирическая зависимость амплитуды шумовой составляющей углового отклонения, имеющая физическую природу, обусловленную снижением отношения сигнал/шум при удалении ЛА от глиссадного радиомаяка;  $F(D)$  – аномальная ошибка, имеющая физическую природу, обусловленную «развалом» глиссады вблизи глиссадного радиомаяка;  $G(D)$  – составляющая погрешности, обусловленная переотражениями радиосигналов от объектов, находящихся в критических зонах глиссадного радиомаяка. Заметим, что в общем виде аналогичная модель ошибок справедлива и для курсового радиомаяка системы (КРМ) ILS, за исключением составляющей  $F(D)$ .

Как показывают экспериментальные исследования, для аналитического представления эмпирических зависимостей  $J(D)$ ,  $F(D)$  удобно пользоваться аналитическими функциями следующего вида:

$$J(D) = \begin{cases} 1, & \text{при } D_j < D_n \\ 1 + \frac{D_j - \kappa D_n}{D_\kappa}, & \text{при } D_j > D_n \end{cases}; \quad (2)$$

$$F(D) = \begin{cases} \frac{\kappa D_n - D_j}{D_n}, & \text{при } D_j < D_n \\ 0, & \text{при } D_j > D_n \end{cases},$$

где  $D_n$  – горизонтальная дальность, ближе которой начинают проявляться эффекты, обусловленные «развалом» глиссады;  $D_\kappa$  – максимальная дальность, для которой выполняется моделирование процесса измерения;  $\kappa$  – коэффициент, зависящий, в общем случае, от категории системы ILS.

Следует заметить, что функция (2) отражает физическую природу радиотехнического принципа формирования глиссады в системе посадки типа ILS, описывая эффекты «развала» глиссады на малых расстояниях до глиссадного радиомаяка.

В этой статье рассматривается использование технологий ГЛОНАСС для оценки составляющих ошибки системы ILS, обусловленных ошибками выставки глиссадного или курсового каналов системы (составляющая типа  $S$ ) и переотражениями радиосигналов, то есть ошибками типа  $G(D)$ , в соответствии с (1).

Теория оценки влияния переотраженных сигналов на степень отклонения ЛА от равносигнальной плоскости [7] для маяков типа ILS, в которых используется принцип равносигнальной зоны, описывает величину угловой ошибки  $G$  положения ЛА относительно равносигнальной плоскости выражением

$$G \approx p \frac{F_1(\alpha) - F_2(\alpha)}{2 \left| \frac{dF(\theta)}{d\theta} \right|}, \quad \theta = \theta_0, \quad (3)$$

где  $p$  – отношение амплитуд поля отраженного и прямого сигналов;  $F_1(\alpha)$  и  $F_2(\alpha)$  – амплитудные зависимости от направления (диаграммы направленности), создаваемые соответственно первой и второй антеннами;  $\theta$  – угловое положение источника сигнала;  $\alpha$  – разность между угловыми положениями источников помехи и сигнала.

Таким образом, ошибка определения углового отклонения от курса или глиссады пропорциональна интенсивности сигнала помехи и обратно пропорциональна крутизне диаграммы направленности в области равносигнальной зоны.

Для примера на рис. 1 приведены расчетные величины ошибки определения угла отклонения от равносигнальной зоны, возникающей в системе, состоящей из двух разнесенных вибраторов.

Функциональная зависимость ошибки определения угла при наличии корреляционной помехи, представленная на рис. 1, рассчитывалась по формуле (4), вытекающей из формулы (3) для конкретного случая двух разнесенных антенн [7] в предположении небольшого углового разнеса источников помехи и сигнала, а также при малом коэффициенте отражения:

$$G \approx -p \frac{\sin\left(\frac{2\pi b}{\lambda} \sin \alpha\right)}{\frac{2\pi b}{\lambda}}, \quad (4)$$

где  $b$  – половина расстояния разнеса антенн;  $\lambda$  – длина волны.

При выполнении расчетов использовались значения параметров, характерные для глиссадного радиомаяка системы ILS:  $b = 3$  м;  $\lambda = 330$  МГц.

Анализ рис. 1 показывает, что максимальные ошибки определения углов отклонения в зависимости от уровня сигнала помехи могут достигать и даже превышать один градус, что недопустимо для глиссадного канала системы посадки, в котором точность определения углового отклонения должна составлять сотые доли градуса. Из рис. 1 следует, что в пространстве существуют выделенные направления, приход сигнала помехи с которых приводит к наибольшей величине ошибки определения углового отклонения. Принимая во внимание тот факт, что угол наклона стандартной глиссады в системе ILS составляет 2,66 град., а ширина сектора глиссады – всего около 1 град., можно утверждать, что наличие переотражений может привести к значительным ошибкам в определении угла отклонения ЛА от заданной глиссады, что ведет к возрастанию вероятности авиационного происшествия.

На рис. 2 приведена иллюстрация искривления линии курса, обусловленная попаданием в критическую область системы ILS объектов, например железного ангара или производственного железобетонного здания.

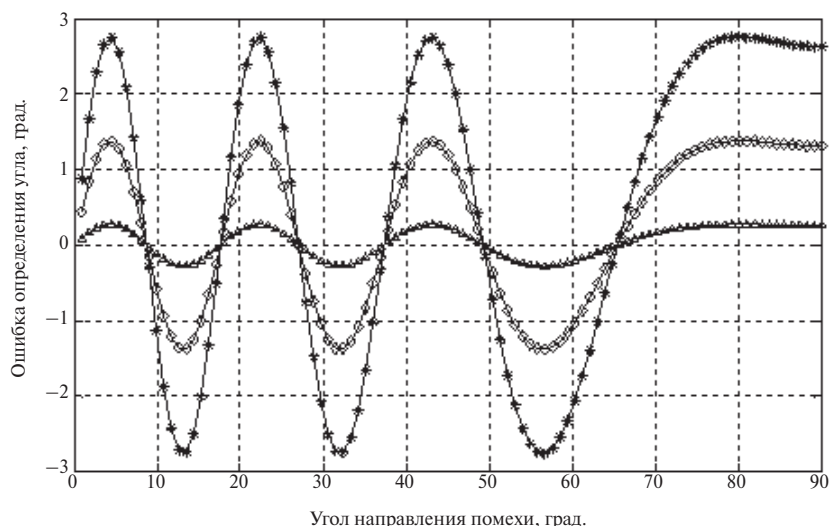


Рисунок 1. Ошибки определения угла при наличии корреляционной помехи ( $\rho = 1,0$  – символ «звездочка»;  $\rho = 0,5$  – символ «ромб»;  $\rho = 0,1$  – символ «треугольник»)

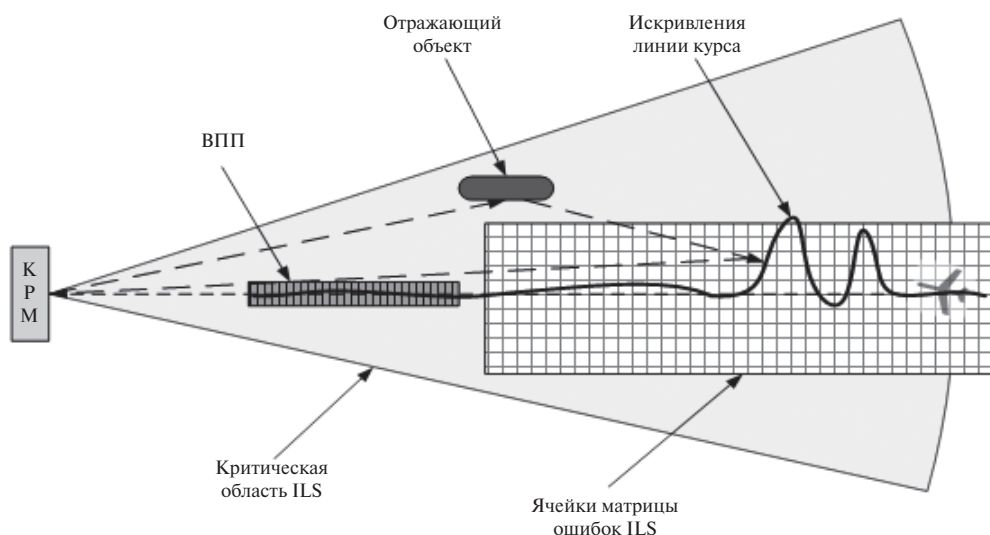


Рисунок 2. Иллюстрация влияния переотражений на искажение линии курса

Отражения радиосигналов от таких объектов приводят к появлению дополнительных ошибок в сигналах наведения при заходе ЛА на посадку. В [3] приведена формула для расчета спектра частот сигналов ошибки при наличии отраженных сигналов. Из этой формулы следует, что для подавления таких ошибок в бортовой аппаратуре необходимо использовать несколько приемных антенн, сигналы от которых поступают в суммирующее устройство с подавляющим фильтром в диапазоне частот 0,01–10 Гц, являющемся наиболее опасным для систем управления ЛА.

#### Формирования матрицы погрешностей навигационного поля

Развитие геоинформационных технологий для авиационных систем, таких, например, как система

раннего предупреждения близости земли (СРПБЗ/TAWS) [8], привело к тому, что в современной бортовой аппаратуре ЛА стали широко использоваться многомерные цифровые базы данных (ЦБД), описывающие рельеф земной поверхности, искусственные наземные объекты, а также элементы аэронавигационной системы государства. Физическим представлением элементов ЦБД являются кубические или прямоугольные области (ячейки) околоземного пространства, координаты которых задаются в геодезической системе (широта, долгота, высота). Размер ребер таких ячеек в современных ЦБД составляет от 100 до 1 м, а в перспективе и меньше. Для каждой из ячеек ЦБД формируются массивы разнообразных данных, характерных для геодезических координат, определяющих положение конкретной ячейки в пространстве. Например,

в двумерных ЦБД, используемых в системе СРПБЗ/TAWS, для каждой ячейки задаются значение максимальной высоты рельефа земной поверхности в границах данной ячейки и другая необходимая информация.

В [9] были рассмотрены базовые принципы контроля систем ближней навигации и посадки с использованием ГЛОНАСС. Суть предлагаемых методов заключалась в том, что проводилась регистрация данных местопределений по различным навигационно-посадочным системам, а эталонным средством считался высокоточный приемник ГЛОНАСС. Затем по данным измерений формировалась цифровая база данных (ЦБД), в которой в системе геодезических координат (широта, долгота, высота) хранились одномоментные разности измерений навигационных параметров, полученных от конкретной системы и этих же параметров, пересчитанных из высокоточных измерений ГЛОНАСС с использованием информации о координатах радиомаяков или взлетно-посадочных полос (ВПП). Накопление и статистическая обработка информации, хранящейся в упомянутых ЦБД, может осуществляться различными методами [8, 9], а использование накопленной информации должно осуществляться аналогично тому, как это происходит с аэронавигационными данными или данными о рельефе местности [10].

Пространственные элементы (ячейки) такой ЦБД (матрица ошибок навигационного поля, в соответствии с [9]) должны содержать оценки относительных погрешностей координат объекта (ЛА), полученные с использованием измерений от традиционных радионавигационных систем и данных ГЛОНАСС, которые при проведении предварительных работ по подготовке ЦБД использовались в качестве эталонных. В дальнейшем информация из элементов (ячеек) этой матрицы совместно с текущими измерениями радионавигационных систем может использоваться для коррекции измеряемых навигационных параметров подобно тому, как используется корректирующая информация в дифференциальных режимах работы навигационных систем.

Упрощенная схема коррекции данных ILS при использовании ЦБД представлена на рис. 3. Эта схема работает следующим образом. В бортовом навигационном комплексе в момент времени  $i$  определяются текущие координаты ЛА ( $B_i, L_i, H_i$ ), где  $B$  – широта;  $L$  – долгота;  $H$  – высота. Далее эти координаты поступают в вычислительное устройство, имеющее доступ к ЦБД с адресами ячеек, заданными геодезическими координатами ( $B_p, L_m, H_n; l, n, m = 0, 1, 2 \dots$ ), где хранятся поправки  $dE_{K_q}$  и  $dE_{\Gamma_q}$  ( $q = 0, 1, 2 \dots$ ) к измеренным ранее в этих областях пространства значениям отклонений

от курса и глиссады,  $E_K$  и  $E_{\Gamma}$  соответственно. Текущие значения поправок  $dE_{K_i}$  и  $dE_{\Gamma_i}$  выбираются из ЦБД путем анализа текущего пространственного положения ЛА относительно геодезических координат, определяющих адреса ячеек ЦБД. Для этого относительно индексов ( $s, t, u$ ) решаются три неравенства

$$\begin{cases} B_s < B_i < B_{s+1} \\ L_t < L_i < L_{t+1} \\ H_u < H_i < H_{u+1} \end{cases},$$

где  $s, t, u = 0, 1, 2, 3, \dots$ .

Решение этих неравенств определяет координаты ячейки ЦБД, в которой в текущий момент времени находится ЛА. Хранящееся в данной ячейке значение присваивается корректирующей поправке, которая затем будет использоваться для коррекции текущих измерений:

$$\begin{aligned} dE_{K_i} &= dE_{Ks, t, u}; \\ dE_{\Gamma_i} &= dE_{\Gamma s, t, u}. \end{aligned}$$

Далее осуществляется коррекция измеренных значений отклонений от курса и глиссады  $E_K$  и  $E_{\Gamma}$  в соответствии с выражениями

$$\begin{aligned} E_{K_{io}} &= E_{K_i} - dE_{K_i}; \\ E_{\Gamma_{io}} &= E_{\Gamma_i} - dE_{\Gamma_i}. \end{aligned}$$

Откорректированные значения отклонений от курса и глиссады  $E_{K_{io}}, E_{\Gamma_{io}}$  далее поступают на индикаторы пилота или в систему автоматического управления ЛА. Положительным эффектом при этом является устранение ошибок, обусловленных искривлениями радиотехнической глиссады.

Следует отметить [9], что элементы рассматриваемой ЦБД представляют собой оценки искривлений радиотехнической глиссады в фиксированных областях рабочей области действия ILS, и для их формирования необходимо выполнить множество заходов на посадку по траекториям, перекрывающим всю рабочую область конкретной радиотехнической системы, в частности, курсового и/или глиссадного радиомаяков ILS. Однако, учитывая тот факт, что на аэродромах ежедневно выполняется множество заходов на посадку, проблема построения такой базы данных имеет скорее организационный, чем технический характер.

Технология построения ЦБД позволяет создать эталонное навигационное поле. Передача параметров поля погрешностей, например через каналы систем авиационной электросвязи всем потребителям в регионе, позволит повысить точность аэронавигации в целом. Наиболее просто это сделать для систем посадки. Более того, использование ЦБД позволит обнаружить искусственные помехи, которые могут быть введены в сигналы навигационных систем, в том числе в сигналы ILS.

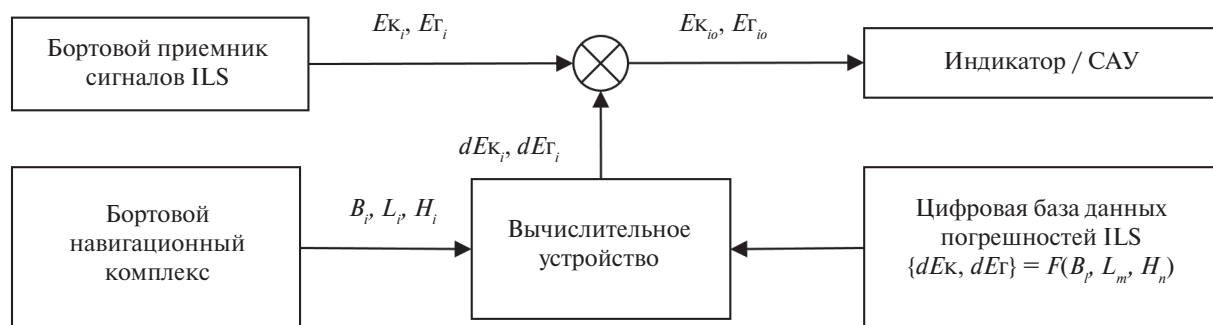


Рисунок 3. Схема использования цифровой базы данных погрешностей ILS

Создание общей сети обмена информацией между ЛА, находящимися в одном регионе, например на основе технологии АЗН-В, позволит осуществить оперативное оповещение потребителей о возможных ошибках местоопределения в системах посадки или в системах ближней навигации.

### Выводы

Предложенный в статье метод использования технологии дифференциальной коррекции навигационного поля традиционных навигационно-посадочных средств на основе технологий ГЛОНАСС позволяет повысить точность и надежность навигационного обеспечения летательных аппаратов.

Матрицы погрешностей навигационных полей радиотехнических систем ближней навигации и посадки могут быть интегрированы в широко используемые в настоящее время бортовые базы данных аэронавигационной и геоинформационной информации, так как имеют подобную внутреннюю структуру организации и хранения данных.

Результаты исследований могут быть использованы при разработке аэронавигационного обеспечения полетов летательных аппаратов, в том числе при контроле состояния радионавигационных полей, а также для обнаружения источников пассивных или активных помех в районе аэродрома.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационная электросвязь. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Радионавигационные средства. 6-е изд. Т. 1. Издание Международной организации гражданской авиации, 2006. 636 с.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
3. Сосновский А. А., Хаймович И. А. Радиотехнические средства ближней навигации и посадки летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 200 с.
4. Соловьев Ю. А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. 270 с.
5. Авиационная радионавигация: справочник / А. А. Сосновский, И. А. Хаймович, Э. А. Лутин, И. Б. Максимов; под ред. А. А. Сосновского. М.: Транспорт, 1990. 264 с.
6. Бабуров В. И., Пономаренко Б. В. Принципы интегрированной бортовой авионики. СПб.: Изд-во «Агентство «РДК-Принт»», 2005. 448 с.
7. Соломоник М. Е., Шатраков Ю. Г., Расин А. М. Корреляционные ошибки УКВ угломерных систем. М.: Советское радио, 1973. 208 с.
8. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: Изд-во «МАИ-ПРИНТ», 2012. 360 с.
9. Baburov V. I., Ivantsevich N. V., Sauta O. I. GLONASS technologies for controlling the fields of short-range navigation and landing systems, 24st St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Saint-Petersburg, CSRI Elektropribor, 2017, pp. 573–576.
10. Службы аэронавигационной информации. Приложение 15 к Конвенции о международной гражданской авиации. 12-е изд. Издание Международной организации гражданской авиации, 2004. 162 с.

### ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Бабуров Владимир Иванович**, д.т.н., генеральный директор АО «НАВИГАТОР», 199106, Санкт-Петербург, Шкиперский проток, 14, лит. 3, корп. 19, оф. 325, e-mail: baburov@navigat.ru.

**Иванцевич Наталия Вячеславовна**, д.т.н., профессор, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова; главный научный сотрудник, АО «НАВИГАТОР», 199106, Санкт-Петербург, Шкиперский проток, 14, лит. 3, корп. 19, оф. 325, e-mail: ivantsevich@navigat.ru.

**Саута Олег Иванович**, д.т.н., начальник научно-исследовательского сектора АО «НАВИГАТОР», 199106, Санкт-Петербург, Шкиперский проток, 14, лит. 3, корп. 19, оф. 325, e-mail: sauta@navigat.ru.

*For citation: Baburov V.I., Ivantsevich N.V., Sauta O.I. Method of differential correction of the navigational field of short-range navigation and landing systems with use GLONASS. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 6–12. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-6-12*

V.I. Baburov, N.V. Ivantsevich, O.I. Sauta

## METHOD OF DIFFERENTIAL CORRECTION OF THE NAVIGATIONAL FIELD OF SHORT-RANGE NAVIGATION AND LANDING SYSTEMS WITH USE GLONASS

The effective requirements of the International Civil Aviation Organization (ICAO) for accuracy and reliability of aircraft (AC) positioning, especially in case of flights in the airfield area, make it particularly relevant to harmonize the accuracy characteristics of various radio systems so that any of them can be utilized during the flight. AC positioning accuracy amounts to several metres for standard GNSS modes or several centimetres for differential modes. At the same time, positioning errors for traditional short-range navigation and landing systems (VOR/DME, SHORAN or ILS), especially away from land-based radio beacons, are much higher than GNSS errors and may reach dozens, even hundreds of metres. The inferior accuracy of traditional navigation and landing systems is commonly associated with radio signal reflections from stationary land-based objects and with changes in terrain characteristics along the radio wave path. The paper presents a technique for improving radio navigation field accuracy for short-range navigation and landing on the basis of philosophy of differential correction and GLONASS technologies. The offered method of shaping of matrix of errors of navigational field of systems for short-range navigation and landing is illustrated on example of correction the abnormal error of the instrumental landing system (ILS).

**Keywords:** navigational field, radio navigational system, differential correction, GLONASS.

## REFERENCES

1. Air electric communication. Application 10 to the Convention on international civil aviation. Radio navigational resorts. 6-e izd. *Edition of International Civil Aviation Organization*, 2006. vol. 1, 636 p. (In Russian).
2. GLONASS. *Principy postroeniya i funkcionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and functioning]. In: A.I. Perov, V.N. Harisov, ed; 4-e izd. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russian).
3. Sosnovsky A. A., Haymovich I. A. *Radio engineering resorts of short-range navigation and landing of flight vehicles*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 200 p. (In Russian).
4. Solovev Yu. A. *Sistemy sputnikovoy navigatsii* [System's v nightingales of satellite navigation]. Moscow, Eko-Trendz Publ., 2000, 270 p. (In Russian).
5. *Aviacionnaya radionavigatsiya: spravochnik* [Aviation radio navigation: Guide]. In: A. A. Sosnovskiy, ed. Moscow, Transport Publ., 1990, 264 p. (In Russian).
6. Baburov V.I., Ponomarenko B.V. *Printsipy integrirovannoy bortovoy avioniki* [Principles of the integrated airborne avionics]. Saint-Petersburg, Agentstvo RDK-Print Publ., 2005, 448 p. (In Russian).
7. Solomonik M. E., Shatrakov Yu. G., Rasin A. M. *Korrelatsionnye Oshibki UKV uglomernykh sistem* [Correlative Errors of VHF of goniometric systems. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1973, 208 p. (In Russian).
8. Kharin E. G., Kopylov I. A. *Tekhnologii letnykh ispytanij bortovogo oborudovaniya letatelnykh apparatov s primeneniem kompleksa bortovykh traektornykh izmerenij* [Technologies of flight tests of aircraft equipment of flight vehicles using complex of onboard trajectory measuring]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2012, 360 p. (In Russian).
9. Baburov V.I., Ivantsevich N.V., Sauta O.I. GLONASS technologies for controlling the fields of short-range navigation and landing systems, 24st St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Saint-Petersburg, CSRI Elektropribor Publ., 2017, pp. 573–576.
10. Services of aeronautical information. Application 15 to the Convention on international civil aviation. 12-e izd. Edition of International Civil Aviation Organization, 2004, 162 p. (In Russian).

## AUTHORS

**Baburov Vladimir**, Dr., head of research centre, SC NAVIGATOR, 14-3/19, Shkiperskiy protok, Saint-Petersburg, 199106, Russian Federation, e-mail: baburov@navigat.ru.

**Ivantsevich Nataliya**, Dr., assistant professor, Baltic State Technical University VOENMEH; chief researcher, SC NAVIGATOR, 14-3/19, Shkiperskiy protok, Saint-Petersburg, 199106, Russian Federation, e-mail: ivantsevich@navigat.ru.

**Sauta Oleg**, Dr., head of research sector, SC Navigator, 14, Shkiperskiy protok, Saint-Petersburg, 199106, Russian Federation, e-mail: sauta@navigat.ru.



Для цитирования: Бабуров В. И., Васильева Н. В., Иванцевич Н. В. Перспективы совместного использования навигационных полей ГЛОНАСС и псевдоспутников для навигации и посадки самолетов в Арктике // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 13–17.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-13-17  
УДК 621.391.26:621.396.96

**В. И. Бабуров<sup>1</sup>, Н. В. Васильева<sup>1</sup>, Н. В. Иванцевич<sup>1, 2</sup>**

<sup>1</sup> АО «Навигатор», <sup>2</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ПЕРСПЕКТИВЫ СОВМЕСТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ ГЛОНАСС И ПСЕВДОСПУТНИКОВ ДЛЯ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ В АРКТИКЕ

*При выполнении программ дальнейшего освоения Арктики актуальна задача навигационного обеспечения ЛА на всех этапах полета, включая и режим посадки. С учетом того, что навигационные системы с наземным базированием имеют ограниченные зоны действия, не покрывающие арктический регион, и значительно уступают в точности спутниковым радионавигационным системам (СРНС), применение навигационной аппаратуры потребителей (НАП) СРНС для навигации и посадки ЛА является перспективным. Особенности функционирования НАП СРНС в Арктике обусловлены особыми свойствами арктических трасс, наличием значительных отражений радиосигналов от подстилающей поверхности. Погрешности многолучевости имеют наибольшее значение при малых углах возвышения навигационных ИСЗ. Если из обработки в НАП исключить самые низкие спутники, сохраняя при этом возможность проведения навигационных определений с приемлемой точностью, то можно улучшить не только интегральные показатели точности навигационных определений, но и доступность. Анализируются состав и точностные характеристики рабочих созвездий СРНС ГЛОНАСС и ГЛОНАСС, дополненной псевдоспутниками, в Арктическом регионе России. Исследования выполнены методом имитационного математического моделирования. Установлена значительная избыточность таких созвездий. Исследована возможность использования этого фактора для уменьшения влияния многолучевости путем формирования управляемых рабочих созвездий в авиационном бортовом навигационно-посадочном комплексе.*

**Ключевые слова:** ГЛОНАСС, псевдоспутники, навигация, посадка, Арктика, моделирование.

## Введение

При интенсивном освоении Арктического региона России [1] ожидается существенное увеличение интенсивности полетов различных типов летательных аппаратов (ЛА) в регионе и использование для их посадки необорудованных традиционными посадочными средствами площадок и ледовых аэродромов. Это определяет актуальность задачи навигационного обеспечения ЛА на всех этапах полета в Арктике, включая и режим посадки. Перспективным координатно-временным обеспечением является спутниковая радионавигация. Отечественная система ГЛОНАСС создает навигационно-временное поле, удовлетворяющее требованиям авиации для навигации в стандартных условиях, а в сочетании с локальными функциональными дополнениями – и требованиям для посадки самолетов по I и II категориям ИКАО.

Однако в нештатных ситуациях, обусловленных затенениями спутников при кренах/тангажах ЛА

или при наличии помех приему сигналов с какого-либо направления, при работе в условиях влияния переотражений радиосигналов от подстилающей поверхности и в других ситуациях может возникнуть необходимость в формировании так называемого «управляемого рабочего созвездия» спутников. Такое созвездие отличается от стандартного тем, что из последнего по определенной программе на потребителя (П) исключаются отдельные спутники или спутники, расположенные относительно П в заданном диапазоне углов возвышения. При этом достигается эффект ослабления влияния помех на результаты координатно-временных измерений.

Реализуемость таких управляемых рабочих созвездий (РС) зависит от информационной избыточности навигационного поля СРНС и от допустимых углов возвышения спутников в РС, формируемом в навигационной аппаратуре потребителя (НАП). Чем больше информационная избыточность навигационного поля, тем больше возможностей для

создания управляемых РС в НАП. Известным способом увеличения информационной избыточности навигационного поля и, следовательно, РС в НАП является использование дополнительных локальных радионавигационных точек (РНТ) – например, псевдоспутников (ПС).

В статье анализируются точностные, информационные и структурные характеристики рабочих созвездий СРНС ГЛОНАСС и сети ПС в Арктическом регионе России.

### Точностные и информационные характеристики рабочих созвездий

При выборе варианта построения спутниковой навигационной системы и ее функциональных дополнений точность навигационных определений обычно оценивают по соответствующим геометрическим факторам [2, 3].

Информационные свойства навигационного поля СРНС ГЛОНАСС +  $n$  ПС,  $n \in [0; 1; 2]$ , будем характеризовать изменением энтропии  $k$  и количеством информации  $I$ , приобретаемым при переходе от номинального рабочего созвездия к управляемому путем исключения некоторых спутников из состава РС и добавления сети ПС.

Используя определение информации по Шеннону, можно представить изменение энтропии и количество информации в виде  $k = V_0 / V_1$ ,  $I = \log_2 (V_0 / V_1)$ . В этих формулах  $V_0$  и  $V_1$  характеризуют размеры областей неопределенности оцениваемых параметров до и после трансформации рабочего созвездия.

Можно показать, что при достаточно общих предположениях о равной точности измерения радионавигационных параметров по всем элементам РС отношение характеристик неопределенности  $V_0$  и  $V_1$  равно отношению соответствующих геометрических факторов (ГФ)  $\Gamma_0$  и  $\Gamma_1$ . Тогда  $k = \Gamma_0 / \Gamma_1$ ,  $I = \log_2 (k)$ .

### Численное моделирование

Исследование структурных и информационных характеристик рабочих созвездий СРНС ГЛОНАСС и сети ПС в Арктике проведено методом имитационного математического моделирования [4]. Основными рассчитываемыми характеристиками рабочих созвездий являются число «видимых» с потребителя спутников ГЛОНАСС  $n_b$  и геометрические факторы, соответствующие определенному навигационному параметру – широте, долготе, высоте, времени, положению в горизонтальной плоскости и в пространстве. По этим данным можно определить, в частности, изменение энтропии РС, количество информации, избыточность рабочего созвездия, оценить возможность борьбы с помехой многолучевости, искусственными помехами и другие показатели.

Для системы ГЛОНАСС моделировались ситуации «СРНС – ЛА». Каждой ситуации соответствовали случайное равновероятное расположение ЛА в регионе и случайный момент времени проведения навигационных определений, равновероятный из интервала повторяемости конфигурации спутников ГЛОНАСС. Алгоритмы и блок-схема моделирования ситуаций «СРНС – ЛА» подробно рассмотрены в монографии [5]. Арктический регион при исследованиях был ограничен меридианами  $30^\circ$  в.д. и  $170^\circ$  з.д. севернее полярного круга (широта  $\varphi \geq 66,5622^\circ$  с.ш.). Минимально допустимые углы возвышения ИСЗ изменялись от номинального значения  $\alpha_0$ , равного  $5^\circ$ , до  $20^\circ$  – в усеченных рабочих созвездиях. При исключении из РС спутников с углами возвышения, большими  $20^\circ$ , происходило существенное уменьшение информативности РС.

Увеличение избыточности навигационного поля возможно за счет объединения навигационных полей ГЛОНАСС и локальных радионавигационных точек, например, псевдоспутников. Моделировались ситуации «СРНС – ЛА – ПС<sub>1</sub> – ПС<sub>2</sub>». ЛА, ПС<sub>1</sub> и ПС<sub>2</sub> располагались в точках с априорно заданными координатами. Моменты времени навигационных определений выбирались равновероятно из интервала повторяемости конфигурации сети спутников ГЛОНАСС. Объем выборки составлял  $n = 100000$  точек. Моделируемые ситуации соответствовали режиму посадки ЛА на аэродром с координатами  $\varphi = 81,5^\circ$  с.ш.,  $\lambda = 59,2^\circ$  в.д. (о. Рудольфа); полагалось, что взлетно-посадочная полоса (ВПП) ориентирована по направлению Север – Юг, заход на посадку производится с северного направления. ЛА располагался последовательно в каждой из двух контролируемых точек посадочной глиссады соответственно на высотах  $h_1 = 60$  м и  $h_2 = 15$  м. Первая точка, называемая «точкой ухода на второй круг», удалена от торца ВПП по горизонтали на 600 м, а вторая находится над торцом ВПП. Псевдоспутники размещались под контролируемыми точками глиссады. Конфигурация сети ПС выбрана из условий минимизации геометрических факторов VDOP и PDOP в точках 1 и 2.

### Результаты моделирования

Результаты моделирования приведены в табл. 1, 2, 4 для системы ГЛОНАСС и в табл. 3 для системы ГЛОНАСС и сети из двух ПС.

В табл. 1 даны вероятности  $p(n_b)$  количественного состава рабочих созвездий навигационных искусственных спутников Земли (ИСЗ) при различных минимально допустимых углах возвышения спутников (углах места)  $\alpha_0$ . Курсивом выделены наиболее вероятные значения.

В табл. 2 приведены характеристики точности определения горизонтальных координат, высоты

и положения, определяемые значениями соответствующих геометрических факторов HDOP, VDOP и PDOP, при тех же значениях  $\alpha_0$ , что и в табл. 1.

Кратность ( $n_B$ ) покрытия Арктического региона навигационным полем спутников системы ГЛОНАСС больше, чем в среднем по земному шару и чем американской системой GPS номинальной конфигурации. Это объясняется разницей баллистических структур этих систем. В зоне радиовидимости (ЗРВ) ЛА, расположенного в Арктическом регионе России, находится не менее 7 НИСЗ ГЛОНАСС, а наиболее вероятное их число равно 9. Эти данные соответствуют номинальному значению допустимого угла возвышения НИСЗ, равному  $5^\circ$ .

В табл. 3 даны статистики характеристик точности HDOP, VDOP и PDOP для ЛА, находящегося в точке ухода на второй круг, при местоопределениях по интегрированной системе ГЛОНАСС + 2 ПС и в табл. 4 при местоопределениях по ГЛОНАСС. Исследуемые характеристики для точек 1 и 2 глиссады практически совпадают. Последние два столбца в табл. 3 и 4 содержат данные о результатах отбраковки рабочих созвездий по двум показателям: не собирается рабочее созвездие,  $n_B < 5$ ; рабочее созвездие содержит более 4 НИСЗ, но при этом плохой геометрический фактор, то есть PDOP > 6.

Анализ результатов моделирования позволяет установить предельные значения по возможному

увеличению параметра  $\alpha_0$ , при котором еще не будет происходить распад рабочего созвездия навигационных точек системы ГЛОНАСС и интегрированной системы ГЛОНАСС + 2 ПС. В управляемых рабочих созвездиях при работе по системе ГЛОНАСС параметр  $\alpha_0$  должен быть менее  $25^\circ$ , иначе возможны ситуации, когда геометрический фактор превысит допустимое значение. При работе по системе ГЛОНАСС + 2 ПС возможно  $\alpha_0$  увеличивать до  $40^\circ$ . Это дает дополнительные возможности при формировании управляемых рабочих созвездий.

### Заключение

Таким образом, проведенные исследования показали, что номинальные рабочие созвездия спутников СРНС ГЛОНАСС в Арктическом регионе России обладают значительной информационной избыточностью. Это позволяет в навигационных комплексах ЛА со стандартной НАП реализовывать дополнительные функциональные возможности. Информационная избыточность может быть дополнительно увеличена за счет использования локальных радионавигационных точек. Это улучшит доступность, целостность и надежность информационно-навигационного поля, точность и надежность навигационных определений, повысит возможную категорию посадки по спутниковой системе.

Таблица 1. Состав рабочих созвездий НИСЗ ГЛОНАСС в Арктике

$\alpha_0$	$p(n_B = 5)$	$p(n_B = 6)$	$p(n_B = 7)$	$p(n_B = 8)$	$p(n_B = 9)$	$p(n_B = 10)$	$p(n_B = 11)$
$5^\circ$	0	0	0	0,1001	0,7675	0,1237	0,0086
$10^\circ$	0	0,0090	0,1040	0,4757	0,4114	0	0
$15^\circ$	0	0,1201	0,3144	0,4696	0,0959	0	0
$20^\circ$	0,0303	0,3709	0,3822	0,2136	0,0029	0	0

Таблица 2. Статистики геометрических факторов ГЛОНАСС в Арктике

$\alpha_0$	ГФ	Среднее (ГФ)	СКО (ГФ)	МАХ (ГФ)
$5^\circ$	HDOP	0,900	0,064	1,188
	VDOP	1,516	0,201	2,000
	PDOP	1,764	0,196	2,253
$10^\circ$	HDOP	0,986	0,120	1,931
	VDOP	1,815	0,410	5,260
	PDOP	2,068	0,413	5,513
$15^\circ$	HDOP	1,111	0,224	2,348
	VDOP	2,319	0,843	5,261
	PDOP	2,578	0,854	5,605
$20^\circ$	HDOP	1,284	0,290	2,530
	VDOP	2,973	1,083	6,752
	PDOP	3,247	1,097	7,133

Таблица 3. Статистики геометрических факторов ГЛОНАСС + 2 ПС в Арктике (о. Рудольфа)

$\alpha_0$	ГФ	Среднее (ГФ)	СКО (ГФ)	Max (ГФ)	$P(\eta_B < 5)$	$P(PDOP > 6)$
5°	HDOP VDOP PDOP	0,799 0,597 0,998	0,026 0,006 0,024	0,933 0,607 1,113	0,00000	0,00000
10°	HDOP VDOP PDOP	0,856 0,602 1,047	0,068 0,004 0,058	1,052 0,608 1,215	0,00000	0,00000
15°	HDOP VDOP PDOP	0,923 0,605 1,105	0,087 0,003 0,074	1,168 0,608 1,316	0,00000	0,00000
20°	HDOP VDOP PDOP	1,001 0,606 1,171	0,095 0,001 0,082	1,171 0,608 1,319	0,00000	0,00000
25°	HDOP VDOP PDOP	1,086 0,607 1,245	0,074 0,001 0,065	1,250 0,620 1,391	0,00000	0,00000
30°	HDOP VDOP PDOP	1,186 0,610 1,334	0,113 1,006 0,103	1,752 0,637 1,864	0,00000	0,00000
35°	HDOP VDOP PDOP	1,324 0,617 1,462	0,178 0,009 0,166	1,961 0,645 2,064	0,00000	0,00000
40°	HDOP VDOP PDOP	1,557 0,626 1,682	0,361 0,009 0,343	2,873 0,671 2,943	0,00000	0,00000

Таблица 4. Статистики геометрических факторов ГЛОНАСС в Арктике (о. Рудольфа)

$\alpha_0$	ГФ	Среднее (ГФ)	СКО (ГФ)	Max (ГФ)	$P(\eta_B < 5)$	$P(PDOP > 6)$
5°	HDOP VDOP PDOP	0,874 1,522 1,756	0,052 0,165 0,161	1,058 1,955 2,223	0,00000	0,00000
10°	HDOP VDOP PDOP	0,951 1,902 2,129	0,105 0,451 0,451	1,235 2,873 3,107	0,00000	0,00000
15°	HDOP VDOP PDOP	1,040 2,335 2,559	0,131 0,640 0,638	1,372 5,263 5,404	0,00000	0,00000
20°	HDOP VDOP PDOP	1,143 2,985 3,204	0,148 0,999 0,984	1,677 5,263 5,407	0,00000	0,00000
25°	HDOP VDOP PDOP	1,298 3,677 3,906	0,169 0,900 0,885	2,003 5,692 5,999	0,00000	0,03797
30°	HDOP VDOP PDOP	1,409 4,396 4,619	0,207 0,615 0,625	2,253 5,758 6,000	0,14587	0,13036
35°	HDOP VDOP PDOP	1,404 4,920 5,118	0,171 0,491 0,510	1,842 5,805 6,000	0,49151	0,16962
40°	HDOP VDOP PDOP	1,557 5,532 5,748	0,037 0,212 0,205	1,675 5,816 6,000	0,86160	0,09668

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Основы государственной политики Российской Федерации в Арктике на период до 2020 года и дальнейшую перспективу (утв. Президентом РФ 18.09.2008 № Пр-1969).
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова; 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
3. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. 270 с.
4. Соболев И.М. Метод Монте-Карло. М.: Наука, 1985. 80 с.
5. Совместное использование навигационных полей спутниковых радионавигационных систем и сетей псевдоспутников / Бабуров В.И., Иванцевич Н.В., Васильева Н.В., Панов Э.А. СПб.: Изд-во «Агентство "РДК-Принт"», 2005. 264 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Бабуров Владимир Иванович**, д.т.н., генеральный директор, АО «Навигатор», 199106, Санкт-Петербург, Шкиперский проток, 14, лит. 3, корп. 19, оф. 325, e-mail: baburov@navigat.ru.

**Васильева Наталья Валентиновна**, к.т.н., старший научный сотрудник, АО «Навигатор», 199106, Санкт-Петербург, Шкиперский проток, 14, лит. 3, корп. 19, оф. 325, e-mail: vasileva@navigat.ru.

**Иванцевич Наталия Вячеславовна**, д.т.н., профессор, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова; главный научный сотрудник, АО «НАВИГАТОР», 199106, Санкт-Петербург, Шкиперский проток, 14, лит. 3, корп. 19, оф. 325, e-mail: ivantsevich@navigat.ru.

*For citation: Baburov V.I., Vasileva N.V., Ivantsevich N.V. Navigation sharing prospects GLONASS and pseudolites fields for navigation and landing of aircraft in Arctic. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 13–17. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-13-17*

V.I. Baburov, N.V. Vasileva, N.V. Ivantsevich

## NAVIGATION SHARING PROSPECTS GLONASS AND PSEUDOLITES FIELDS FOR NAVIGATION AND LANDING OF AIRCRAFT IN ARCTIC

In view of the development of the Arctic Region the problem of aircraft (AC) navigation support under arctic conditions throughout the flight, including the landing stage, acquires special momentum. Given that land-based navigation systems have a limited range which does not cover the Arctic Region and are significantly inferior to satellite radio navigation systems (SRNS), SRNS user navigation equipment (UNE) becomes extremely important for AC navigation and landing. The functioning of SRNS UNE in the polar regions is determined by the characteristics of the satellite signal propagation path under arctic conditions and considerable radio signal reflection from the underlying surface. Multipath errors are of special significance for low satellite elevations. If low satellites are excluded from processing by UNE while maintaining acceptable positioning accuracy, both the integral accuracy rates and accessibility may be improved. The paper analyses the composition and information characteristics of working satellite constellations in integrated GLONASS and pseudolites positioning in the Arctic region of Russia. Our study performed by simulation modelling has established considerable redundancy of working constellations at the nominal value of admissible satellite elevation. This factor has been studied for forming controllable working constellations in aircraft on board navigation and landing complex.

**Keywords:** GLONASS, pseudolite, navigation, landing, modelling, Arctic.

## REFERENCES

1. Fundamentals of the state policy of the Russian Federation in the Arctic for the period up to 2020 and further perspective (approved by the President of the Russian Federation 18.09.2008 no. Pr-1969) (In Russian).
2. GLONASS. *Principy postroeniya i funkcionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and functioning]. In: A.I. Perov, Harisov V.N., ed. 4-e izd. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russian).
3. Solovov Yu.A. *Sistemy sputnikovoj navigacii* [Satellite navigation systems]. Moscow, Eko-Trendz Publ., 2000, 270 p. (In Russian).
4. Sobol I.M. *Metod Monte-Karlo* [Monte Carlo method]. Moscow, Nauka Publ., 1985, 80 p.
5. Baburov V. I., Ivantsevich N.V., Vasileva N.V., Panov E.A. *Sovmestnoe ispolzovanie navigacionnyh polej sputnikovyh radionavigacionnyh sistem i setej psevdosputnikov* [Shared use of navigation fields of satellite radionavigation systems and pseudolite networks]. Saint-Petersburg, Agentstvo «RDK-Print» Publ., 2005, 264 p. (In Russian).

## AUTHORS

**Baburov Vladimir**, Dr., head of research centre, SC Navigator, 14-3/19, Shkiperskiy protok, Saint-Petersburg, 199106, Russian Federation, e-mail: baburov@navigat.ru.

**Vasileva Natalya**, PhD, senior researcher, SC Navigator, 14-3/19, Shkiperskiy protok, Saint-Petersburg, 199106, Russian Federation, e-mail: vasileva@navigat.ru.

**Ivantsevich Nataliya**, Dr., assistant professor, Baltic State Technical University VOENMEH; chief researcher, SC NAVIGATOR, 14-3/19, Shkiperskiy protok, Saint-Petersburg, 199106, Russian Federation, e-mail: ivantsevich@navigat.ru.



О. А. Толпегин<sup>1</sup>, И. О. Махонин<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# НАВЕДЕНИЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ПОСАДОЧНОЕ УСТРОЙСТВО СУДНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРАЕКТОРИИ ПОВОДЫРЯ

Рассмотрена задача наведения беспилотного летательного аппарата на посадочное устройство судна за заданное время с заданными терминальными условиями. Задача решается в два этапа. На первом этапе в результате решения задачи расчета оптимального программного управления при выполнении заданных терминальных условий определяется траектория поводыря, которая вычисляется без учета инерционности летательного аппарата и системы управления. При этом определяется оптимальная программа изменения угла тангажа, как сумма оптимального изменения угла атаки и угла наклона вектора скорости, а также оптимальная программа изменения тяги винта электродвигателя. На втором этапе полученные программы используются для управления инерционным летательным аппаратом, а за счет выбора параметров контура стабилизации угла тангажа обеспечивается выведение на траекторию поводыря с заданными терминальными условиями. Приводится контрольный пример.

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, траектория движения поводыря, выведение на траекторию движения поводыря.

## Введение

При посадке беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на судно требуется выполнение заданных граничных (терминальных) условий в момент подлета к зацепному устройству судна [1]. Для выполнения заданных терминальных условий можно решить задачу оптимального управления, но при этом необходимо учитывать инерционные свойства БПЛА и его системы управления. Учет инерционности усложняет решение задачи оптимального управления, поэтому в статье на первом этапе строится оптимальная траектория движения с использованием упрощенной модели движения БПЛА, которая называется траекторией движения поводыря, а затем формируется управление инерционного БПЛА, обеспечивающее выведение на траекторию движения поводыря, обеспечивающую выполнение заданных терминальных условий. Статья продолжает исследования, рассмотренные в [2].

## Постановка задачи и метод решения

Рассмотрим следующую задачу оптимального терминального управления. Движение БПЛА в вертикальной плоскости определяется векторным дифференциальным уравнением

$$\frac{dz}{dt} = f(z(t), R(t), u(t)), \quad (1)$$

$$\text{где } z(t) = \begin{bmatrix} y \\ x \\ \theta \\ \omega_z \\ \vartheta \\ \delta_B \end{bmatrix}; f(z(t), R(t), u(t)) = \begin{bmatrix} V \sin \theta \\ V \cos \theta \\ R \cos \alpha / m - (C_{x0} + A \alpha^2) q S / m - g \sin \theta \\ R \sin \alpha / (m V) + C_y^\alpha \alpha q S / (m V) - g \cos \theta / V \\ (m_z^\alpha \alpha + m_z^\omega \omega_z l / V + m_z^\delta \delta_B) q S l / J_z \\ \omega_z \\ (k_1(u - \vartheta) - k_2 \omega_z - \delta_B) / T_P \end{bmatrix}.$$

Здесь  $y$  – высота;  $x$  – дальность;  $V$  – скорость;  $\theta$  – угол наклона вектора скорости;  $\omega_z$  – угловая скорость вращения вокруг поперечной оси;  $\vartheta$  – угол тангажа;  $\delta_B$  – угол поворота руля высоты;  $\alpha$  – угол атаки;  $C_{x0}$ ,  $A$ ,  $m_z^\alpha$ ,  $m_z^\omega$ ,  $m_z^\delta$  – безразмерные аэродинамические коэффициенты;  $S$  – площадь миделя;

$q = \rho V^2/2$  – скоростной напор;  $m$  – масса;  $g$  – ускорение силы тяжести;  $\rho$  – плотность воздуха, изменением которой с высотой пренебрегаем;  $R$  – тяга винта электродвигателя;  $l$  – длина;  $J_z$  – момент инерции вокруг поперечной оси;  $k_1, k_2$  – коэффициенты усиления в контуре стабилизации угла тангажа;  $T_p$  – постоянная времени рулевого тракта;  $u$  – сигнал управления.

Управлением является сигнал управления  $u(t)$ , который удовлетворяет ограничению

$$|u(t)| \leq u_M, \quad (2)$$

и тяга винта электродвигателя, которая также ограничена:

$$0 \leq R(t) \leq R_M. \quad (3)$$

Задан начальный момент управляемого движения  $t_0$  и момент окончания управляемого движения  $T$ . Начальные условия произвольны.

При  $t = T$  заданы граничные условия, необходимые для срабатывания зацепного устройства, расположенного на судне [1]:

$$y = y_T, x = x_T, V = V_T, \theta = \theta_T \quad (4)$$

Требуется найти программу управления БПЛА, обеспечивающую выполнение заданных терминальных условий (4) в заданный момент времени  $T$ .

Выбор программы управления разбиваем на два этапа: вначале определяется оптимальная программа наведения безынерционного летательного аппарата на посадочное устройство судна при выполнении заданных терминальных условий. Эта траектория называется «траекторией движения поводыря». Затем на основе этой траектории определяется управление БПЛА с учетом его инерционных свойств и инерционности системы управления, обеспечивающее выполнение заданных терминальных условий в момент подлета к зацепному устройству судна.

Для определения оптимальной программы управления безынерционным БПЛА решим следующую вспомогательную задачу оптимального управления.

Движение безынерционного БПЛА в вертикальной плоскости определяется векторным дифференциальным уравнением

$$\frac{dz_1}{dt} = f_1(z_1(t), R_1(t), \alpha_1(t)), \quad (5)$$

$$\text{где } z_1 = \begin{bmatrix} y_1 \\ x_1 \\ V_1 \\ \theta_1 \end{bmatrix};$$

$$f_1 = \begin{bmatrix} V_1 \sin \theta_1 \\ V_1 \cos \theta_1 \\ R_1 \cos \alpha_1 / m - (C_{x0} + A\alpha_1^2)q_1 S / m - g \sin \theta_1 \\ R_1 \sin \alpha_1 / (mV_1) + C_y^\alpha \alpha_1 q_1 S / (mV_1) - g \cos \theta_1 / V_1 \end{bmatrix}.$$

Управлением БПЛА является угол атаки, который ограничен:

$$|\alpha_1(t)| \leq \alpha_M, \quad (6)$$

и тяга винта электродвигателя  $R_1(t)$ , которая удовлетворяет ограничению (3):

$$0 \leq R_1(t) \leq R_M. \quad (7)$$

Задан начальный момент управляемого движения  $t_0$  и конечный момент окончания управляемого движения  $T$ . Начальные условия произвольны.

При  $t = T$  заданы граничные условия, совпадающие с (4):

$$y_1 = y_T, x_1 = x_T, V_1 = V_T, \theta_1 = \theta_T \quad (8)$$

В качестве критерия оптимальности возьмем проекцию вектора  $w = z_1(T) - z_1(t_0)$  на направление единичного вектора  $l = [\sin(\xi), \cos(\xi), 0, 0]$ , где  $\xi$  – угол между вектором  $l$  и осью  $ox$  (рис. 1), и будем искать максимум критерия

$$J = l^T w = l^T [z_1(T) - z_1(t_0)]. \quad (9)$$

Если вектор  $z_1(t_0)$  задан, то нужно искать максимум критерия

$$J_1 = l^T z_1(T). \quad (10)$$

Решение задач (5), (6), (7) с критерием (10) при заданных начальных условиях рассмотрено в ряде работ (например, в [3]).

В нашем случае вектор  $z_1(T)$  задан, поэтому будем искать максимум критерия

$$J_2 = [-l^T z_1(t_0)]$$

или минимум критерия

$$J_3 = l^T z_1(t_0) = y(t_0) \sin \xi + x_1(t_0) \cos \xi. \quad (11)$$

Следовательно, нужно найти управления  $\alpha_1(t)$  и  $R_1(t)$ , которые удовлетворяют ограничениям (6) и (7), при которых выполняются граничные условия (8) в заданный момент времени  $T$ , а критерий оптимальности (11) принимает минимальное значение. Движение БПЛА удовлетворяет системе

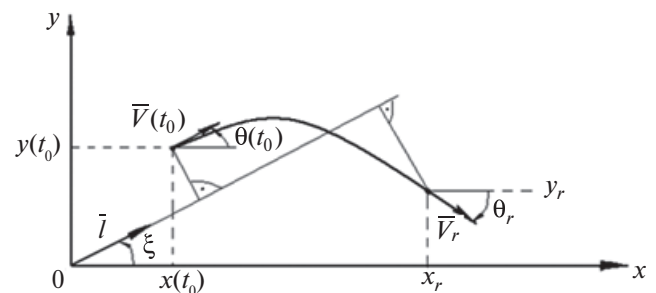


Рисунок 1. Пояснения к критерию (9) (индекс «1» опущен)

уравнений (5), левый конец траектории свободен, а начальный момент движения  $t_0$  задан.

Рассмотрим необходимые условия принципа максимума для вспомогательной задачи [4, 5].

Функция Гамильтона для системы (5) с терминальным критерием (11) имеет вид

$$H = \Psi^T f = \sum_{i=1}^4 \Psi_i f_i = \Psi_y V_1 \sin \theta_1 + \Psi_x V_1 \cos \theta_1 + \Psi_V R_1 \cos \alpha_1 / m - \Psi_V (c_{x0} + A \alpha_1^2) S q_1 / m - \Psi_V g \sin \theta_1 + \Psi_\theta R_1 \sin \alpha_1 / (m V_1) + \Psi_\theta c_y^\alpha \alpha_1 S q_1 / (m V_1) - \Psi_\theta g \cos \theta_1 / V_1. \quad (12)$$

Сопряженная система определяется из векторного уравнения

$$\frac{d\Psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial z_1},$$

которая имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{d\Psi_y}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial y_1} = 0; \quad \frac{d\Psi_x}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x_1} = 0; \\ \frac{d\Psi_V}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V_1} = \Psi_V (c_{x0} + A \alpha_1^2) \frac{S}{m} \rho V_1 - \Psi_\theta c_y^\alpha \alpha_1 \frac{S}{m} \rho - \Psi_\theta \frac{g \cos \theta_1}{V_1^2} - \Psi_y \sin \theta_1 - \Psi_x \cos \theta_1; \\ \frac{d\Psi_\theta}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta_1} = \Psi_V g \cos \theta_1 - \Psi_\theta \frac{g \sin \theta_1}{V_1} - \Psi_y V_1 \cos \theta_1 + \Psi_x V_1 \sin \theta_1. \end{aligned} \quad (13)$$

Так как левый конец траектории свободен, а начальный момент времени  $t_0$  задан, то из условия трансверсальности на левом конце траектории

$$\left[ \frac{\partial J_3}{\partial z_1} + \Psi \right]_{t=t_0}^T \delta z_{10} = 0, \quad (14)$$

где  $(\delta z_{10})^T = (\delta y_{10}, \delta x_{10}, \delta V_{10}, \delta \theta_{10})$  – вектор вариаций при  $t = t_0$ , получим начальные условия для сопряженной системы:

$$\Psi_y(t_0) = -\sin \xi, \quad \Psi_x(t_0) = -\cos \xi, \quad \Psi_V(t_0) = 0, \quad \Psi_\theta(t_0) = 0. \quad (15)$$

Так как момент окончания движения  $T$  и вектор  $z_1(T)$  заданы, то на правом конце траектории вектор сопряженной системы неизвестен.

Таким образом, задача оптимального управления сводится к краевой задаче: найти решение системы уравнений (5) и (13), фазовые координаты которых удовлетворяют начальным условиям (15) и граничным условиям (8). Кроме того, согласно принципу максимума, функция Гамильтона (12) при оптимальном управлении должна достигать максимума. Причем управления  $\alpha_1(t)$  и  $R_1(t)$  должны удовлетворять ограничениям (6) и (7).

Функцию Гамильтона представим в виде

$$H(\alpha_1, R_1) = H_0 + H_1 \alpha_1 + H_2 \alpha_1^2 + K(\alpha_1) R_1, \quad (16)$$

где

$$\begin{aligned} H_0 &= \Psi_y V_1 \sin \theta_1 + \Psi_x V_1 \cos \theta_1 - \Psi_V c_{x0} S q_1 / m - \Psi_V g \sin \theta_1 - \Psi_\theta g \cos \theta_1 / V_1; \\ H_1 &= \Psi_\theta c_y^\alpha S \rho V_1 / (2m); \quad H_2 = -\Psi_V A S \rho V_1^2 / (2m); \\ K(\alpha) &= \Psi_V \cos \alpha_1 / m + \Psi_\theta \sin \alpha_1 / (m V_1). \end{aligned}$$

Максимум функции Гамильтона (16) определялся численно при дискретном изменении  $\alpha_1(t)$  от  $(-\alpha_M)$  до  $(+\alpha_M)$  с шагом 0,01 рад и вычислении тяги  $R_1(t)$  по алгоритму

$$R_1(t) = \begin{cases} R_M, & \text{если } K(\alpha_1) > 0; \\ 0, & \text{если } K(\alpha_1) \leq 0. \end{cases}$$

Исследования показывают, что режим особого управления в данной задаче не возникает.

Для решения краевой задачи за основу был взят метод последовательных приближений И. А. Крылова и Ф. Л. Черноусько [6, 7], но с учетом, что правый конец траектории закреплен, а левый – свободен.

Алгоритм состоит из следующих шагов:

1. Задается допустимая функция управления  $\alpha_1^0(t)$ , которая записывается в память ЭВМ в дискретном виде:  $\alpha_0(t_0), \alpha_0(t_1), \dots, \alpha_0(t_N = \vartheta)$ , где  $N$  – число шагов интегрирования уравнений движения. Начальное значение тяги винта двигателя  $R_1^0(t)$  принималось равным нулю.
2. В обратном направлении времени решается система дифференциальных уравнений (5) с постоянным шагом интегрирования  $h = (\vartheta - t_0)/N$ , граничными условиями (8) и заданными управлениями  $\alpha_1^0(t)$  и  $R_1^0(t) = R_M$  от  $t = \vartheta$  до момента времени  $t_0$ . Полученное решение обозначается через  $z_1^0(t)$  и после каждого шага интегрирования записывается в память ЭВМ. Вычисляется  $J_3(z_1^0(t_0))$ .
3. В прямом направлении времени решается сопряженная система уравнений (13) с постоянным шагом  $h$  и начальными условиями (15) от  $t = t_0$  до  $t = \vartheta$  и вычисляется вектор сопряженной системы  $\Psi^0(t)$ . Дискретные значения вектора  $z_1^0(t)$  выбираются из памяти ЭВМ.
4. Одновременно из условия максимума функции Гамильтона  $H$  в каждый момент времени  $t_i$  ( $i = 0, 1, \dots, N$ ) находятся новые управления  $\alpha_1^1(t_i), R_1^1(t_i)$ :

$$\max_{(\alpha_1^1(t_i), R_1^1(t_i))} H(z_1^0(t_i), \Psi^0(t_i), \alpha_1^1(t_i), R_1^1(t_i)). \quad (17)$$

5. Найденные управления  $\alpha_1^1(t), R_1^1(t)$  подставляются в (5) и в результате решения в обратном

направлении времени с граничными условиями (8) находится  $z_1^1(t)$  и вычисляется  $J_3(z_1^1(t_0))$ .

6. Находится  $\Psi^1(t)$  и т.д.

Вычисления продолжают до тех пор, пока изменение критерия оптимальности (11) не станет меньше допустимой величины.

В результате решения определяем оптимальные программы  $\tilde{\alpha}_1(t)$  и  $\tilde{R}_1(t)$ , а также вектор начальных условий  $z_1(t_0)$  и программу изменения угла тангажа

$$\tilde{\vartheta}_{\text{ИПР}}(t) = \tilde{\vartheta}_1(t) + \tilde{\alpha}_1(t), \quad (18)$$

где  $\tilde{\vartheta}_1(t)$  – оптимальная программа изменения угла наклона вектора скорости БПЛА, полученная в результате решения вспомогательной задачи.

На втором этапе определяем решение системы уравнений движения инерционного БПЛА (1) с программой управления  $u(t) = \tilde{\vartheta}_{\text{ИПР}}(t)$ ,  $R(t) = \tilde{R}_1(t)$  и с начальным вектором  $z(t_0)$ , где первые четыре составляющие этого вектора равны соответствующим составляющим вектора  $z_1(t_0)$ , полученного в результате решения вспомогательной задачи оптимального управления безынерционным БПЛА. Остальные составляющие вектора  $z(t_0)$  принимают следующие значения:  $\vartheta(t_0) = \tilde{\vartheta}_{\text{ИПР}}(t_0)$ ,  $w_z(t_0) = 0$ ,  $\delta_B(t_0) = 0$ . Выбирая параметры контура стабилизации угла тангажа  $k_1$  и  $k_2$  (последнее уравнение системы (1)), добиваемся выполнения требуемых терминальных условий в момент подлета к посадочному устройству.

Рассмотрим работоспособность предложенного алгоритма на следующем примере.

Параметры гипотетического БПЛА имели следующие значения:  $C_{x0} = 0,34$ ;  $A = 0,01$ ;  $C_y^a = 50$ ;  $S = 0,036 \text{ м}^2$ ;  $m = 20 \text{ кг}$ ;  $\alpha_M = 15 \text{ град.}$ ;  $R_M = 100 \text{ Н}$ .

Терминальные условия:  $T = 27 \text{ с}$ ;  $V_T = 26 \text{ м/с}$ ;  $\theta_T = y_T = x_T = 0$ .

В результате решения вспомогательной задачи при угле  $\xi$  наклона единичного вектора  $l$ , равному  $172 \text{ град}$ , получены следующие начальные условия:  $t_0 = 0$ ;  $V(t_0) = 67 \text{ м/с}$ ;  $\theta(t_0) = -5^\circ$ ;  $y(t_0) = 200 \text{ м}$ ;  $x(t_0) = -1450$ .

Оптимальная программа изменения угла тангажа и угла наклона вектора скорости безынерционного БПЛА представлена на рис. 2. Тяга винта электродвигателя равна нулю.

В результате моделирования были подобраны параметры контура стабилизации угла тангажа:  $k_1 = 100$ ,  $k_2 = 1$ ,  $T_{\text{РП}} = 1 \text{ с}$ . Угол закладки руля высоты не превышал  $15 \text{ град}$ .

При этих параметрах были получены следующие терминальные условия для инерционного БПЛА (см. таблицу):  $t_0 = 0$ ;  $V(t_0) = 67 \text{ м/с}$ ;  $\theta(t_0) = -5^\circ$ ;  $y(t_0) = 200 \text{ м}$ ;  $x(t_0) = -1450$ .

На рис. 3 показаны траектории движения безынерционного БПЛА (сплошная линия) и с учетом инерционности (пунктирная линия).

На рис. 4 показан график изменения скорости БПЛА с учетом инерционности.

## Заключение

Таким образом, задача наведения беспилотного летательного аппарата на посадочное устройство судна за заданное время с заданными терминальными

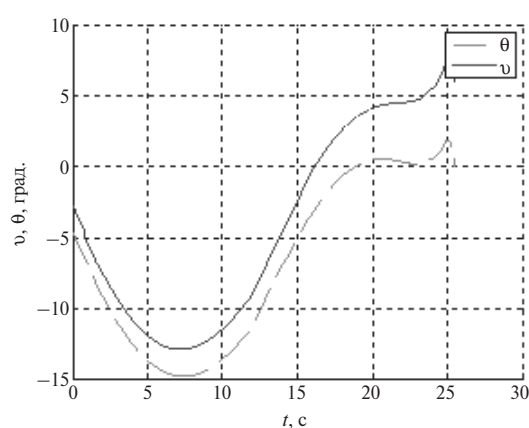


Рисунок 2. Программа изменения угла тангажа и угла наклона вектора скорости

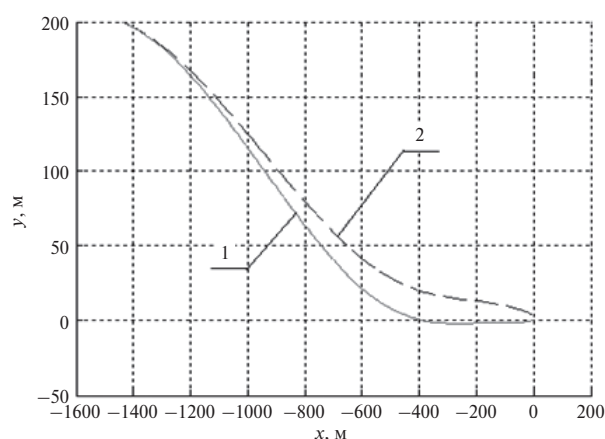


Рисунок 3. Траектории движения БПЛА: безынерционного (график 1) и с учетом инерционности (график 2)

Таблица. Полученные терминальные условия

$V(T)$ , м/с	$\theta(T)$ , рад	$\omega_z(T)$ , рад/с	$v(T)$ , рад	$x(T)$ , м	$y(T)$ , м
26,86	-0,12	-0,03	0,07	4,70	3,16

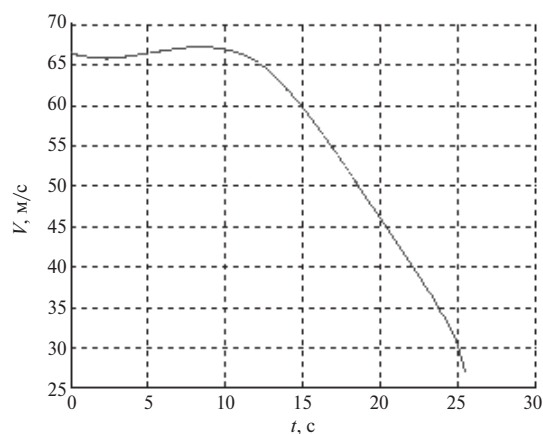


Рисунок 4. Изменения скорости БПЛА с учетом инерционности

условиями решается в два этапа: на первом этапе в результате решения задачи расчета оптимального программного управления при выполнении заданных терминальных условий определяется траектория поводыря, которая вычисляется без учета инерционности летательного аппарата и системы управления. При этом определяется оптимальная программа изменения угла тангажа, как сумма оптимального изменения угла атаки и угла наклона вектора скорости, а также оптимальная программа изменения тяги винта электродвигателя. На втором этапе полученные программы используются для управления инерционным летательным аппаратом, а за счет выбора параметров контура стабилизации угла тангажа обеспечивается выведение на траекторию поводыря с заданными терминальными условиями.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Посадка беспилотных летательных аппаратов на суда: проблемы и решения / А.А. Александров, М.С. Дворяшин, В.В. Морозов, Е.С. Петухова; под ред. С.Н. Шарова. СПб.: Судостроение, 2014. 182 с.
2. Толпегин О.А., Махонин И.О. Наведение беспилотного летательного аппарата на посадочное устройство судна при действии ветра // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 62–65.
3. Красовский Н.Н. Игровые задачи о встрече движений. М.: Наука, 1970. 420 с.
4. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. М.: Наука, 1983. 392 с.
5. Кабанов С.М. Оптимизация динамических систем при действии возмущений. М.: Физматлит, 2008. 200 с.
6. Крылов И.А., Черноусько Ф.Л. О методе последовательных приближений для решения задач оптимального управления // Журнал вычислительной математики и математической физики, 1962. Т. 2. № 6. С. 1132–1138.
7. Черноусько Ф.Л., Баничук В.П. Вариационные задачи механики и управления. М.: Наука, 1973. 176 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Толпегин Олег Александрович**, д.т.н., профессор, зав. кафедрой А5 процессов управления, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (911) 920-19-29, e-mail: bgtu\_a5@mail.ru.

**Махонин Иван Олегович**, аспирант, кафедра А5 процессов управления, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 769-55-53, e-mail: bgtu\_a5@mail.ru.

*For citation: Tolpegin O.A., Makhonin I.O. Guidance of unmanned aerial vehicle on the landing gear of the vessel using the trajectory of a guide dog. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 18–23. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-18-23*

O. A. Tolpegin, I. O. Makhonin

## GUIDANCE OF UNMANNED AERIAL VEHICLE ON THE LANDING GEAR OF THE VESSEL USING THE TRAJECTORY OF A GUIDE DOG

The problem of the UAV command on the landing gear of the vessel for a specified time to specified terminal conditions. Problem is solved in two stages: in the first phase as a result of solving the problem of optimal calculation software control when performing the specified terminal conditions is determined by the trajectory of the guide, which is calculated without taking into account the inertia of an aircraft apparatus and control system. When the program determines the optimal pitch angle change, as the sum of the optimum angle of attack changes angle and velocity, as well as the optimum traction motor change programme. In the second phase, the programme received are used to control the inertial aircraft, but by selecting options path angle is provided by pitch stabilization launch on toolpath guide with the specified terminal conditions. Provides a test case.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, trajectory of motion guide, deducing on the trajectory of a guide dog.



## REFERENCES

1. Aleksandrov A. A., Dvoryashin M. S., Morozov V. V., Petukhova E. S. et al. *Posadka bespilotnykh letatelnykh apparatov na suda: problemy i resheniya* [Landing unmanned craft: problems and decisions]. In: S. N. Sharov, ed. Saint-Petersburg, Sudostroenie Publ., 2014, 182 p. (In Russian).
2. Tolpegin O. A. Makhonin O. I. Acting Guidance UAV on the landing gear of a ship under the action of wind. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 62–65 (In Russian).
3. Krasovskiy N. N. *Igrovye zadachi o vstreche dvizheniy* [Gaming task of meeting]. Moscow, Nauka Publ., 1970, 420 p. (In Russian).
4. Pontryagin L. S., Boltyanskiy V. G., Gamkrelidze R. V., Mishchenko E. F. *Matematicheskaya teoriya optimalnykh processov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow, Nauka Publ., 1983, 392 p. (In Russian).
5. Kabanov S. M. *Optimizatsiya dinamicheskikh sistem pri deystvii vozmushcheniy* [Optimization of dynamical systems under the action of perturbations]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 200 p. (In Russian).
6. Krylov I. A., Chernousko F. L. On a method of successive approximations for the solution of problems of optimal control. *Zhurnal vychislitel'noy matematiki i matematicheskoy fiziki*, 1962, vol. 2, no. 6, pp. 1132–1139 (In Russian).
7. Chernousko F. L., Banichuk V. P. *Variatsionnye zadachi mekhaniki i upravleniya* [Variational problems of mechanics and control]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 176 p. (In Russian).

## AUTHORS

**Tolpegin Oleg**, Dr., professor, head of the department «Control processes», Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 920-19-29, e-mail: bgtu\_a5@mail.ru.  
**Makhonin Ivan**, junior researcher, postgraduate student, department «Control processes», Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 769-55-53, e-mail: bgtu\_a5@mail.ru.

**И. О. Махонин<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ОБЛАСТЬ НАЧАЛЬНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ТРЕХМЕРНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

При посадке беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на судно требуется выполнение заданных граничных значений вектора состояния в момент подлета к зацепному устройству. В статье рассмотрено решение задачи о расчете точек области начальных положений (ОНП) БПЛА, из которой БПЛА может попасть в заданный момент времени в заданную область прицеливания, расположенную на судне в районе нахождения зацепного устройства. При этом фазовые координаты БПЛА в момент подлета к зацепному устройству должны иметь заданные значения. Для расчета точек, расположенных на границе ОНП, решаются вспомогательные задачи оптимального программного управления. Для их решения используются необходимые условия принципа максимума Л. С. Понтрягина. В статье рассмотрен алгоритм численного решения вспомогательной задачи оптимального программного управления и результаты расчета точек, расположенных на дальней границе ОНП, то есть точек, расположенных на максимальном удалении от точки прицеливания (точки нахождения зацепного устройства).

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, область начальных положений, расчет точек на границе области начальных положений с использованием принципа максимума.

## Введение

Существует несколько способов посадки беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на судно [1]. При проведении дальнейших исследований предполагается, что в качестве посадочного устройства будет использовано устройство на основе кран-балки, расположенной на борту судна [1]. В этом случае БПЛА должен подлететь к зацепному устройству, расположенному на кран-балке, при этом необходимо обеспечить выполнение заданных параметров движения БПЛА в момент подлета к зацепному устройству. В статье рассмотрена задача о расчете множества точек, из каждой точки которого БПЛА сможет за заданное время подлететь к зацепному

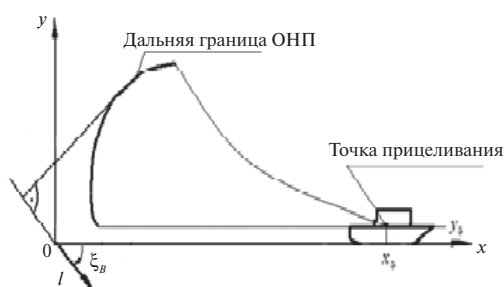


Рисунок 1. К расчету точек дальней границы ОНП

устройству с заданными терминальными условиями. Такое множество ниже называется областью начальных положений (ОНП).

ОНП можно рассматривать как область, противоположную области достижимости БПЛА. Область достижимости определит множество точек, куда придет БПЛА к заданному моменту времени из начальной точки при переборе всех программ управлений, удовлетворяющих заданным ограничениям, а ОНД определяет множество начальных точек, откуда БПЛА может попасть в заданную точку с заданными терминальными условиями к заданному моменту времени при переборе всех программ управлений, удовлетворяющих заданным ограничениям. В силу родственности этих задач для расчета ОНП можно использовать методы, аналогичные методам расчета областей достижимости [2–6].

В статье рассматривается метод расчета ОНП в трехмерном пространстве, из каждой точки которой БПЛА сможет попасть за заданное время в точку нахождения зацепного устройства с заданными терминальными (граничными) условиями. Расчет ОНП сводится к расчету точек, расположенных на границе этой области. На рис. 1 показана дальняя граница сечения ОНП в вертикальной плоскости.

Статья продолжает исследования, рассмотренные в [7, 8].

**Постановка задачи**

Движение БПЛА определяется векторным дифференциальным уравнением

$$\frac{dw}{dt} = f(w(t), \alpha(t), \beta(t)), \quad (1)$$

где  $w^T = (V, \theta, \Psi, x, y, z); f(w(t), \alpha(t), \beta(t))^T = (f_V, f_\theta, f_\Psi, f_x, f_y, f_z);$

$$f_V = \frac{R \cos(\alpha) \cos(\beta)}{m} - \frac{X}{m} - g \sin(\theta);$$

$$f_\theta = \frac{R \sin(\alpha)}{mV} + \frac{Y}{mV} - g \frac{\cos(\theta)}{V};$$

$$f_\Psi = \frac{R \cos(\alpha) \sin(\beta)}{mV \cos(\theta)} + \frac{Z}{mV \cos(\theta)}; f_x = V \cos(\theta) \cos(\Psi);$$

$$f_y = V \sin(\theta); f_z = -V \cos(\theta) \sin(\Psi); X = C_x q S;$$

$$Y = C_y q S; Z = C_z q S; q = \rho \frac{V^2}{2}; \rho = \rho_0 e^{-\frac{y}{10000}};$$

$$C_x = C_{x0} + AC_y^2 + BC_z^2; C_y = C_{y0} + C_y^\alpha \alpha; C_z = C_{z0} + C_z^\beta \beta.$$

Здесь  $V$  – скорость движения БПЛА;  $R$  – сила тяги винта, вращение которого осуществляется электродвигателем;  $m$  – масса;  $\theta$  – угол наклона вектора скорости;  $\Psi$  – угол поворота вектора скорости;  $x, y, z$  – координаты центра масс БПЛА в неподвижной системе координат  $oxyz$ ;  $\alpha$  и  $\beta$  – углы атаки и скольжения;  $X$  – сила лобового сопротивления;  $Y$  – подъемная сила;  $Z$  – боковая сила;  $C_x, C_y, C_z, C_{x0}, C_{y0}, C_{z0}, C_y^\alpha, C_z^\beta$  – безразмерные аэродинамические коэффициенты;  $S$  – характерная площадь, используемая при расчете аэродинамических сил;  $q$  – скоростной напор;  $\rho$  – плотность воздуха.

Управлениями являются углы атаки и скольжения, которые удовлетворяют ограничениям

$$|\alpha(t)| \leq \alpha_M, |\beta(t)| \leq \beta_M. \quad (2)$$

Сила тяги электродвигателя также ограничена:

$$0 \leq R(t) \leq R_M. \quad (3)$$

Изменение массы БПЛА за время посадки не учитываем.

Задан начальный момент управляемого движения  $t_0$  и конечный момент окончания управляемого движения  $t$ , соответствующий моменту подлета к посадочному устройству.

При  $t = t$  заданы граничные условия

$$V = V_0, \theta = \theta_0, \Psi = \Psi_0, y = y_0, x = x_0, z = z_0. \quad (4)$$

Введем единичный вектор

$$l^T = (0, 0, 0, \cos \xi_\Gamma \cos \xi_B, \sin \xi_B, \sin \xi_\Gamma \cos \xi_B), \quad (5)$$

направление которого определяется углами  $\xi_\Gamma$  и  $\xi_B$  (рис. 2).

Будем искать минимум критерия, аналогичного критерию в [7], но в трехмерном пространстве:

$$J_3 = l^T w(t_0) = x(t_0) \cos \xi_\Gamma \cos \xi_B + y(t_0) \sin \xi_B + z(t_0) \sin \xi_\Gamma \cos \xi_B. \quad (6)$$

Следовательно, нужно найти управления  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$  и  $R(t)$ , которые удовлетворяют ограничениям (2), (3) и при которых выполняются граничные условия (4) в заданный момент времени  $t$ , а критерий оптимальности (6) принимает минимальное значение. Движение БПЛА удовлетворяет системе уравнений (1), левый конец траектории свободен, а начальный момент движения  $t_0$  задан.

**Метод решения**

Рассмотрим необходимые условия принципа максимума для этой задачи.

Функция Гамильтона для системы (1) с терминальным критерием (6) имеет вид

$$H = \Psi_V \left( \frac{R \cos \alpha \cos \beta}{m} - \frac{X}{m} - g \sin \theta \right) +$$

$$+ \Psi_\theta \left( \frac{R \sin \alpha}{mV} + \frac{Y}{mV} - g \frac{\cos \theta}{V} \right) +$$

$$+ \Psi_\Psi \left( \frac{R \cos \alpha \sin \beta}{mV \cos \theta} + \frac{Z}{mV \cos \theta} \right) + \Psi_x (V \cos \theta \cos \Psi) +$$

$$\Psi_y (V \sin \theta) + \Psi_z (-V \cos \theta \sin \Psi). \quad (7)$$

Составим сопряженную систему уравнений:

$$\frac{d\Psi_V}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V} = \Psi_V \left( c_{x0} + A\alpha^2 \right) \frac{\rho VS}{m} -$$

$$- \Psi_\theta \left( \frac{R \sin(\alpha)}{mV^2} + c_y^\alpha \alpha \frac{\rho S}{2m} + g \frac{\cos(\theta)}{V^2} \right) +$$

$$+ \Psi_\Psi \left( \frac{R \cos(\alpha) \sin(\beta)}{mV^2 \cos(\theta)} - \frac{c_z^\beta \beta \rho S}{2m \cos(\theta)} \right) -$$

$$- \Psi_x V \cos(\theta) \cos(\Psi) - \Psi_y V \sin(\theta) + \Psi_z V \cos(\theta) \sin(\Psi);$$

$$\frac{d\Psi_\theta}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \theta} = \Psi_V g \cos(\theta) - \Psi_\theta g \frac{\sin(\theta)}{V} +$$

$$+ \Psi_\Psi \left( \frac{R \cos(\alpha) \sin(\beta) \sin(\theta)}{mV \cos(\theta)^2} + \frac{c_z^\beta \beta q S \sin(\theta)}{mV \cos(\theta)^2} \right) +$$

$$+ \Psi_x V \sin(\theta) \cos(\Psi) - \Psi_y V \cos(\theta) - \Psi_z V \sin(\theta) \sin(\Psi);$$

$$\frac{d\Psi_\Psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \Psi} = \Psi_x V \cos(\theta) \sin(\Psi) + \Psi_z V \cos(\theta) \cos(\Psi);$$

$$\frac{d\Psi_x}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x} = 0;$$

$$\frac{d\Psi_y}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial y} = \Psi_V \left( c_{x0} + A\alpha^2 \right) \frac{qS}{am} + \Psi_\theta c_y^\alpha \alpha \frac{qS}{amV} +$$

$$+ \Psi_\Psi \frac{c_z^\beta \beta qS}{amV \cos(\theta)}; \frac{d\Psi_z}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial z} = 0.$$

В (8) пренебрегаем изменением плотности с высотой и не учитываем изменение аэродинамических коэффициентов в зависимости от скорости полета.

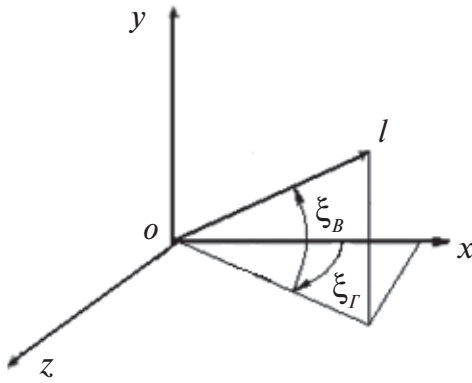


Рисунок 2. Направление единичного вектора  $l$

Рассмотрим условия трансверсальности для фиксированного момента времени  $t_0$ :

$$\left[ \frac{\partial J_3}{\partial w} + \Psi \right]_{t=t_0}^T \delta w_{t_0} = 0, \quad (9)$$

$$\text{где } w = \begin{bmatrix} V \\ \theta \\ \psi \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \Psi = \begin{bmatrix} \Psi_V \\ \Psi_\theta \\ \Psi_\psi \\ \Psi_x \\ \Psi_y \\ \Psi_z \end{bmatrix}, \delta w_{t_0} = \begin{bmatrix} \delta V_{t_0} \\ \delta \theta_{t_0} \\ \delta \psi_{t_0} \\ \delta x_{t_0} \\ \delta y_{t_0} \\ \delta z_{t_0} \end{bmatrix}, \frac{\partial J_3}{\partial w} = \begin{bmatrix} \frac{\partial J_3}{\partial V} \\ \frac{\partial J_3}{\partial \theta} \\ \frac{\partial J_3}{\partial \psi} \\ \frac{\partial J_3}{\partial x} \\ \frac{\partial J_3}{\partial y} \\ \frac{\partial J_3}{\partial z} \end{bmatrix}.$$

Условие (9) в развернутом виде выглядит так:

$$\begin{aligned} & \Psi_V(t_0) \delta V_{t_0} + \Psi_\theta(t_0) \delta \theta_{t_0} + \Psi_\psi(t_0) \delta \psi_{t_0} + \Psi_x(t_0) \delta x_{t_0} + \\ & + [-\cos(\xi_z) \cos(\xi_\theta) + \Psi_x(t_0)] \delta x_{t_0} + \\ & + [-\sin(\xi_\theta) + \Psi_y(t_0)] \delta y_{t_0} + \\ & + [-\sin(\xi_z) \cos(\xi_\theta) + \Psi_z(t_0)] \delta z_{t_0} = 0. \end{aligned}$$

Из условия трансверсальности (9) получим начальные условия для сопряженной системы:

$$\begin{aligned} & \Psi_V(t_0) = 0, \Psi_\theta(t_0) = 0, \Psi_\psi(t_0) = \\ & = 0, \Psi_x(t_0) = \cos(\xi_z) \cos(\xi_\theta), \quad (10) \\ & \Psi_y(t_0) = \sin(\xi_\theta), \Psi_z(t_0) = \sin(\xi_z) \cos(\xi_\theta). \end{aligned}$$

Таким образом, задача оптимального управления сводится к краевой задаче: найти решение системы уравнений (1) и (8), фазовые координаты которых удовлетворяют начальным условиям (10) и граничным условиям (4). Кроме того, согласно принципу максимума, функция Гамильтона (7) при

оптимальном управлении должна достигать максимума. Причем управления  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$  и  $R(t)$  должны удовлетворять ограничениям (2) и (3).

Так как функция Гамильтона (7) имеет нелинейный вид, то выразить оптимальное управление при заданном ограничении в явном виде из нее не удастся. По этой причине для максимизации функции Гамильтона используется метод прямого перебора. Суть этого метода заключается в том, что в допустимой области управления строится сетка, в узлах которой вычисляется значение функции Гамильтона, а затем выбирается узел, то есть управления  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$  и  $R(t)$ , в котором функция Гамильтона принимает максимальное значение.

Моделирование показало, что режима особого управления нет.

Для решения краевой задачи за основу был взят метод, изложенный в [8], но использованный для более сложной математической модели движения. Вектор управления имеет не одну, как в [8], или две, как в [7], а три составляющие.

Вычисления состоят из следующих шагов:

1. Задаются допустимые функции управления  $u_1^0(t) = \alpha^0(t)$ ,  $u_2^0(t) = \beta^0(t)$  и  $u_3^0(t) = R_0(t)$  которые записываются в память ЭВМ в дискретном виде:  $\alpha^0(t_0), \alpha^0(t_1), \dots, \alpha^0(t_N = v)$ ,  $\beta^0(t_0), \beta^0(t_1), \dots, \beta^0(t_N = v)$ ,  $R^0(t_0), R^0(t_1), \dots, R^0(t_N = v)$ , где  $N$  – число шагов интегрирования уравнений движения.
2. В обратном направлении времени решается система дифференциальных уравнений (1) с постоянным шагом интегрирования  $h = (v - t_0)/N$ , граничными условиями (4) и выбранными управлениями  $u_1^0(t)$ ,  $u_2^0(t)$ ,  $u_3^0(t)$  от  $t = v$  до момента времени  $t_0$ . Полученное решение обозначается через  $w^0(t)$  и после каждого шага интегрирования записывается в память ЭВМ. Вычисляется  $J_3(z_1^0(t_0))$ .
3. В прямом направлении времени решается сопряженная система уравнений (9) с постоянным шагом  $h$  и начальными условиями (10) от  $t = t_0$  до  $v$  и вычисляется вектор сопряженной системы  $\Psi^0(t)$ . Дискретные значения вектора  $w^0(t)$  выбираются из памяти ЭВМ.
4. Одновременно из условия максимума функции Гамильтона  $H$  в каждый момент времени  $t_i (i = 0, 1, \dots, N)$  находятся новые управления  $u_1^1(t)$ ,  $u_2^1(t)$ ,  $u_3^1(t)$ . Найденные управления  $u_1^1(t_i)$ ,  $u_2^1(t_i)$ ,  $u_3^1(t_i)$  подставляются в (1) и в результате решения в обратном направлении времени с граничными условиями (4) находится  $w^1(t)$  и вычисляется  $J_3(z_1^1(t_0))$ .
5. Находится  $\Psi^1(t)$  и т.д.

Если процесс последовательных приближений сходится, то вычисления продолжают до тех пор,



Рисунок 3. Блок-схема алгоритма построения области начальных положений

пока изменение критерия оптимальности (6) не станет меньше допустимой величины.

Для улучшения сходимости алгоритма использовалась модификация метода [9], аналогичная модификации, предложенной в [10].

Обозначим  $\tilde{u}(t) = [\tilde{u}_1(t), \tilde{u}_2(t), \tilde{u}_3(t)]^T$  – вектор управления, максимизирующий функцию Гамильтона  $H$ , следующее приближение ищется в виде

$$u^1(t) = u^0(t) + S(\tilde{u}(t) - u^0(t)). \quad (11)$$

Параметр  $S$  находится из условия минимума функционала (6) на каждом шаге процесса, т.е. из решения задачи  $\min J_3[u(S)]$ .

Определение  $S$  (приближенное) требует нескольких интегрирований системы (1) в обратном направлении времени и вычисления функционала (6).

При использовании рассматриваемого алгоритма на каждой итерации определяются новое значение вектора  $w(t_0)$  и новое значение критерия (6).

В результате решения краевой задачи вычисляется точка, расположенная на границе ОД. Затем изменяется направление единичного вектора  $l$  и переходят к вычислению следующей точки на границе ОД.

Блок-схема алгоритма расчета границы ОД представлена на рис. 3.

### Пример

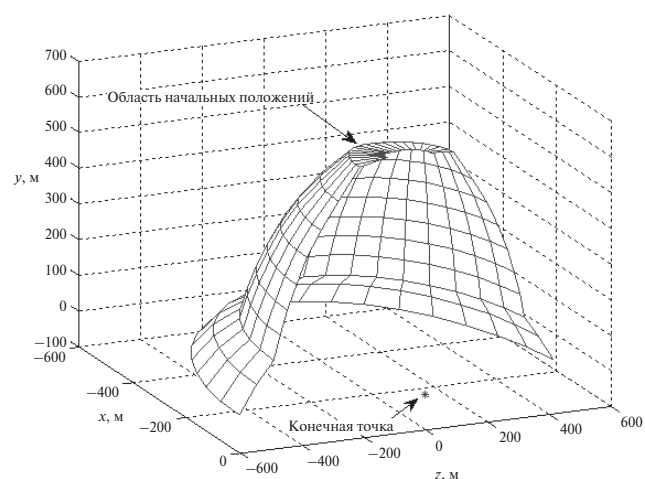
Рассмотрим расчет ОНП в трехмерном пространстве  $OXYZ$ . Вычислим точки, расположенные на дальней границе ОНП, то есть точки, расположенные на максимальном удалении от точки прицеливания (рис. 1).

Параметры гипотетического БПЛА имели следующие значения:  $C_{x0} = 0,2$ ;  $A = 4$ ;  $C_y^\alpha = 50$ ;  $S = 0,022$  м;  $m = 20$  кг;  $\alpha_M = 15$  град.,  $R_M = 100$  Н. Начальный момент времени  $t_0 = 0$ ,  $v = 10$  с,  $y_v = 0$ ,  $x_v = 0$  м,  $V_v = 26$  м/с,  $\theta_v = 0$ . Угол  $\xi_B$ , определяющий направление единичного вектора  $l$ ,  $\xi_B \in \left[-\frac{\pi}{2}; \frac{\pi}{2}\right]$ ,  $\xi_G \in \left[-\frac{\pi}{2}; \frac{\pi}{2}\right]$ . Уравнения интегрировались с постоянным шагом  $h = 0,01$  с.

На рис. 4 показана дальняя граница ОНД в трехмерном пространстве.

### Заключение

Таким образом, расчет области начальных положений в трехмерном пространстве, из каждой точки которой БПЛА сможет попасть в заданную точку прицеливания с заданными терминальными условиями в заданный момент окончания движения,

Рисунок 4. Дальняя граница ОНП для  $v = 10$  с



сводится к расчету точек, расположенных на границе этой области. Точки определяются в результате решения задачи оптимального управления о минимальном смещении в начальный момент

времени в направлении заданного единичного вектора. Для решения задачи оптимального управления можно использовать рассмотренный метод последовательных приближений.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Посадка беспилотных летательных аппаратов на суда: проблемы и решения / под ред. С. Н. Шарова. СПб.: Судостроение, 2014. 182 с.
2. Красовский Н. Н. Игровые задачи о встрече движений. М.: Наука, 1970. 420 с.
3. Пацко В. С., Пятко С. Г., Федотов А. А. Трехмерное множество достижимости нелинейной управляемой системы // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2003. № 3. С. 8–16.
4. Тятюшкин А. И., Моржин О. В. Численное исследование множеств достижимости нелинейных управляемых систем // Автоматика и телемеханика. 2011. № 6. С. 160–170.
5. Гусев М. И. Внешние оценки множеств достижимости нелинейных управляемых систем // Автоматика и телемеханика. 2012. № 3. С. 39–51.
6. Филиппова Т. В. Оценки множеств достижимости управляемых систем с нелинейностью и параметрическими возмущениями // Труды Института математики и механики Уро РАН, 2014. Т. 20. № 4. С. 287–296.
7. Толпегин О. А., Махонин И. О. Наведение беспилотного летательного аппарата на посадочное устройство судна с использованием траектории поводыря // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 18–23.
8. Толпегин О. А., Лемешонок Т. Ю. Выбор начальных условий движения беспилотного летательного аппарата, обеспечивающих максимальное смещение в заданном направлении при выполнении требуемых терминальных условий // Известия РАН. 2016. № 3. С. 89–93.
9. Крылов И. А., Черноусько Ф. Л. О методе последовательных приближений для решения задач оптимального управления // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1962. Т. 2. № 6. С. 1132–1138.
10. Черноусько Ф. Л., Баничук В. П. Вариационные задачи механики и управления. М.: Наука, 1973. 176 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРЕ

**Махонин Иван Олегович**, аспирант, кафедра А5 процессов управления, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 769-55-53, e-mail: bgtu\_a5@mail.ru.

*For citation: Makhonin I. O. Area of initial positions of a UAV (unmanned aerial apparatus) in three-dimensional space. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 24–29. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-24-29*

I. O. Makhonin

## AREA OF INITIAL POSITIONS OF A UAV (UNMANNED AERIAL APPARATUS) IN THREE-DIMENSIONAL SPACE

When landing an unmanned aerial vehicle (UAV) on a ship, it is required to perform the specified boundary values of the state vector at the moment of approach to the hook equipment. The article considers the solution of the problem of calculating the points of the area of initial positions of UAV. It is mean, that each point provide hitting for the UAV to a predetermined aiming area at a given time in the vicinity of the hitch. In this case, the phase coordinates of the UAV at the time of approach to the hook device have to defined. To calculate the points located on the boundary of the area of initial positions, auxiliary problems of optimal program control have been solved. To solve it, the necessary conditions for the maximum principle of L. S. Pontryagin were used. The article considers the algorithm of the computational solution of the auxiliary problem of optimal program control and the results of calculating points thats located at the far boundary of the area of initial positions, that is mean, that points located at the maximum distance from the aiming point (the location of the hook device).

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, area of initial positions, calculation of points on the boundary region of initial positions using the maximum principle.

## REFERENCES

1. *Posadka bespilotnykh letatel'nykh apparatov na suda: problemy i resheniya* [Landing unmanned craft: problems and decisions]. In: S. N. Sharova, ed. Saint-Petersburg, Sudostroenie Publ., 2014, 182 p. (In Russian).
2. Krasovskiy N. N. *Igrovye zadachi o vstreche dvizheniy* [Gaming task of meeting]. Moscow, Nauka Publ., 1970, 420 p. (In Russian).
3. Patsko V. S., Pyatko S. G., Fedotov A. A. A three-dimensional set of attainability of a nonlinear control system. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2003, no. 3, pp. 8–16 (In Russian).
4. Tyatyushkin A. I., Morzhin O. V. Numerical investigation of sets of attainability of nonlinear control systems. *Avtomatika i telemekhanika*, 2011, no. 6, pp. 160–170 (In Russian).

5. Gusev M.I. External estimates of sets of attainability of nonlinear control systems. *Avtomatika i telemekhanika*, 2012, no. 3, pp. 39–51 (In Russian).
6. Filippova T.V. Estimates of attainability sets for controllable systems with nonlinearity and parametric perturbations. *Trudy Instituta matematiki i mekhaniki Uro RAN*, 2014, vol. 20, no. 4, pp. 287–296 (In Russian).
7. Tolpegin O.A., Makhonin I.O. Guidance of unmanned aerial vehicle on the landing gear of the vessel using the trajectory of guide dog. *Voprosy radioelektroniki*, 2018, no. 7, pp. 18–23 (In Russian).
8. Tolpegin O.A., Lemeshonok T. Yu. Selecting the initial conditions of motion UAV, providing maximum displacement in a predetermined direction when the desired terminal conditions. *Izvestiya RARAN*, 2016, no. 3, pp. 89–93 (In Russian).
9. Krylov I.A., Chernousko F.L. About a method of successive approximations for the solution of problems of optimal control. *Zhurnal vychislitel'noy matematiki i matematicheskoy fiziki*, 1962, vol. 2, no. 6, pp. 1132–1138 (In Russian).
10. Chernousko F.L., Banichuk V.P. *Variatsionnye zadachi mekhaniki i upravleniya* [Variational problems of mechanics and control]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 176 p. (In Russian).

## AUTHOR

**Makhonin Ivan**, junior researcher, postgraduate student, department «Control processes», Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 769-55-53, e-mail: bgtu\_a5@mail.ru.

**А. П. Алешкин<sup>1</sup>, А. А. Макаров<sup>1</sup>, Ю. Ф. Матасов<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского

# НОВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ В РЕДУЦИРОВАННОМ ОЦЕНИВАНИИ С СИСТЕМАТИЧЕСКИМИ ПОГРЕШНОСТЯМИ В ИЗМЕРЕНИЯХ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ГРУППОВОЙ ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ

В статье рассмотрены особенности поведения редуцированных скалярных оценок при наличии в данных наблюдений систематических погрешностей. Предложены процедуры с иным способом формирования коэффициента редукции. Рассмотрен квазиоптимальный вариант формирования параметра сжатия. Представлены результаты моделирования для различных условий применения предложенных алгоритмов. В настоящее время одним из способов повышения точности формирования временной шкалы при решении задач частотно-временного обеспечения потребителей является усреднение показаний нескольких генераторов. Вместе с тем этот подход, как показано, в теории статистического оценивания оказывается эффективным для парирования случайной составляющей погрешности оцениваемого процесса. Однако для частотных генераторов случайная погрешность может быть результативно скомпенсирована на продолжительном интервале наблюдений, а вот систематическая составляющая – дрейф частоты – представляет серьезную проблему, устранить которую усреднением возможно лишь при соблюдении определенных условий. Поэтому в статье предлагается вариант редуцированной оценки, эффективной, как показано, для парирования ухода шкалы времени путем внесения смещения при реализации сжатия, определенного процедурой редукции. Рассматриваются условия, в которых степень достигаемого положительного эффекта имеет практический смысл.

**Ключевые слова:** шкала времени, синхронизация, смещенные оценки, коэффициент редукции, систематические погрешности.

## Введение

Применительно к решению задач частотно-временного обеспечения потребителей представляется перспективной реализация стохастического подхода, ориентированного на формирование усредненной шкалы времени при использовании нескольких источников скалярных временных шкал [1, 2].

В теории статистического оценивания получили распространение процедуры несмещенного оценивания.

Вместе с тем известно, что дальнейшее снижение погрешностей по критерию полной квадратичной ошибки возможно при использовании алгоритмов смещенного оценивания.

Применительно к задаче формирования групповой шкалы времени представляется обоснованным привлечение редуцированных оценок.

Их потенциальные свойства достаточно хорошо исследованы как для скалярных, так и для векторных процедур смещенного оценивания [3–5].

## Учет влияния систематической погрешности

Скалярный вариант редуцированной оценки параметра  $x$  имеет вид

$$x^* = x_{\text{оп}} + r(\hat{x} - x_{\text{оп}}),$$

а при  $x_{\text{оп}} = 0$

$$x^* = r\hat{x},$$

где  $\hat{x}$  – его несмещенная оценка с дисперсией  $\sigma^2$ ;  $x_{\text{оп}}$  – опорное значение.

Полная квадратичная погрешность этой процедуры оценивания характеризуется функцией

$$l(x^*) = (r-1)^2 x^2 + r^2 \sigma^2 = \sigma^2 \{(r-1)^2 \delta^2 + r^2\}.$$

Для определения оптимального коэффициента редукции выполним операцию

$$\frac{\partial l(x^*)}{\partial r} = 0.$$

Тогда справедливо

$$r = \frac{\delta^2}{1 + \delta^2} = \frac{x^2}{x^2 + \sigma^2},$$

а скалярная редуцированная оценка с оптимальным коэффициентом редукции примет вид

$$x_o^* = \frac{x^2}{x + \sigma^2} \hat{x}.$$

Достоинство процедуры редуцированного оценивания заключается в том, что при ее реализации коэффициент редукции формируется автоматическим образом.

При этом потенциальные возможности оценивания достигаются, если известно точное значение опорной величины, то есть истинное значение оцениваемого параметра.

Понятно, что если исследователь располагает подобной информацией, то в оценивании нет смысла. Поэтому на практике предлагается применение алгоритмов, в которых истинная величина оцениваемого параметра заменяется, например, ее несмещенной оценкой.

Тогда алгоритм скалярной редукции примет вид

$$x^* = \frac{\hat{x}^2}{\hat{x}^2 + \sigma^2} \hat{x}.$$

В действительности для ряда ситуаций такой подход оказывается весьма результативным.

Вместе с тем при наличии систематической погрешности в данных наблюдений говорить об эффективности смещенного оценивания, как и оценивания в принципе, следует с определенной осторожностью.

Некоторые исследования для данных условий впервые были выполнены в работах [4, 5].

Здесь важно заметить, что на точность редуцированного значения оказывает влияние достоверность априорной информации о дисперсии несмещенной оценки.

Подобно этому, наличие систематической погрешности приводит к еще большей специфике в анализе прогноза итогового результата редуцированного оценивания.

Авторами предлагается процедура с иным способом формирования коэффициента редукции в условиях присутствия сильно коррелированной погрешности измерений.

Вначале приводится строгий вывод соотношения для скалярной редуцированной оценки, учитывающей наличие в измерениях выделяемой систематической погрешности.

Затем предлагаются квазиоптимальные варианты алгоритмов, имеющих прикладное значение, и результаты сравнительного анализа их эффективности по данным компьютерного моделирования.

Пусть  $x_\Delta^*$  – смещенная редуцированная оценка с систематической погрешностью в измерениях:

$$x_\Delta^* = r(x_{\text{ист}} + \varepsilon + \Delta),$$

где  $x_{\text{ист}}$  – истинное значение оцениваемого параметра;  $\varepsilon$  – погрешность его несмещенного оценивания (например, максимально правдоподобного) с дисперсией  $\sigma^2$ ;  $\Delta$  – систематическая погрешность, имеющая детерминированный характер.

При дальнейшем изложении введем обозначение для оценки максимального правдоподобия:

$$x_{\text{mmp}} = x_{\text{ис}} + \varepsilon.$$

Получим выражение для полной квадратичной погрешности редуцированного оценивания  $l(x_\Delta^*)$  в данных условиях.

Для этого следует выполнить процедуру формирования математического ожидания:

$$l(x_\Delta^*) = M[x_\Delta^* - x_{\text{ист}}]^2.$$

Для упрощения обозначим  $x_{\text{ист}} = x$ .

Тогда справедливо

$$\begin{aligned} l(x_\Delta^*) &= M[(rx - x) + r\varepsilon + r\Delta]^2 = M(x(r-1) + r(\Delta + \varepsilon))^2 = \\ &= x^2(r-1)^2 + M[2x(r-1)r(\Delta + \varepsilon)] + M[r^2(\Delta + \varepsilon)^2] = \\ &= x^2(r-1)^2 + M[2rx(r-1)(\Delta + \varepsilon)] + r^2 M[\Delta^2 + 2\Delta\varepsilon + \varepsilon^2] = \\ &= r^2 x^2 - 2x^2 r + x^2 + 2rx(r-1)\Delta + r^2(\Delta^2 + \sigma^2) = \\ &= r^2 x^2 - 2x^2 r + x^2 + 2r^2 x\Delta - 2rx\Delta + r^2 \Delta^2 + r^2 \sigma^2 = \\ &= r^2 x^2 + r^2 2x\Delta + r^2 \Delta^2 + r^2 \sigma^2 - r2x^2 - r2x\Delta + x^2 = \\ &= r^2(x^2 + 2x\Delta + \Delta^2 + \sigma^2) - r(2x^2 + 2x\Delta) + x^2. \end{aligned}$$

Для определения оптимального для рассматриваемых условий коэффициента редукции выполним следующие преобразования:

$$\frac{\partial l(x_\Delta^*)}{\partial r} = 2r(x^2 + 2x\Delta + \Delta^2 + \sigma^2) - 2(x^2 + x\Delta),$$

$$\frac{\partial l(x_\Delta^*)}{\partial r} = 0, \Rightarrow r(x^2 + 2x\Delta + \Delta^2 + \sigma^2) = x^2 + x\Delta,$$

откуда

$$r = \frac{x^2 + x\Delta}{x^2 + 2x\Delta + \Delta^2 + \sigma^2},$$

$$r_{\text{opt-}\Delta} = \frac{x(x + \Delta)}{(x + \Delta)^2 + \sigma^2}.$$

Таким образом, целесообразно выполнить сравнение эффективности следующих алгоритмов редуцированного оценивания:

1. Алгоритм, оптимальный для скалярного случая:

$$x_1^* = r_\Delta(x_{\text{mmp}} + \Delta),$$

$$\text{где } r_\Delta = \frac{(x_{\text{ист}} + \Delta)^2}{(x_{\text{ист}} + \Delta)^2 + \sigma^2}.$$

2. Алгоритм, имеющий прикладной смысл в условиях случайных возмущений:

$$x_2^* = r_{mmp\_Δ}(x_{mmp} + Δ),$$

$$\text{где } r_{mmp\_Δ} = \frac{(x_{mmp} + Δ)^2}{(x_{mmp} + Δ)^2 + σ^2}.$$

3. Алгоритм, оптимальный в условиях влияния систематической погрешности:

$$x_3^* = r_{опт\_Δ}(x_{mmp} + Δ),$$

$$\text{где } r_{опт\_Δ} = \frac{x_{ист}(x_{ист} + Δ)}{(x_{ист} + Δ)^2 + σ^2}.$$

4. Алгоритм, имеющий прикладной смысл при наличии систематической погрешности в данных наблюдений:

$$x_4^* = r_{mmp\_Δ\_пр}(x_{mmp} + Δ),$$

$$\text{где } r_{mmp\_Δ\_пр} = \frac{x_{mmp}(x_{mmp} + Δ)}{(x_{mmp} + Δ)^2 + σ^2}.$$

Результаты моделирования для различных условий применения представленных алгоритмов приводятся ниже.

На графиках (рис. 1–12) по оси  $Y$  откладываются значения отношения полного квадрата ошибки (ПКО) редуцированной оценки к дисперсии несмещенной оценки  $σ^2$ , а по оси  $X$  – значения  $(x_{ист} + Δ)$  в пределах изменения  $Δ$  от  $-5$  до  $5$ .

Выигрыш от использования смещенных оценок тем заметнее, чем меньше отношение редуцируемой величины к дисперсии ее несмещенного оценивания. При этом 3-й вариант оценки монополюсно доминирует над остальными. Однако прикладной смысл имеют только оценки 2-го и 4-го типов.

Последняя оказывается заметно более эффективной, как следует из графиков.

Анализ графиков позволяет сделать вывод о том, что предложенный вариант смещенного редуцированного оценивания (оценка с индексом 4) характеризуется высокой эффективностью степени парирования систематической погрешности измерений.

Направлением дальнейших прикладных исследований является выполнение имитационного моделирования и проведение экспериментальных изысканий для подтверждения факта целесообразности реализации технологии редуцированного оценивания при формировании групповой шкалы времени, а также определение условий наиболее результативного использования редукции в процедуре синтеза осредненной аналитической шкалы.

### Заключение

В ходе выполненных исследований рассмотрены процедуры анализа полной квадратичной погрешности для различных вариантов редуцированного оценивания при отличающихся исходных данных применительно к формированию групповой шкалы времени в задаче частотно-временного обеспечения потребителей.

Впервые получены и апробированы в процессе компьютерного моделирования оригинальные алгоритмы сжатия, предложен вариант формирования коэффициента редукции, учитывающий наличие систематической погрешности в обрабатываемых данных.

Анализ графически представленных результатов моделирования позволит исследователю определить условия наиболее эффективной реализации того или иного алгоритма по критерию минимума полного квадрата погрешности оценивания.

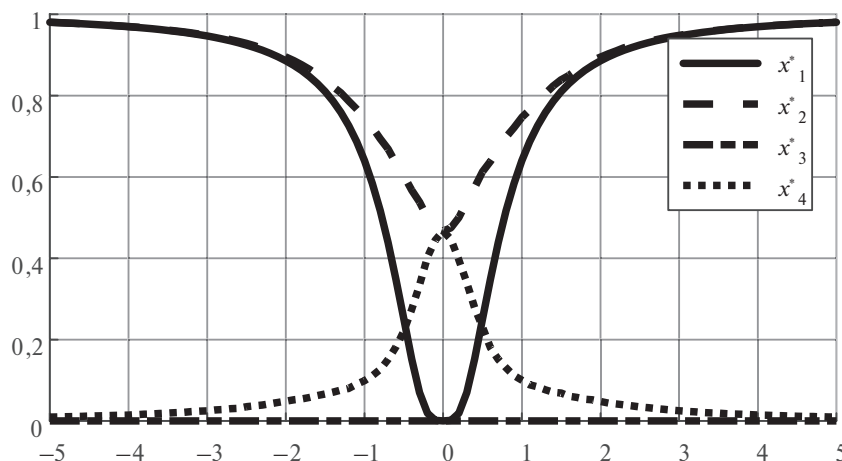


Рисунок 1. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $σ = 0,5$ ,  $x = 0$



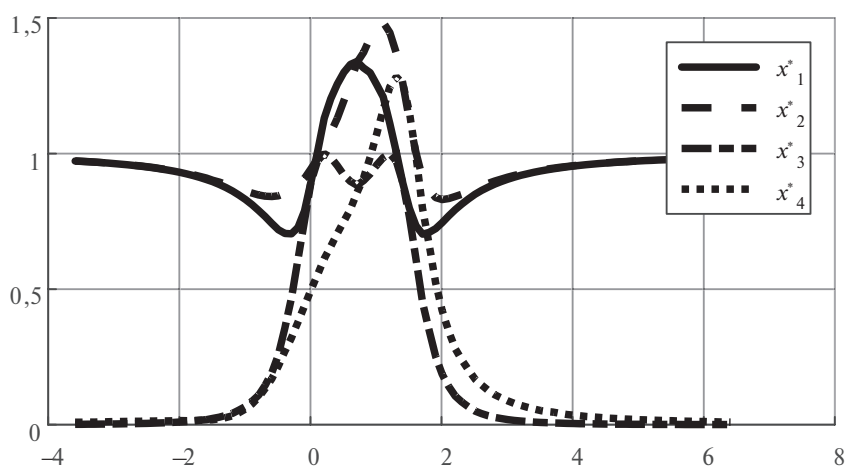


Рисунок 2. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 0,5$ ,  $x = 1,41$

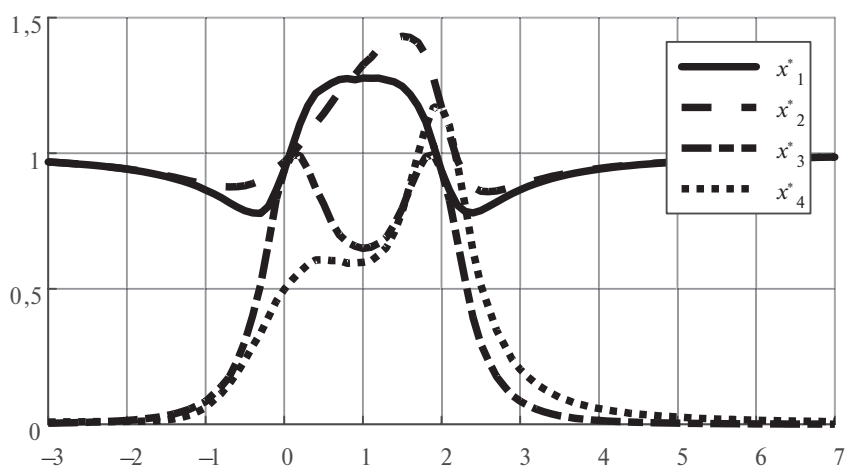


Рисунок 3. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 0,5$ ,  $x = 2$

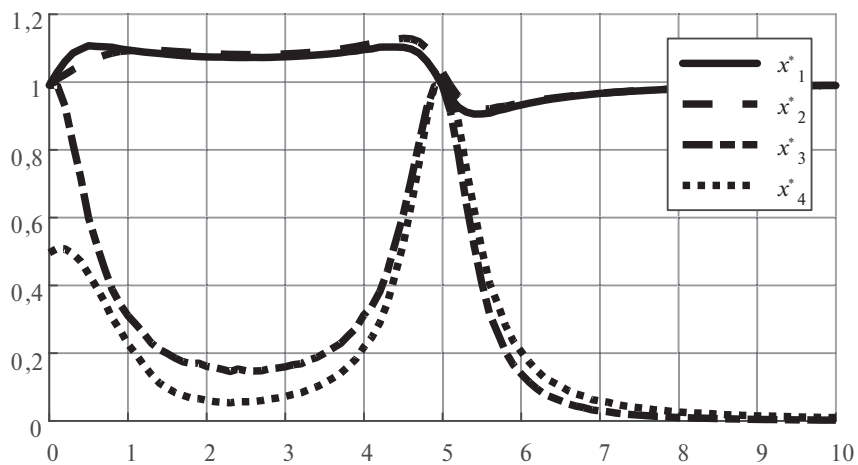


Рисунок 4. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 0,5$ ,  $x = 5$

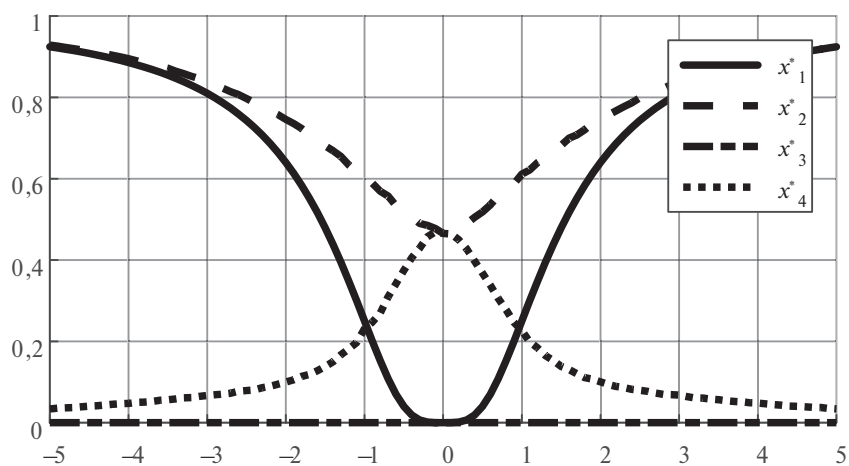


Рисунок 5. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 1$ ,  $x = 0$

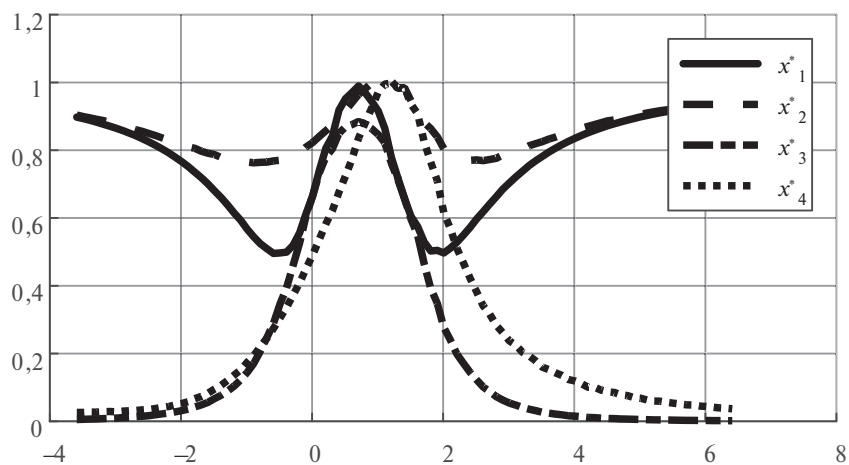


Рисунок 6. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 1$ ,  $x = 1,41$

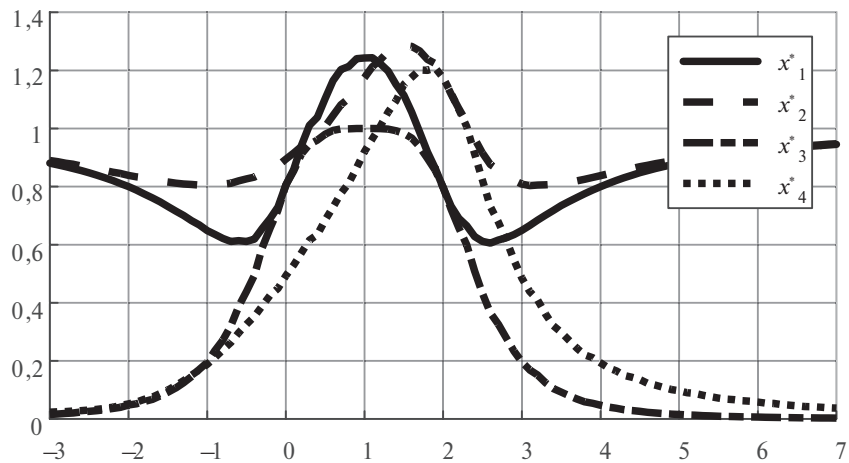


Рисунок 7. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 1$ ,  $x = 2$

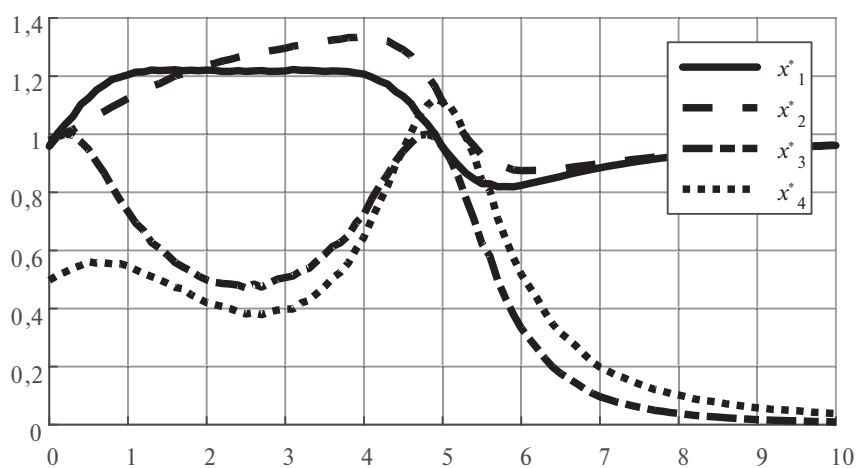


Рисунок 8. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 1$ ,  $x = 5$

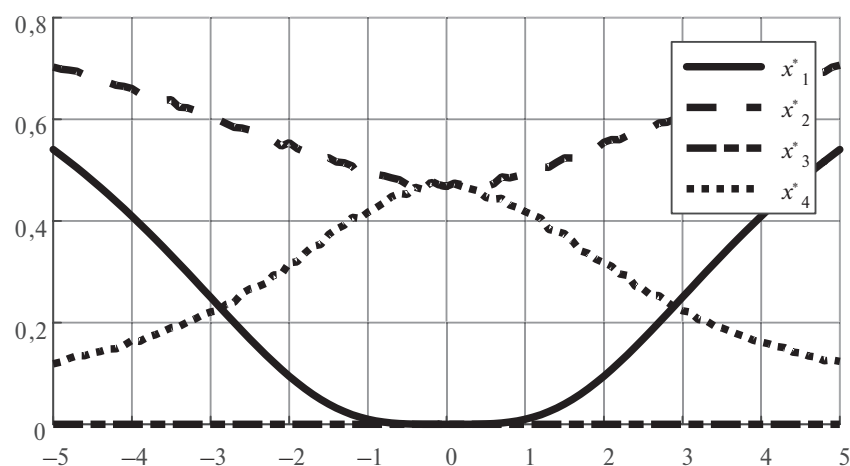


Рисунок 9. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 3$ ,  $x = 0$

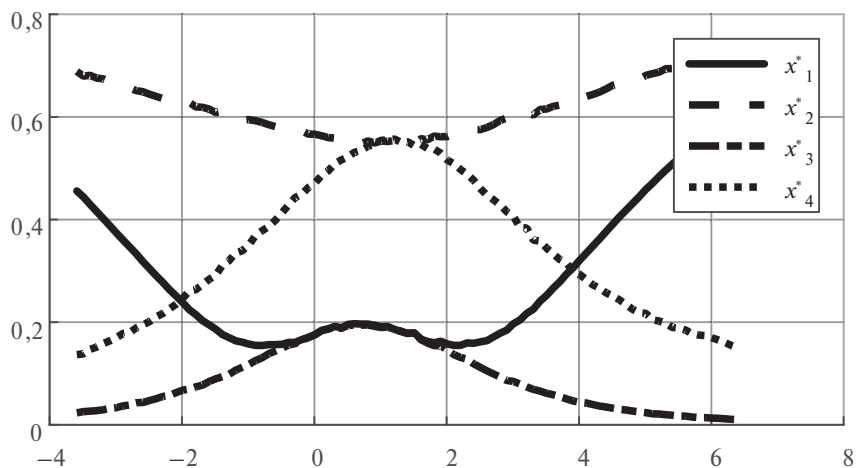


Рисунок 10. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 3$ ,  $x = 1,41$

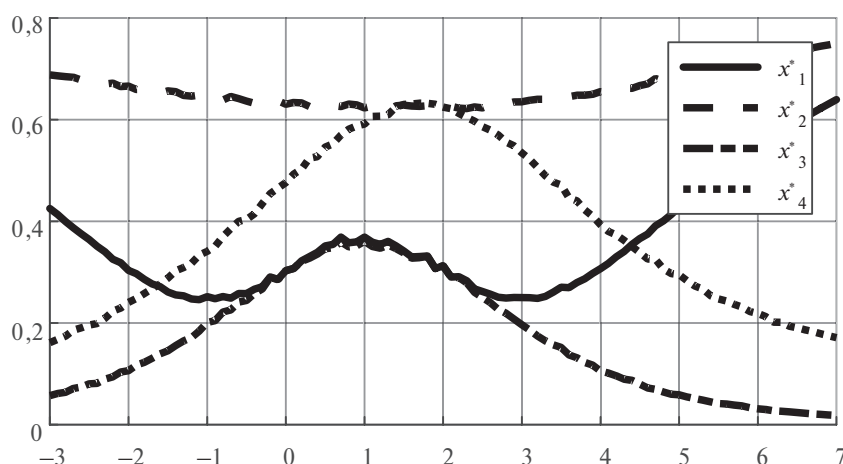


Рисунок 11. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 3$ ,  $x = 2$

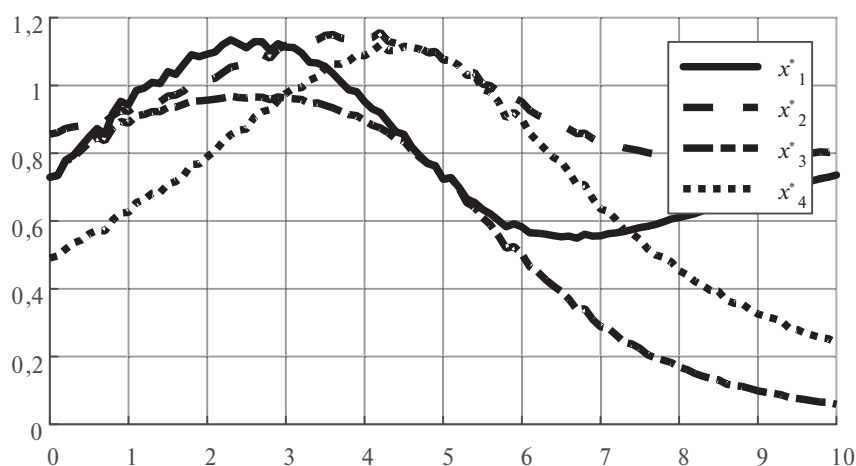


Рисунок 12. Графики зависимости ПКО четырех алгоритмов редуцированного оценивания при условии  $\sigma = 3$ ,  $x = 5$

Представляется перспективным направлением дальнейших научных исследований определение устойчивости предложенных процедур к априорной неопределенности относительно

стохастических параметров используемых оценок – степени неточности задания опорных значений дисперсии шума и систематической погрешности.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Служба и средства измерения времени / А. Н. Беспалов, В. С. Гончаревский, В. В. Вдовин и др. Л.: МО СССР, 1988. 152 с.
2. Безменов И. В., Блинов И. Ю. Теоретические основы построения моделей для описания современных шкал времени и стандартов частоты: монография. Менделеево: ФГУП «ВНИИФТРИ», 2015. 529 с.
3. Костылев А. А., Степанов М. Г. Смещенные оценки и метод регуляризации в радиотехнических задачах. Л.: МО СССР, 1984. 83 с.
4. Степанов М. Г. Введение в теорию смещенного оценивания параметров движения космических аппаратов по ограниченному данным. СПб.: ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1993. 135 с.
5. Алешкин А. П., Матасов Ю. Ф. Новые результаты исследований алгоритмов смещенного скалярного оценивания // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2006. Т. 49. № 10. С. 10–15.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Алешкин Андрей Петрович**, д.т.н., профессор, профессор кафедры, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13, тел.: 8 (812) 347-95-31, e-mail: a\_aleshkin@mail.ru.

**Макаров Андрей Александрович**, к.т.н., доцент, докторант кафедры, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13, тел.: 8 (812) 347-95-31, e-mail: almakand@mail.ru.

**Матасов Юрий Федорович**, к.т.н., старший преподаватель, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13, тел.: 8 (812) 347-95-31, e-mail: yfmatasov@yandex.ru.

*For citation: Aleshkin A.P., Makarov A.A., Matasov Yu.F. New results in reduced estimation with systematic errors in measurements and their application for the formation of a group time scale. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 30–37. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-30-37*

A.P. Aleshkin, A.A. Makarov, Yu.F. Matasov

## NEW RESULTS IN REDUCED ESTIMATION WITH SYSTEMATIC ERRORS IN MEASUREMENTS AND THEIR APPLICATION FOR THE FORMATION OF A GROUP TIME SCALE

The article deals with the behavior of reduced scalar estimates in the presence of systematic errors in the observational data. The proposed procedure with a different method of forming the reduction coefficient. A quasi-optimal variant of the compression parameter formation is considered. Simulation results for different conditions of application of the proposed algorithms are presented. Currently, one of the ways to improve the accuracy of the formation of the time scale in solving the problems of frequency-time customer support is the averaging of the readings of several generators. At the same time, this approach, as shown in the theory of statistical estimation, is effective for parrying the random component of the error of the estimated process. However, for frequency generators random error can be effectively compensated for a long range of observations, but the systematic component – frequency drift – is a serious problem, which can be eliminated by averaging only under certain conditions. Therefore, the article proposes a version of the reduced estimate, effective, as shown, to parry the departure of the time scale by introducing a shift in the implementation of compression, defined by the reduction procedure. The conditions in which the degree of the achieved positive effect has a practical sense are considered.

**Keywords:** time scale, sync, shifted estimates, reduction ratio, systematic errors.

## REFERENCES

1. Bespalov A.N., Goncharevskiy V.S., Vdovin V.V. et al. *Sluzhba i sredstva izmereniya vremeni* [Service and means of time measurement]. Leningrad, MO SSSR Publ., 1988, 152 p. (In Russian).
2. Bezmenov I.V., Blinov I. Yu. *Teoreticheskie osnovy postroeniya modelej dlya opisaniya sovremennykh shkal vremeni i standartov chastoty: monografiya* [Theory of models construction for description of the modern time scales and frequency standards: monograph]. Mendeleevo, FGUP «VNIIFTRI» Publ., 2015, 529 p. (In Russian).
3. Kostylev A.A., Stepanov M.G. *Smeshchennyye ocenki i metod regulyarnizatsii v radiotekhnicheskikh zadachah* [Displaced valuations and standardization method in radio engineering tasks]. Leningrad, MO SSSR Publ., 1984, 83 p. (In Russian).
4. Stepanov M.G. *Vvedenie v teoriyu smeshchennogo ocenivaniya parametrov dvizheniya kosmicheskikh apparatov po ogranichennym dannym* [Introduction in the theory of displaced valuation of space apparatus movement parameters based on limited data]. Saint-Petersburg, VIKKA im. A.F. Mozhayskogo Publ., 1993, 135 p. (In Russian).
5. Aleshkin A.P., Matasov Yu.F. New results of displaced scalar valuation algorithms investigation. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenij. Priborostroenie*, 2006, vol. 49, no. 10, pp. 10–15 (In Russian).

## AUTHORS

**Aleshkin Andrey**, Dr., professor, professor of the Department, Mozhaisky Military Space Academy, 13, Zhdanovskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 197198, Russian Federation, tel.: +7 (812) 347-95-31, e-mail: a\_aleshkin@mail.ru.

**Makarov Andrey**, PhD, associate professor, doctoral student, Mozhaisky Military Space Academy, 13, Zhdanovskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 197198, Russian Federation, tel.: +7 (812) 347-95-31, e-mail: almakand@mail.ru.

**Matasov Yuriy**, PhD, senior lecture, Mozhaisky Military Space Academy, 13, Zhdanovskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 197198, Russian Federation, tel.: +7 (812) 347-95-31, e-mail: yfmatasov@yandex.ru.



**А.В. Горбунов<sup>1</sup>, О.И. Желтышев<sup>1</sup>, Н.Г. Яковенко<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

## МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЛИНЕЙНОГО ПРИВОДА\*

*Рассмотрен вопрос проверки линейного привода на устойчивость к возникновению резонанса в составе механизма прецизионного позиционирования космического назначения – гексапода, при выводе его на околоземную орбиту. Расчет значений собственных частот конструкции проведен методом конечных элементов с помощью САПР. Представлено применение модального анализа конструктивных элементов на примере корпуса линейного привода для оценки устойчивости к резонансу как одного из критериев при выборе материала. Приведены сравнительные результаты модального анализа для вариантов изготовления корпуса линейного привода. Проведен модальный анализ линейного привода, представлены расчетные частоты и формы собственных колебаний. Получены исходные данные для гармонического анализа линейного привода. Подтверждено соответствие разработанного линейного привода заданным требованиям.*

**Ключевые слова:** линейный привод, модальный анализ, частота собственных колебаний.

### Введение

В настоящее время одним из направлений развития космической отрасли является создание сверхточных систем навигации и связи с помощью крупногабаритных трансформируемых антенн космического базирования [1, 2]. Одной из основных задач при разработке систем является обеспечение высокоточного направления радиосигнала на искомую область поверхности Земли. Одним из способов решения данной задачи является использование прецизионных мехатронных устройств позиционирования. В работах [3, 4] позиционирование антенны осуществляется с помощью мехатронного устройства позиционирования и наведения – гексапода. К устройствам, работающим в условиях открытого космоса, предъявляются особые требования по устойчивости к внешним воздействиям. Одним из требований является соответствие собственной частоты колебаний устройства заданному диапазону. Обусловлено это тем, что при выводе объекта на околоземную орбиту устройство подвергается внешним вибрационным воздействиям, которые могут привести к его разрушению. Для обеспечения устойчивости объекта к возникновению резонанса проводится модальный анализ с целью определения собственных частот. В данной работе проводится модальный анализ линейного привода с помощью

построения конечно-элементной модели и расчета значения в специализированной САПР.

Объектом анализа данной работы является линейный привод, входящий в состав гексапода – механизма с параллельной кинематикой космического назначения, предназначенного для прецизионного позиционирования. Шесть линейных приводов обеспечивают позиционирование подвижной платформы относительно основания [6].

Целью модального анализа линейного привода является оценка собственных частот конструкции, позволяющая прогнозировать возникновение резонанса при воздействии внешних возмущений в заданном диапазоне частот. Приближение собственной частоты линейного привода к частоте вынужденных колебаний вызывает резонанс, который может привести к разрушению отдельных конструктивных элементов, например, шарниров или подшипников.

При модальном анализе наибольший интерес представляет первая собственная частота колебаний, поскольку является самой низкой. Для обеспечения устойчивости к резонансу рассматриваемого линейного привода первая собственная частота должна быть более 150 Гц. Значение обусловлено внешними возбуждающими воздействиями, возникающими при выводе гексапода в составе спутника на околоземную орбиту.

\* Работа проведена в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218 (Проект 218) в рамках НИОКТР, выполняемой при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (договор от 01.12.2015 № 02. G25.31.0160). Работы выполняются в организации Головного исполнителя НИОКТР ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

### Модальный анализ линейного привода

Модой колебаний называется распределение смещений точек конструкции, при котором смещение каждого участка ее поверхности происходит по типу гармонического колебания с одной частотой, называемой собственной частотой. Система обладает собственными модами – формами колебаний, каждая из которых соответствует определенной частоте.

Частота свободных колебаний объекта характеризуется матрицами инерции, демпфирования, жесткости [7]. Общее уравнение движения в конечно-элементной форме

$$MX''(t) + CX'(t) + KX(t) = F(t), \quad (1)$$

где  $M$  – матрица инерции;  $C$  – матрица демпфирования;  $K$  – матрица жесткости;  $X''(t)$  – вектор узловых ускорений;  $X'(t)$  – вектор узловых скоростей;  $X(t)$  – вектор узловых перемещений;  $F(t)$  – вектор нагрузок.

Частота свободных колебаний определяется при отсутствии внешних нагрузок, демпфирующие свойства объекта не учитываются, и уравнение движения свободных колебаний принимает вид

$$MX''(t) + KX(t) = 0. \quad (2)$$

Увеличение частоты собственных колебаний может быть достигнуто уменьшением массы объекта и увеличением его жесткости. Одним из числовых методов решения задачи модального анализа является метод конечных элементов [7].

### Предварительный модальный анализ линейного привода

Предварительный модальный анализ конструкции заключается в упрощении формы объекта и расчете собственных частот по примитивной модели. Расчет ориентировочного значения мод колебаний конструкции позволяет на раннем этапе конструирования определить соответствие разработанной конструкции заданным требованиям в отношении резонанса. В расчетах определяются первые 6 мод колебаний линейного привода.

Для предварительного определения собственных частот модель линейного привода заменяется цилиндрической тонкостенной балкой с заданными значениями массы, жесткости и формой. В гексапode линейный привод соединен с основанием и позиционируемой платформой через шарнирное закрепление, но при модальном анализе линейного привода как отдельного объекта допускается задать жесткое закрепление узла. В граничных условиях указывается жесткое закрепление в месте соединения с основанием гексапода, конец линейного привода оставлен свободным. Материал корпуса привода значительно влияет на величину собственной частоты, поэтому проведен расчет с моделированием характеристик различных сплавов. Результаты моделирования представлены в табл. 1.

Среди рассчитанных материалов наибольшее значение первой собственной частоты обеспечивают стали, но по сравнению с титановыми сплавами при преимуществе в 10–15 Гц масса корпуса увеличивается в 2 раза. Алюминиевые сплавы обеспечивают достаточное значение собственной частоты и малую массу по сравнению с титановыми, но значительно уступают в упругости титановым сплавам, больше подвержены механическим и температурным деформациям. По результатам расчета, изображенным на рис. 1, наиболее предпочтительным материалом для изготовления корпуса линейного привода является титановый сплав ВТ-6, обеспечивающий достаточный запас по частоте и приемлемые массовые характеристики.

При расчете первая собственная частота составляет 253,08 Гц, что удовлетворяет требованиям к линейному приводу. На этой частоте наблюдается изгибная мода колебаний. Следующие моды колебаний наблюдаются на частотах: 1903,9 Гц – вторая изгибная форма, 2281,1 Гц – крутильные колебания. Моделированная конструкция линейного привода в первом приближении удовлетворяет требованиям и не требует внесения значительных изменений. При завершении конструирования проводится повторный анализ, учитывающий все

Таблица 1. Таблица сравнения частот линейного привода для разных материалов

Материал	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Модуль упругости, МПа	Значение первой собственной частоты линейного привода, Гц	Масса корпуса линейного привода, г
Д16Т	2800	72000	251,34	273
В95	2850	74000	252,56	278
ВТ1–0	4505	112000	247,67	439
ВТ6	4430	115000	253,08	432
12Х13	7720	217000	262,13	753
40Х13	7650	218000	264,11	746

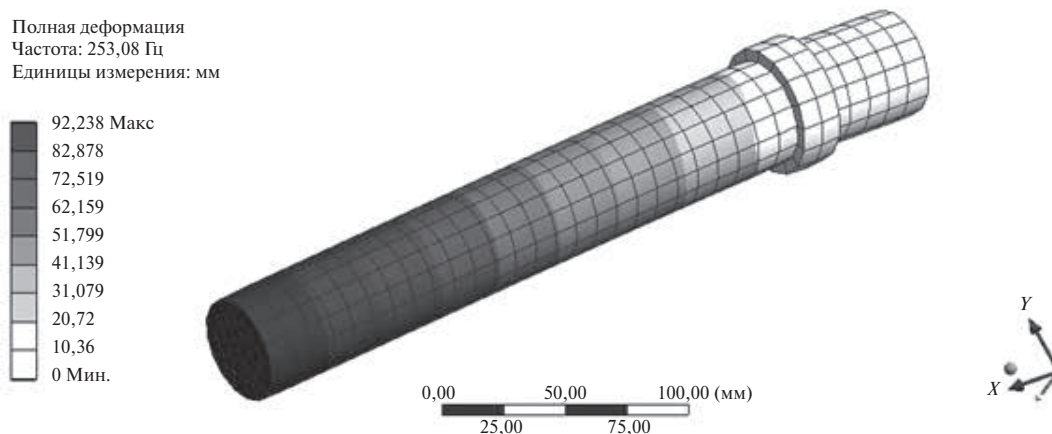


Рисунок 1. Предварительный расчет собственных частот линейного привода

элементы линейного привода, распределение масс и компоновку составных элементов.

#### Анализ собственных частот винтового механизма линейного привода

Движение штока линейного привода осуществляется с помощью передачи винт-гайка. Винтовой механизм представляет собой слабое звено с точки зрения оценки собственных частот. Длина и масса винтового механизма составляют 250 мм и 200 г соответственно, при длине линейного привода 385 мм и массе 1,3 кг, в связи с чем рекомендуется провести расчет непосредственно винтового механизма для выявления возможного влияния сборочной единицы на конструкцию в целом.

При выводе гексапода на околоземную орбиту линейный привод установлен в нулевое положение, поэтому расчет производится при начальном расположении гайки на винте, изображенном на рис. 2. Граничными условиями задано жесткое закрепление винта в подшипниковом узле, конец винта

свободен для перемещения относительно оси  $X$ , положение гайки зафиксировано, при расчете гайка определяется как дополнительная масса на винте.

Первая собственная частота винтового механизма составляет 159,93 Гц. Полный список рассчитываемых форм колебаний указан в табл. 2.

К винтовому механизму не указаны требования по частоте собственных колебаний, поскольку при установке в линейный привод общая жесткость и масса системы возрастет и распределение частот изменится. Винтовой механизм укладывается в диапазон частот, указанный для линейного привода, с малым запасом. Снижение массы за счет использования другого сплава или уменьшения длины винта позволит увеличить значение собственной частоты.

#### Результаты модального анализа линейного привода

По окончании конструирования проводится подробный модальный анализ для подтверждения соответствия объекта заданным требованиям.

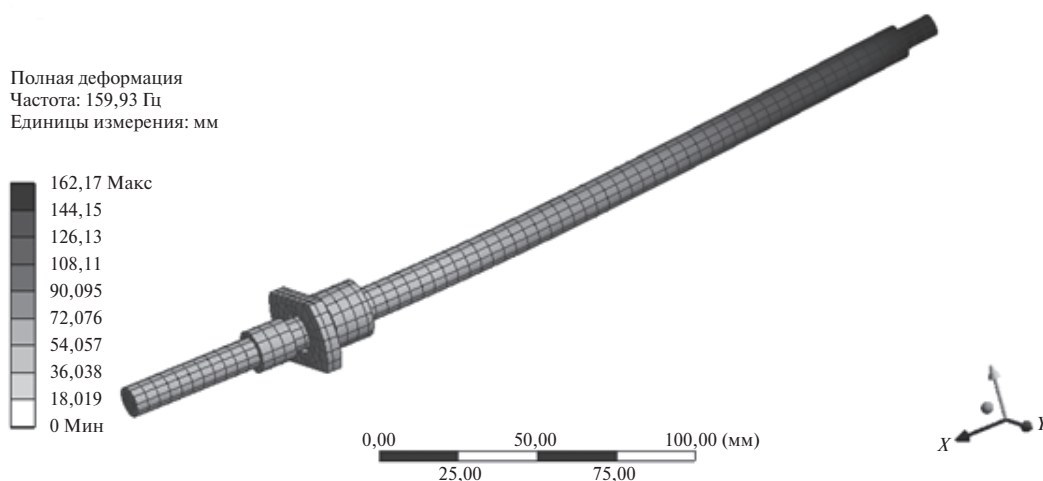


Рисунок 2. Расчет собственных частот винтового механизма линейного привода

Таблица 2. Анализ собственных частот винтового механизма

Порядковый номер моды	Значение частоты, Гц	Форма колебаний
1	159,93	Изгибные
2	165,2	Изгибные
3	948,6	2-я форма изгиба
4	994,52	2-я форма изгиба
5	2452,8	3-я форма изгиба
6	2617,3	3-я форма изгиба

Моделируется компоновка линейного привода с учетом взаимного расположения элементов и контактов между ними. Для упрощения расчета допускается исключить из модели крепежные изделия и элементы малой относительно линейного привода массы, в связи с требованием значительных вычислительных мощностей и усложнением разбиения конечно-элементной сетки, что может вызвать в расчете ошибку более 20%. Граничные условия устанавливаются аналогично предварительному расчету, линейный привод жестко закрепляется со стороны основания и оставляется свободным с противоположной. Результат моделирования представлен на рис. 3.

По результатам моделирования значение первой частоты свободных колебаний линейного привода составляет 182,42 Гц и относится к деформированию корпуса линейного привода. В табл. 3 представлены результаты модального анализа линейного привода.

### Выводы

Полученные расчетные данные о значениях частот и формах собственных колебаний линейного привода позволяют подтвердить его устойчивость к внешним возмущениям в заданном диапазоне. Все расчеты проводились с односторонним закреплением линейного привода, при выводе линейного

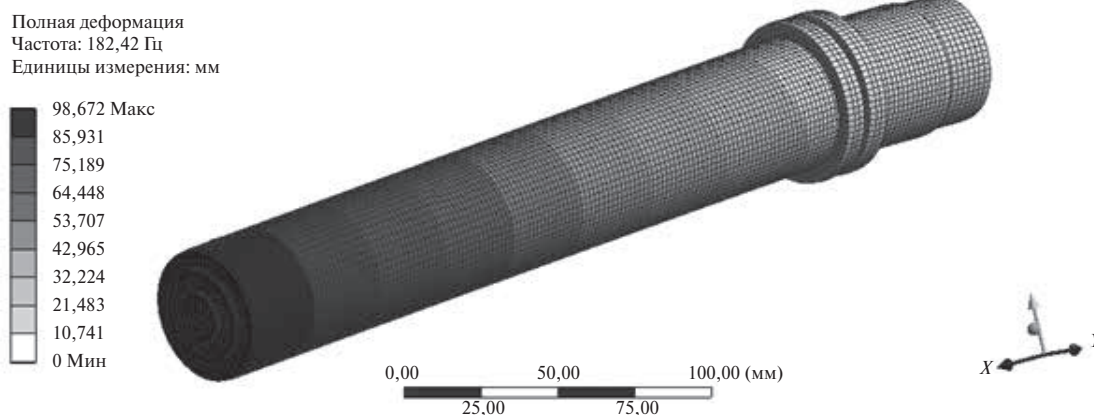


Рисунок 3. Анализ частот собственных колебаний линейного привода

Таблица 3. Результаты модального анализа линейного привода

Порядковый номер моды	Значение частоты, Гц	Форма колебаний
1	182,42	Изгибная (корпус)
2	269,2	Изгибная (винтовой механизм)
3	1440,2	2-я форма изгиба (винтовой механизм)
4	1793	2-я форма изгиба (корпус)
5	1838	Растяжение
6	2179,4	Крутильная

привода в составе гексапода на околоземную орбиту дополнительная жесткость будет обеспечена как самой конструкцией, так и дополнительными чеками для блокировки подвижных элементов. Результаты модального анализа служат исходными данными для более подробных видов динамического анализа, гармонического анализа или анализа

спектра. Для подтверждения расчетных данных проводятся экспериментальные измерения собственных частот и испытания объекта, по результатам испытаний корректируется математическая модель. Для подтверждения расчетных собственных частот линейного привода планируется изготовление специализированного испытательного стенда.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Патент России № 2418346. Зонтичная антенна космического аппарата // Тестоедов Н.А., Халиманович В.И., Величко А.И., Леканов А.В., Шипилов Г.В., Романенко В.И., Токарев А.В., Акчурин В.П. Заявитель и патентообладатель: ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева»; заявл. 03.08.2009, опубл. 10.05.2011. Бюл. № 13.
2. Анализ основных концепций крупногабаритных трансформируемых космических рефлекторов / Н.А. Тестоедов, В.И. Халиманович, А.И. Величко, Г.В. Шипилов, А.В. Романенко, Д.Б. Усманов, А.С. Евдокимов, А.В. Бельков, А.П. Жуков, С.В. Пономарев, В.С. Пономарев // Решетневские чтения. 2012. Т. 1. № 16. С. 92–93.
3. Проектирование высокоточных линейных приводов для шестистепенного механизма типа «гексапод» космического применения / С.О. Бойко, С.А. Комаров, С.Г. Харитонов, Е.А. Улыбушев, А.В. Леканов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2013. № 6 (52). С. 142–149.
4. Коротков Е.Б., Матвеев С.А., Яковенко Н.Г. Пути повышения качественных показателей системы управления механизмом с параллельной структурой (гексапод, трипод) на базе российских и мировых доступных электронных компонентов // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 6–11.
5. Бидерман В.Л. Теория механических колебаний: учебник для вузов. М.: Высшая школа, 1980. С. 11.
6. Ефимик В.А. Применение метода конечных элементов к задаче собственных колебаний прямоугольных пластин и цилиндрических оболочек // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2014. № 38. С. 72–92.
7. Леонтьев Н.В. Применение системы ANSYS к решению задач модального и гармонического анализа. Учебно-методический материал по программе повышения квалификации «Информационные системы в математике и механике». Нижний Новгород: Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, 2006, 101 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Горбунов Андрей Владимирович**, ведущий инженер, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 556-66-61, e-mail: anygos@yandex.ru.

**Желтышев Олег Иванович**, инженер, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (981) 971-70-89, e-mail: oleg471471@yandex.ru.

**Яковенко Николай Григорьевич**, к.т.н., доцент, ведущий научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 211-49-61, e-mail: yakovenko\_ng@mail.ru.

*For citation: Gorbunov A. V., Zheltyshev O. I., Yakovenko N. G. Modal analysis of linear actuator. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 38–43. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-38-43*

**A. V. Gorbunov, O. I. Zheltyshev, N. G. Yakovenko**

## MODAL ANALYSIS OF LINEAR ACTUATOR

The question of checking the linear drive for resistance to resonance in the structure of the precision positioning mechanism for space applications – hexapod, when it is taken to a near-earth orbit is considered. Calculation of the values of the natural frequencies of the structure is carried out by the finite element method using CAD. The application of the modal analysis of structural elements is presented on the example of the linear actuator case for evaluating the resistance to resonance as one of the criteria for selecting a material. The comparative results of the modal analysis for the variants of the linear actuator housing are presented. Modal analysis of the linear drive is carried out, calculated frequencies and forms of natural oscillations are presented. The initial data for the harmonic analysis of the linear drive are obtained. The compliance of the developed linear drive with the specified requirements has been confirmed.

**Keywords:** linear actuator, modal analysis, natural oscillation frequency.

## REFERENCES

1. Patent RF № 2418346. Zontichnaya antenna kosmicheskogo apparata [Spacecraft umbrella antenna]. Testoedov N. A., Khalimanovich V. I., Velichko A. I. Lekanov A. V., Shipilov G. V., Romanenko V. I., Tokarev A. V., Akchurin V. P. Zayavitel



i patentoobladatel: JSC Academican M.F. Reshetnev Information Satellite Systems; zayavl. 03.08.2009, opubl. 10.05.2011. Bul. no. 13 (In Russian).

2. Testodov N.A., Halimanovich V.I., Velichko A.I., Shipilov G.V., Romanenko A.V., Usmanov D.B., Evdokimov A.S., Belkov A.V., Zhukov A.P., Ponomarev S.V., Ponomarev V.S. Analysis of main conceptions of large deployable space reflectors. *Reshetnevskie chteniya*, 2012, vol. 1, no. 16, pp. 92–93 (In Russian).
3. Boyko S.O., Komarov S.A., Kharitonov S.G., Ulybushev E.A., Lekanov A.V. Development of high-precision linear actuators for six-axis mechanism of «hexapod» type. *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 6 (52), pp. 142–149 (In Russian).
4. Korotkov E.B., Matveev S.A., Yakovenko N.G. The paths of increase quality rating of control system of machine with strut-type structure as hexapod and tripod on based russian and global available electronic component. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 8, pp. 6–11 (In Russian).
5. Biderman V.L. *Teoriya mekhanicheskikh kolebaniy: uchebnik dlja vuzov* [Theory of mechanical oscillations]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1980, p. 11 (In Russian).
6. Efimik V.A. Applying finite elements method to the problem of natural vibrations of rectangular plates and cylindrical shells. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2014, no. 38, pp. 72–92 (In Russian).
7. Leontiev N.V. *Primenenie sistemy ANSYS k resheniyu zadach modalnogo i garmonicheskogo analiza* [Application of the ANSYS system to solving modal and harmonic analysis problems]. Uchebno-metodicheskij material po programme povysheniya kvalifikatsii «Informatsionnye sistemy v matematike i mekhanike». Nizhniy Novgorod, Nizhegorodskiy gosudarstvennyy universitet im. N.I. Lobachevskogo, 2006, p. 101 (In Russian).

## AUTHORS

**Gorbunov Andrey**, leading engineer, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 556-66-61, e-mail: anygos@yandex.ru.

**Zheltyshev Oleg**, engineer, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (981) 976-70-89, e-mail: oleg471471@yandex.ru.

**Yakovenko Nikolay**, PhD, associate professor, leading scientific employee, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 211-49-61, e-mail: yakovenko\_ng@mail.ru.

Для цитирования: Ильин М.Ю., Ким А.А., Разуваева И.С., Сотникова Н.В. Радиофотонная многопетлевая линия задержки для контроля и поверки технических параметров доплеровского радиолокатора // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 44–50.  
DOI 10.21778/2218-5453-201-7-44-50  
УДК 621.3.09

**М.Ю. Ильин<sup>1</sup>, А.А. Ким<sup>2</sup>, И.С. Разуваева<sup>2</sup>, Н.В. Сотникова<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> АО «Лазерные системы», <sup>2</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

# **РАДИОФОТОННАЯ МНОГОПЕТЛЕВАЯ ЛИНИЯ ЗАДЕРЖКИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ И ПОВЕРКИ ТЕХНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДОПЛЕРОВСКОГО РАДИОЛОКАТОРА**

*Одной из актуальных проблем при разработке доплеровских метеорологических радаров является контроль их технических параметров. Особенно это касается разработки эталонов трассы зондирования и имитации на ней доплеровских смещений несущих частот радиолокатора, что является трудновыполнимой и экономически невыгодной задачей. В статье рассматривается возможность измерения и контроля технических параметров метеорологических доплеровских радаров при помощи радиофотонной имитационной многопетлевой линии временной задержки, реализованной на оптическом волокне. Предлагается способ контроля дальности, пространственного разрешения, слепой зоны, чувствительности приемника, а также точности определения скорости ветра по лучу на основе данных, полученных в результате разработки прототипа поверочного стенда для метрологического контроля лазерных метеорологических локаторов. Предложены методики поверки эталонов трассы и доплеровских смещений в радиофотонной имитационной многопетлевой линии временной задержки.*

**Ключевые слова:** волоконно-оптическая линия задержки, радиофотоника, электрооптический модулятор, измерение времени задержки, доплеровский радиолокатор.

## **Введение**

Разработка эталонов трассы зондирования и имитации на ней доплеровских смещений несущих частот радиолокатора – важная часть на пути к сертификации доплеровских метеорологических радиолокаторов как средств измерения. Это, в свою очередь, способствует выработке новых единых регламентов и стандартов для радиолокации в целом. Однако физически сделать эталон трассы и доплеровских смещений радиочастот в воздушной среде невозможно по причине того, что максимальные трассы зондирования РЛС могут достигать 200 км и постройка испытательного полигона подобных размеров экономически не эффективна. По этой причине разработчикам радиолокационной аппаратуры необходимо изыскивать полуэмпирические и расчетные методики подтверждения работоспособности и совмещать их с годовой опытной эксплуатацией под руководством контролирующих государственных органов.

Возможной альтернативой текущего алгоритма проверки технических параметров радиолокаторов может стать линия задержки, аналогичная волоконно-оптической линии задержки, используемой в лазерных локаторах. Группой авторов [1, 2] был

разработан, опробован и запатентован прототип поверочного стенда для контроля основных эксплуатационных параметров лазерных облакомеров и лидаров, использующий принцип запаздывания оптического зондирующего излучения в оптоволоконных линиях задержки со строго определенными параметрами.

## **Описание метода**

Суть метода заключается в разделении зондирующего оптического импульса с последовательным выводом его частей на фотоприемник лидара через точно известные калиброванные промежутки времени (рис. 1). Временные промежутки и, соответственно, длины оптоволоконных линий задержки выбираются таким образом, чтобы в одном цикле измерений контролировались одновременно такие параметры, как слепая зона, пространственное разрешение, дискретные пространственные отсчеты, равноудаленные друг от друга на расстояние 1 км, а также максимальная дальность обнаружения атмосферных образований.

Этот апробированный подход можно использовать для создания эталона трассы и доплеровских смещений радиочастот, с тем дополнением, что

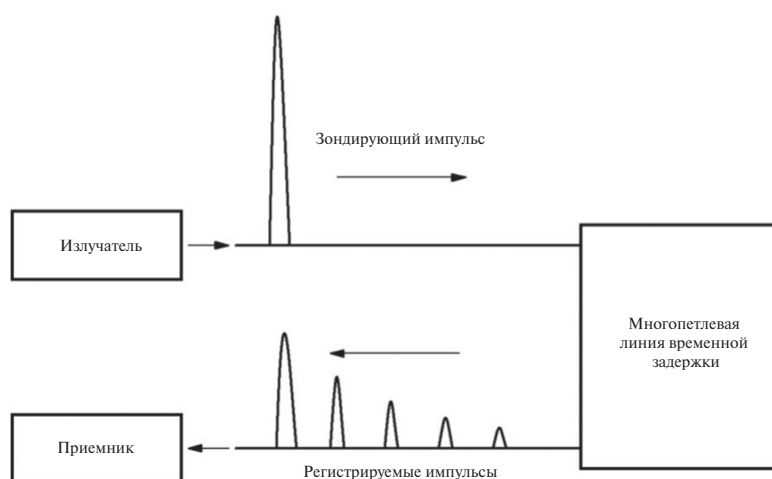


Рисунок 1. Иллюстрация работы многопетлевой линии задержки

необходимо организовать перенос радиочастоты на оптическую несущую и передачу ее по оптическому волокну, используя элементную базу радиофотоники.

Радиофотоника – это новое междисциплинарное направление развития техники и технологии радиосистем, изучающее взаимодействие оптического излучения и СВЧ-радиосигнала в задачах приема, передачи и обработки информации. Направление исследований и разработок связано с использованием методов и средств фотоники совместно с радиоэлектронными элементами, узлами и устройствами радиодиапазонов.

В работе [3] показана возможность использования в качестве линии задержки отрезка оптического волокна, приведены основные формулы для расчета параметров волоконно-оптической линии задержки и продемонстрировано, что волоконно-оптические линии задержки обеспечивают высокую стабильность времени задержки при широкой полосе пропускания. В [4] описана разработанная технология создания линии задержки СВЧ-сигналов на основе многосердцевинного оптического волокна.

Авторами работы [5] рассмотрены возможные способы реализации радиофотонных аналоговых процессоров СВЧ-диапазона. В некоторых предыдущих публикациях [6, 7] было рассказано о теоретических и экспериментальных изысканиях в области простейших радиофотонных трактов (РФТ), которые состояли из источника оптического сигнала (ИОС), модулятора Маха-Цандера (ММЦ), фотодетектора (ФД) и соединяющих их оптических трактов (ОТ). В этих публикациях было показано, что такие РФТ являются альтернативой коаксиальным линиям передачи, превосходя последние по диапазону рабочих частот (ДРЧ) и коэффициенту передачи.

В статье [8] рассмотрено, как с использованием методов и средств радиофотоники возможна

реализация радиофотонного приемного канала СВЧ-диапазона с оптическим гетеродинированием.

В тексте статьи [9] приводится описание экспериментальных исследований опытного образца одномодового оптического волокна ЕЗ (В 1.3/G.652d) длиной 10 км в составе волоконно-оптической линии задержки (ЛЗ) на 50 мкс. В предложенном варианте исполнения обеспечивается большая стабильность величины задержки в диапазоне температур. Кроме того, в течение последних лет были не только продемонстрированы экспериментальные результаты, но и произведены линии задержки, которые могут быть приспособлены для различных применений в области радиофотоники.

Применение элементной базы радиофотоники позволяет использовать этот подход для контроля эксплуатационных параметров радарной техники. Ключевым элементом для реализации концепции является высокочастотный электрооптический модулятор (ЭОМ), позволяющий произвести амплитудную модуляцию оптического непрерывного излучения СВЧ-сигналом.

В работах [10, 11] приводится описание и опыт использования двухдиапазонной метеосистемы, сочетающей радар и лидар. При такой концепции построения метеокомплексов одной из проблем является метрологическое обеспечение. Рассматриваемый нами метод потенциально позволит обеспечить контроль эксплуатационных параметров как лидарного, так и радарного канала при высоком уровне унификации и взаимозаменяемости его составных частей.

Принципиально перейти от пассивных систем переноса радиосигнала на расстояние к системам с изменением частотных характеристик радиоимпульса поможет преобразование лазерного сигнала в оптическом волокне посредством акустооптического модулятора (АОМ).

Внедрение в систему АОМ позволяет имитировать эффект доплеровского смещения частоты, что обеспечивает эталонный доплеровский сдвиг на требуемом расстоянии (времени задержки сигнала).

Принцип работы доплеровских радаров и лидаров заключается в измерении изменения несущей частоты обратно отраженного сигнала. Частота принимаемого излучения при доплеровском сдвиге определяется формулой

$$f_d = f_0 \left( 1 \pm \frac{v}{c} \right), \quad (1)$$

где  $f_0$  – несущая частота зондирующего сигнала;  $v$  – радиальная проекция скорости движущегося объекта (или воздушной массы).

Величина частотного смещения может быть определена по формуле (1). Для длины волны зондирующего излучения, примерно равной 1,5 мкм, она не превышает 40 МГц при радиальных проекциях скоростей ветра, не превышающих 60 м/с.

Контроль точности измерения радиальной составляющей скорости может быть осуществлен путем включения в оптическую линию акустооптического модулятора, работающего в режиме смещения частоты света. В этом случае АОМ, включенный в оптический тракт, смещает частоту несущего сигнала на величину, эквивалентную доплеровскому сдвигу, приобретенному в атмосфере.

Смещение оптической частоты в АОМ приводит к пропорциональному смещению частоты амплитудной модуляции СВЧ-сигнала. Нетрудно показать, что результирующая частота СВЧ-сигнала на выходе АОМ определяется соотношением

$$f_{RF}' = f_{RF} \pm \frac{f_{AOM} f_{RF}}{f_L} = f_{RF} \left( 1 \pm \frac{f_{AOM}}{f_L} \right), \quad (2)$$

где  $f_L$  – частота лазерного излучения;  $f_{RF}$  – частота радиосигнала;  $f_{AOM}$  – частота акустооптического модулятора.

Из формул С помощью формул (1) и (2) устанавливается связь между оптической несущей частотой, частотой СВЧ-сигнала и величиной радиальной проекции скорости ветра. В таблице приведены величины доплеровского смещения  $\Delta f_d$  для различных частот СВЧ-излучения, а также эквивалентные частоты работы АОМ для имитации доплеровского сдвига в оптической несущей 192 ТГц (1561,42 нм).

При величине радиальной проекции скорости ветра, равной 60 м/с, доплеровский сдвиг составит  $\pm 76,8$  МГц при длине волны излучения 1561,42 нм. Следовательно, настройка АОМ на такую частоту будет эквивалентна имитации данной скорости ветра. Если оптическое излучение будет промодулировано по амплитуде частотой, равной 35 ГГц (СВЧ-излучение), то, как следует из соотношения (2), смещение оптической частоты в АОМ приведет к эквивалентному смещению СВЧ-частоты, в данном случае – на 14 кГц. Однако точно такой же частотный сдвиг СВЧ-излучения с частотой 35 ГГц будет получен, согласно (1), при доплеровском сдвиге в атмосфере при радиальной проекции скорости, равной 60 м/с.

Принципиальная схема устройства радиофотонной многопетлевой линии задержки для контроля и проверки технических параметров доплеровского радиолокатора представлена на рис. 2.

Непрерывное лазерное излучение модулируется СВЧ-сигналом с генератора, после чего поступает в одну из нескольких оптоволоконных линий временной задержки. Длина линий выбирается эквивалентной слепой зоне радара, пространственному разрешению и требуемой дистанции обнаружения объектов или дискретным отсчетам дистанции. Оптический сигнал поступает на АОМ, где осуществляется частотный сдвиг, эквивалентный доплеровскому частотному сдвигу в атмосфере. В рассматриваемом примере АОМ позволяет производить смещение частоты сигнала на величину до 80 МГц (доплеровский сдвиг), что соответствует скорости ветра  $V_r = 60$  м/с. Оптический сигнал с АОМ поступает на фотоприемник, осуществляющий оптоэлектронное преобразование и выделяющий смещенный по частоте СВЧ-сигнал, который направляется на приемник исследуемого радара.

Оптическое волокно обладает малыми вносимыми потерями. Поэтому создание многокилометровых линий задержки не представляет трудностей с точки зрения энергетического баланса. Однако сложной метрологической задачей является точное измерение временных параметров этих линий, в частности, их длин и времен задержки. Электромагнитная волна в среде, как известно, распространяется медленнее, чем в вакууме,

Таблица. Значения параметров для имитации доплеровского сдвига в оптической несущей 192 ТГц

Частота СВЧ-сигнала, ГГц	$V_{\min} = 0,5$ м/с		$V_{\max} = 60$ м/с	
	$f_{AOM}$ , МГц	$\Delta f_d$ , Гц	$f_{AOM}$ , МГц	$\Delta f_d$ , Гц
2,7	0,64	9	76,8	1080
10		33,34		4000
35		116,6		14000

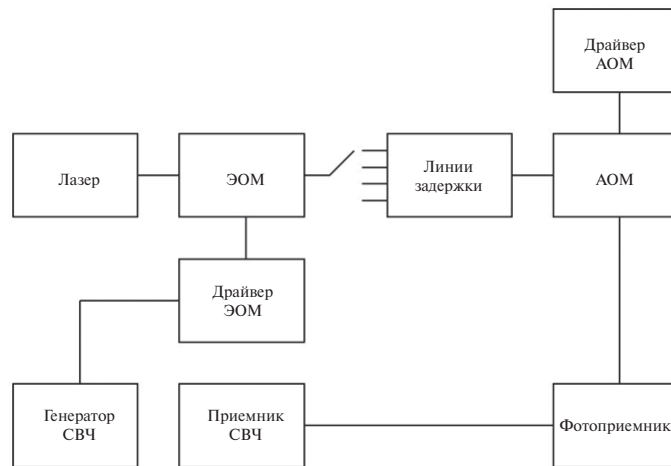


Рисунок 2. Принцип работы эталона для поверки доплеровского радиолокатора

в  $n$  раз, где  $n$  – абсолютный показатель преломления. В случае оптического волокна вводится понятие эффективного показателя преломления  $N_{eff}$ , который в некотором смысле эквивалентен величине  $n$  для изотропной среды: он показывает, во сколько раз скорость распространения светового импульса в оптическом волокне (для рассматриваемой моды) меньше скорости света в вакууме. Реальное значение  $N_{eff}$  лежит между абсолютными значениями показателя преломления сердцевинки волновода  $n_{core}$  и подложки  $n_{clad}$ . Объяснение этого явления возможно при рассмотрении распространения электромагнитной волны в ограниченном пространстве направляющей среды. Однако для описания времени прохождения светового импульса по оптическому волокну длиной  $L$  можно пользоваться следующим простым выражением:

$$t = L \frac{N_{eff}}{c}. \quad (3)$$

Выражение (4) справедливо и для коаксиальных радиочастотных волноводов, с той разницей, что вместо  $N_{eff}$  следует использовать некоторый эквивалентный по смыслу коэффициент. Значение  $N_{eff}$  не является константой и зависит как от свойств самого волокна (геометрические размеры, форма, профиль показателя преломления и т.д.), так и от длины волны излучения. Иными словами,  $N_{eff}$  обладает свойством хроматической дисперсии, которая в данном случае будет состоять из волноводной и материальной составляющих. Наличие дисперсии  $N_{eff}$  приводит к тому, что:

- при одной и той же длине разные волокна обладают различным временем задержки;
- в одном волокне разные частоты распространяются с разными скоростями и, соответственно, за разное время.

Для точного определения значения  $N_{eff}$  волокна при известной длине волны была создана установка, схема которой приведена на рис. 3. Суть метода в нашем случае заключается в том, чтобы в отрезке исследуемого оптического волокна точно измеренной длины организовать распространение оптического излучения с известной длиной волны. При этом само излучение должно быть модулировано по амплитуде периодическим низкочастотным сигналом, в простейшем случае – гармоническим колебанием. При некоторой частоте модуляции возникнет ситуация, при которой фаза модулированного оптического сигнала на входе в волновод будет равна фазе на выходе из него. Это означает, что в волновод известной длины вмещается целое число волн модулированного сигнала. Зная частоту модуляции и длину волновода, не составляет труда вычислить  $N_{eff}$ .

Излучение лазера 1 вводится в оптическое волокно и модулируется по амплитуде гармоническим сигналом частотой  $f_N$  с генератора частоты 2 посредством электрооптического модулятора 3, после чего поступает на разветвитель 4. Модулированное излучение лазера поступает на фотоприемники 5, 6 и 7; при этом длины выводов А–В и А–С должны быть одинаковы. Между фотоприемником 7 и выходом С разветвителя включается отрезок исследуемого волокна точно известной длины  $L_0$ . Сигналы фотоприемников 6 и 7 поступают на осциллограф 9, где включаются во взаимно ортогональной развертке, а сигнал фотоприемника 5 заводится на поверенный измеритель частоты 10.

Пусть  $f_N$  – частота генератора при синфазном сигнале на осциллографе. Отсутствие сдвига фазы между сигналами на осциллографе означает, что в участке  $L_0$  укладывается целое количество периодов модуляции (длина модуляции)  $\lambda_{mod}$ :

$$N_{eff} = N \lambda_{mod}, \quad (4)$$



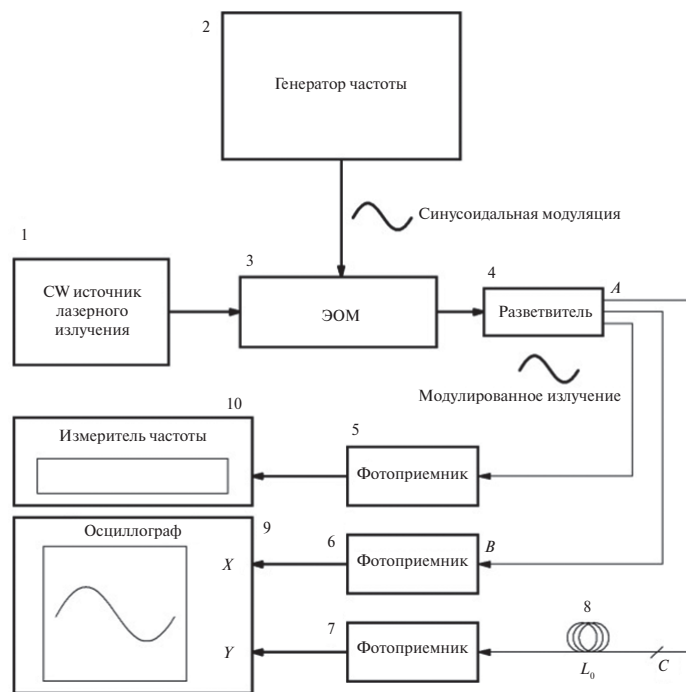


Рисунок 3. Схема установки для измерения эффективного показателя преломления оптического волокна

где  $N$  – целое число. Тогда справедливо равенство

$$L_0 = N\lambda_{mod} = \frac{c}{f_N N_{eff}}. \quad (5)$$

В простейшем случае  $N = 1$ , то есть в отрезок  $L_0$  укладывается один целый период модуляции (одна длина волны модуляции). Поскольку величина  $L_0$  известна с высокой точностью,  $f_N$  задается и контролируется также с высокой точностью, и можно определить величину  $N_{eff}$ :

$$N_{eff} = \frac{c}{N\lambda_{mod} f_N} = \frac{c}{L_0 f_N} \quad (6)$$

при  $N = 1$ .

При синфазности и противофазности сигналов величина  $N_{eff}$  легко определяется из простого соотношения

$$N_{eff} = \frac{Nc}{L_0 f_N}. \quad (7)$$

Как следует из соотношения (8), точность определения  $N_{eff}$  зависит от точностей измерения длины эталонного образца волокна, частоты генератора, обнаружения фазы на осциллографе. Все эти параметры могут быть измерены с учетом накопления и статистической обработки достаточно точно. Реальные эксперименты подтвердили работоспособность метода, погрешность определения  $N_{eff}$  составила менее 1%.

В отсутствие оптического рефлектометра такая методика позволяет измерить и длину оптического

волокна на катушке. Измеряемая катушка включается вместо эталонного отрезка  $L_0$ . Зная  $N_{eff}$  волокна на катушке, не составляет труда определить его длину:

$$L_{coil} = \frac{Nc}{f_{coil} N_{eff}}. \quad (8)$$

Для этого достаточно подобрать такую частоту модуляции  $f_{coil}$ , при которой на осциллографе наблюдается синфазность или противофазность сигналов в ортогональной развертке. Для катушки волокна километровой длины частота модуляции составит порядка 200 кГц при  $N = 1$  и  $N_{eff} = 1,485$ .

Поскольку  $N_{eff} = f(\lambda)$ , данная методика позволяет также определять оптико-временные параметры волоконных линий задержек для различных длин волн излучения. Перестраивая лазерный излучатель в широком диапазоне длин волн или используя различные излучатели, можно получать дисперсионные зависимости эффективного показателя преломления от длины волны излучения для различных типов оптических волокон.

### Результаты исследования

1. Показана актуальность создания эталонов трассы и доплеровского смещения.
2. Продемонстрирован текущий научно-технический уровень и потенциал использования волоконно-оптических линий задержки и радиофотонных линий задержки для контроля основных технических параметров лидаров и радаров.

3. Описан принцип построения радиофотонной многопетлевой линии задержки для имитации трассы и зондирования и имитации на ней доплеровских смещений несущих частот.
4. Продемонстрированы способы проверки эталонов трассы и зондирования и имитации на ней доплеровских смещений.

### Выводы

Таким образом, разработанный и апробированный подход для контроля основных эксплуатацион-

ных параметров лазерных облакомеров и лидаров, использующий принцип запаздывания оптического зондирующего излучения в оптоволоконных линиях задержки со строго определенными параметрами, можно успешно применять для создания эталона трассы и доплеровских смещений радиочастот, с тем дополнением, что необходимо организовать перенос радиочастоты на оптическую несущую и передачу ее по оптическому волокну, используя элементную базу нового направления радиофотоники.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kim A. A., Klochkov D. V., Konyaev M. A., Mikhaylenko A. S. Control of operating parameters of laser ceilometers with the application of fiber optic delay line imitation. Proceedings. SPIE10466, 23rd International Symposium on Atmospheric and Ocean Optics: Atmospheric Physics, 104662T, 30 November, 2017; DOI: 10.1117/12.2285580.
2. Патент на изобретение РФ № 2636797. Способ контроля и поверки метрологического лидарного оборудования типа облакомер и устройство для его осуществления / Ким А.А., Клочков Д.В. Заявитель и патентообладатель: ООО «НПП Лазерные системы»; заявл. 19.01.2017, опубл. 28.11.2017. Бюл. № 34.
3. Кузнецов В.А., Цуканов В.Н., Яковлев М.Я. Волоконно-оптические линии задержки [Электронный ресурс]. URL: <http://www.tmvos.ru/pdf/volz.pdf> (дата обращения: 04.04.2018)
4. Егорова О.Н., Белкин М.Е. Линия задержки СВЧ-сигналов на основе многосердцевинного оптического волокна [Электронный ресурс]. URL: <http://waves.phys.msu.ru/files/docs/2017/thesis/Section6.pdf> (дата обращения: 05.04.2018)
5. Обзор и исследование возможных вариантов реализации сверхширокополосных аналоговых процессоров диапазона СВЧ с использованием методов и средств радиофотоники / А.А. Белоусов, Ю.Н. Вольхин, А.В. Гамиловская, А.А. Дубровская, Тихонов Е.В. // Материалы VI Общероссийской научно-технической конференции. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2016. С. 43–50.
6. Белоусов А.А., Вольхин Ю.Н., Дубровская А.А. Обзор возможных вариантов реализации сверхширокополосных аналоговых процессоров дециметрового, сантиметрового и миллиметрового диапазонов длин волн с использованием методов и средств радиофотоники // Материалы 2-й Всероссийской научно-технической конференции «Перспективы развития РЛС дальнего обнаружения и интегрированных систем и комплексов информационного обеспечения воздушно-космической обороны». М.: Радиотехника, 2014. С. 122–135.
7. О применении методов и средств радиофотоники для обработки сигналов дециметрового, сантиметрового и миллиметрового диапазонов длин волн / А.А. Белоусов, Ю.Н. Вольхин, А.В. Гамиловская, А.А. Дубровская, Е.В. Тихонов // Прикладная фотоника. 2014. № 1. С. 65–86.
8. Радиофотонный приемный канал СВЧ-диапазона с оптическим гетеродинированием / С.Ф. Боев, В.В. Валуев, В.В. Кулагин, В.А. Черепенин [Электронный ресурс] // Электронный научный журнал «Журнал радиоэлектроники». 2015. № 2. URL: <http://jre.cplire.ru/koi/feb15/12/text.html> (дата обращения: 07.04.2018)
9. Щербаков В.В., Солодков А.Ф., Шелков Н.В., Озеров Ю.В. Экспериментальное исследование отечественного оптического волокна в составе волоконно-оптической линии задержки [Электронный ресурс] // Электронный научный журнал «Фотон-Экспресс». 2016. № 1. С. 39–40. URL: <http://www.centervospi.ru/articles/280> (дата обращения: 06.04.2018)
10. Shchukin G. G., Boreysho A. S., Zhukov V. Yu., Ilyin M. Yu., Konjaev M. A. Meteorological complex based on lidar and radar. Actual Problems of Radiophysics. Edited by S. A. Maksimenko. Proceedings of the VI International Conference «APR-2015». Series «Advanced Russian Conferences». London, Red Square Scientific, Ltd., 2016.
11. Верецагин А.В., Бореишо А.С., Страхов С.Ю. Обнаружение зон опасных метеорообъектов с использованием совмещенного лидарно-радиолокационного комплекса. Радиоэлектронные комплексы многоцелевого назначения. СПб.: Изд-во «Политехника», 2016. С. 181–192.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Ильин Максим Юрьевич**, ведущий инженер-конструктор, АО «Лазерные системы», 198515, Санкт-Петербург, пос. Стрельна, ул. Связи, д. 34, лит. А, тел.: 8 (921) 645-14-06, e-mail: [ilyin\\_m@lsystems.ru](mailto:ilyin_m@lsystems.ru).

**Ким Алексей Андреевич**, инженер, ассистент, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (961) 804-65-24, e-mail: [alexeykim90@gmail.com](mailto:alexeykim90@gmail.com).

**Разуваева Ирина Сергеевна**, инженер, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (981) 858-68-75, e-mail: [razuvaeva@lsystems.ru](mailto:razuvaeva@lsystems.ru).

**Сотникова Наталья Викторовна**, к.т.н., доцент, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (904) 333-06-92, e-mail: [sotniknv@yandex.ru](mailto:sotniknv@yandex.ru).

M. Yu. Ilyin, A. A. Kim, I. S. Razuvaeva, N. V. Sotnikova

## RADIO-PHOTON MULTILOOP DELAY LINE FOR MONITORING AND VERIFICATION OF TECHNICAL PARAMETERS OF DOPPLER RADAR SYSTEM

One of them actual problems of development doppler radar is technical parameters quality control. Especially it concerns the development of reference standards for sounding and imitation of Doppler shifts of the carrier frequencies of the radar, which is difficult and economically unprofitable task. The article considers the possibility of measuring and controlling the technical parameters of meteorological Doppler radars using the time delay multi-loop radio-photon system for imitation distance and Doppler shift. A method for controlling the range, spatial resolution, blind zone, sensitivity of the receiver, as well as the accuracy of determining the wind speed along the beam is proposed on the basis of data obtained as a result of the calibration bench for metrological control of laser meteorological locators prototype development. Methods for checking the trace standards and Doppler shifts in a radio-photon imitation multi-loop time delay line are proposed.

**Keywords:** fiber-optic delay line, electro-optical modulator, radiophotonics, time delay measurement, doppler radar.

## REFERENCES

1. Kim A. A., Klochkov D. V., Konyaev M. A., Mihaylenko A. S. Control of operating parameters of laser ceilometers with the application of fiber optic delay line imitation. *Proceedings SPIE10466, 23rd International Symposium on Atmospheric and Ocean Optics: Atmospheric Physics, 104662T, 30 November, 2017*; DOI: 10.1117/12.2285580.
2. Patent RF № 2636797. Sposob kontrolya i poverki metrologicheskogo lidarnogo oborudovaniya tipa oblakomer i ustrojstvo dlya ego osushchestvleniya [The method and device for control and verification of operating parameters of laser ceilometer]. Kim A. A., Klochkov D. V.; zayavl. 19.01.2017, opubl. 28.11.2017. Bul. no. 34 (In Russian).
3. Kuznetsov V. A., Tsukanov V. N., Yakovlev M. Ya. [Fiber optical delay lines] (In Russian). Available at: <http://www.tmvos.ru/pdf/volz.pdf> (accessed 04.04.2018)
4. Egorova O. N., Belkin M. E. [Radio signal delay line based on multicore optical fiber] (In Russian). Available at: <http://waves.phys.msu.ru/files/docs/2017/thesis/Section6.pdf> (accessed 05.04.2018)
5. Belousov A. A., Volkhin YU. N., Gamilovskaya A. V., Dubrovskaya A. A., Tikhonov E. V. Survey and exploration of options for the implementation of ultra-wideband analog processors range microwave with the use of methods and means of radio photonics. *Materialy VI Obshcherossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii*. Omsk, Izd-vo OmGTU Publ., 2016, C. 43–50 (In Russian).
6. Belousov A. A., Volkhin Yu. N., Dubrovskaya A. A. Review of possible variants of realization of ultra-wideband analog processors of decimeter, centimeter, and millimeter wavelength ranges using methods and means of radio-Photonics. *Materialy 2-y Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Perspektivy razvitiya RLS dalnego obnaruzheniya i integrirovannyh sistem i kompleksov informatsionnogo obespecheniya vozdušno-kosmicheskoy oborony»*. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2014, pp. 122–135 (In Russian).
7. Belousov A. A., Volkhin Yu. N., Gamilovskaya A. V., Dubrovskaya A. A., Tikhonov E. V. On the application of methods and means of radio photons for signal processing decimeter, centimeter and millimeter wavelengths. *Prikladnaya fotonika*, 2014, no. 1, pp. 65–86 (In Russian).
8. Boev S. F., Valuev V. V., Kulagin V. A., Cherepenin V. A. [Radiophony the receiving channel of UHF range with optical heterodyning]. *Electronny nauchny zhurnal «Zhurnal radioelektroniki»*, 2015, no. 2 (In Russian). Available at: <http://jre.cplire.ru/koi/feb15/12/text.html> (accessed 07.04.2018)
9. Shcherbakov V. V., Solodkov A. F., Shelkov N. V., Ozerov Yu. V. [Experimental study of domestic optical fiber in the fiber-optic delay line]. *Electronny nauchny zhurnal «Foton-Express»*, 2016, no. 1, pp. 39–40 (In Russian). Available at: <http://www.centervospi.ru/articles/280> (accessed 06.04.2018)
10. Shchukin G. G., Boreysho A. S., Zhukov V. Yu., Ilyin M. Yu., Koniaev M. A. Meteorological complex based on lidar and radar. Actual Problems of Radiophysics. Edited by S. A. Maksimenko. *Proceedings of the VI International Conference «APR-2015»*. Series «Advanced Russian Conferences». London, Red Square Scientific, Ltd., 2016.
11. Vereshchagin A. V., Boreysho A. S., Strakhov S. Yu. *Obnaruzhenie zon opasnyh meteobektov s ispolzovaniem sovmeshchennogo lidarno-radiolokacionnogo kompleksa. Radioelektronnye komplekсы mnogocелеvogo naznacheniya* [Detection of zones of dangerous meteorological objects using a combined lidar-radar complex. Article in the collection of multi-purpose Electronic systems]. Sankt-Peterburg, Politehnika Publ., 2016, pp. 181–192 (In Russian).

## AUTHORS

**Ilyin Maksim**, lead design engineer, JSC Laser Systems, 34A, ulitsa Svyazi, Strelna, Saint-Petersburg, 198515, Russian Federation, tel.: +7 (921) 645-14-06, e-mail: [ilyin\\_m@lsystems.ru](mailto:ilyin_m@lsystems.ru).

**Kim Aleksey**, engineer, assistant, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (961) 804-65-24, e-mail: [alexeykim90@gmail.com](mailto:alexeykim90@gmail.com).

**Razuvaeva Irina**, engineer, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (981) 858-68-75, e-mail: [razuvaeva@lsystems.ru](mailto:razuvaeva@lsystems.ru).

**Sotnikova Natalya**, PhD, docent, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (904) 333-06-92, e-mail: [sotniknv@yandex.ru](mailto:sotniknv@yandex.ru).

Для цитирования: Страхов С. Ю., Карасев А. А., Сотникова Н. В. Формализация и построение сетевой модели испытаний радиоэлектронной бортовой аппаратуры космического аппарата с помощью сетей Петри // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 51–58.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-51-58  
УДК 629.78.05

**С. Ю. Страхов<sup>1</sup>, А. А. Карасев<sup>1</sup>, Н. В. Сотникова<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ФОРМАЛИЗАЦИЯ И ПОСТРОЕНИЕ СЕТЕВОЙ МОДЕЛИ ИСПЫТАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ СЕТЕЙ ПЕТРИ

Рассматривается вопрос создания и применения формальных моделей в виде разновидностей сетей Петри к процессу автоматизированных электрических испытаний автоматического космического аппарата (АКА). В настоящее время к автоматическим космическим аппаратам предъявляется требование длительного срока активного существования. Это подразумевает использование современных радиоэлектронных компонентов, стойких к ионизирующему излучению и другим внешним воздействующим факторам космического пространства. Радиоэлектронная аппаратура (РЭА), состоящая из этих компонентов, образует информационные сети на борту АКА, по которым идет интенсивный обмен информацией между абонентами. Для подтверждения исправности АКА необходимо проводить комплексные электрические проверки функционирования бортовых приборов и систем таких сетей в автоматизированном режиме в заводских условиях с максимальной имитацией полета в космическом пространстве. Моделирование процессов, происходящих в бортовой РЭА и контрольно-проверочной аппаратуре, взаимодействующей с ней, представляет отдельный интерес, так как позволяет по полученным данным анализа модели разрабатывать методики автоматизированных проверок.

**Ключевые слова:** электрические испытания, электронная компонентная база, автоматизированный испытательный комплекс, сети Петри, бортовой специальный комплекс, космический аппарат.

## Введение

При изготовлении автоматического космического аппарата (АКА [1]) естественным образом возникает задача оценки его технического состояния и принятия решения о его исправности. При этом на практике представляется возможным изучить процессы, протекающие в бортовых системах [2]. Для решения этой задачи АКА проходит цикл различных испытаний, предусмотренный комплексной программой. Один из этапов этого цикла называется «автоматизированными комплексными электрическими испытаниями».

Необходимость автоматизации испытаний обусловлена тем, что время течения процессов взаимодействия подсистем в АКА может варьироваться в широких пределах: от миллисекунд до часов. Фиксация результатов этих процессов во время проведения испытаний и оценка исправности приборов должна происходить с минимальной временной задержкой.

Современные информационные технологии, такие как операционные системы реального времени [3, 4], базы данных [5, 6], специальные

проблемно-ориентированные языки программирования [7], могут помочь достичь цели повышения качества испытаний с учетом обозначенных выше ограничений.

Для решения задачи автоматизации испытаний необходимо перед разработкой программно-методической документации разработать формальную модель, чтобы с ее помощью оценить причинно-следственные связи процесса и выявить зависимости, которые могут повлиять на результат. Моделирование процесса функционирования автоматизированных электрических испытаний в виде формальной сетевой модели представляет отдельную научную задачу.

## Краткий анализ области исследования и постановка задачи

В настоящее время существует несколько подходов к моделированию функционирования сложных технических систем, к которым относится и система электрических испытаний бортовой аппаратуры в составе космического аппарата.

Среди них можно выделить:

- рассмотрение систем как конечных автоматов [8, 9];
- описание сложных систем с помощью дифференциальных уравнений;
- рассмотрение систем с позиции теории массового обслуживания [10];
- рассмотрение процессов функционирования в сложных технических системах как марковских цепей [11];
- рассмотрение систем как кусочно-линейных агрегатов [12];
- применение сетевых формальных моделей (разновидности сетей Петри [13–16]).

Функционирование рассматриваемой системы испытаний бортовой аппаратуры в составе космического аппарата, вследствие воздействия на него случайных событий, на которые система должна реагировать, представляет собой случайный процесс. К случайным событиям можно отнести:

- поток аппаратных сбоев в аппаратуре;
- поток ошибок операторов за пультами систем;
- поток обнаружения ошибок в программном обеспечении вычислительных средств;
- случайные воздействия внешней среды (функционирование в текущем температурно-влажностном режиме).

Большинство составных частей бортовой аппаратуры систем АКА имеют в своем составе собственные вычислители. Синхронизацию выполнения программ в них обеспечивают система единого времени и бортовая вычислительная система. Каждой системе соответствуют некоторые режимы функционирования, которые могут описываться состояниями приборов, входящих в них.

Эти системы взаимодействуют с контрольно-проверочной аппаратурой и автоматизированным испытательным комплексом (АИК [17]), которые, в свою очередь, также имеют в своем составе некоторые вычислительные средства. В некоторых случаях вместо ЭВМ могут быть автоматические схемы, когда в вычислениях нет необходимости.

На рис. 1 приведена обобщенная структурная схема организации процесса испытаний бортового специального комплекса космической системы (БСПК КС [1]) в составе АКА.

Функционирование такой системы представляет собой взаимодействие нескольких сетевых вычислительных систем, а именно:

- бортового вычислительного комплекса (БВК) с контроллером сети в виде бортовой вычислительной цифровой машины (контроллера канала, в терминах ГОСТ 52070 [18]);

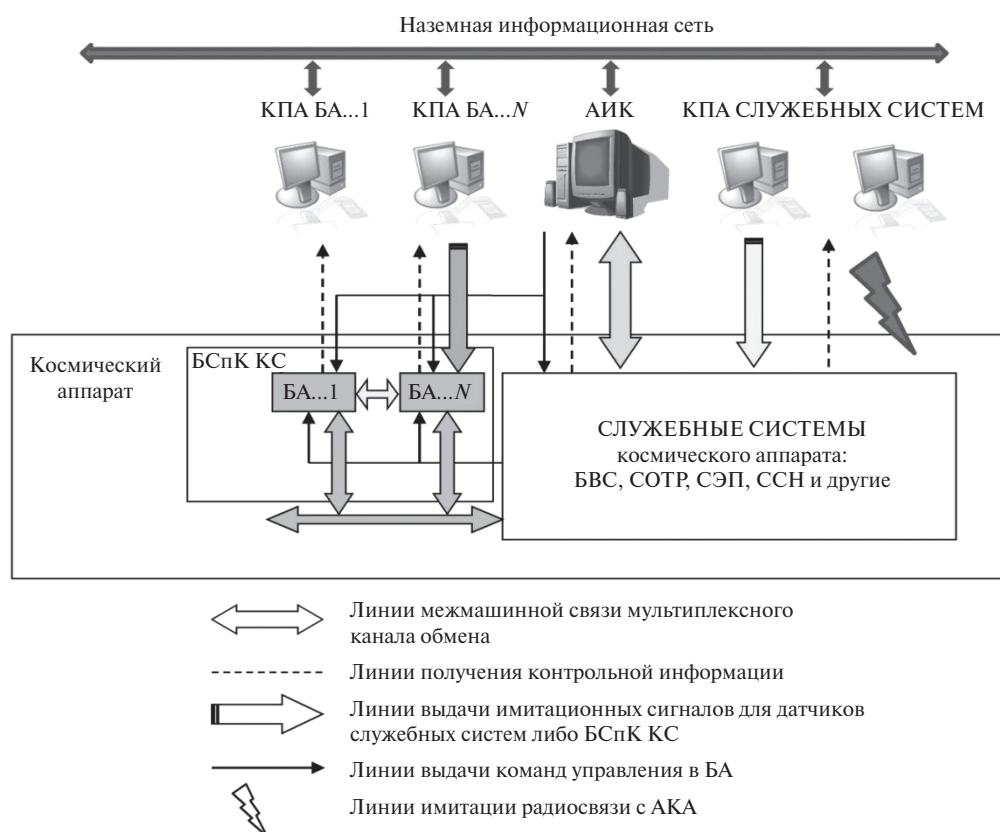


Рисунок 1. Структурная схема электрических испытаний АКА



- наземной системы с ядром управления в АИК (сеть Ethernet, RS485).

Управление процессом испытаний ведется из АИК в соответствии с испытательной программой (ИП). В ней задается вид воздействия на объект испытаний и алгоритм оценки реакции на него. Испытательная программа интерпретируется специальным автоматом. В зависимости от анализа текущего состояния объекта испытаний она переходит к следующему шагу программы. В случае выявления несоответствия определяется метод парирования такой ситуации и выдается рекомендация оператору по продолжению работ. Для создания методик испытаний бортовой аппаратуры в составе АКА в приведенной выше схеме необходимо решить задачу проведения моделирования функционирования мультипрограммной мультипроцессорной среды в реальном времени.

Для решения задачи формального описания модели испытательной среды, в которой функционируют параллельно несколько процессов, обеспечивающих синхронизацию исполнения, предлагается воспользоваться формальными моделями сетей Петри.

Исходя из всего вышесказанного, можно сформулировать основную задачу исследования данной работы следующим образом: для анализа процесса автоматизированных электрических испытаний бортовой аппаратуры специального комплекса в составе космического аппарата разработать его формальную модель.

#### **Моделирование процесса автоматизированных электрических испытаний бортовой аппаратуры специального комплекса в составе космического аппарата**

В работе В. Д. Еленева [19] рассмотрен класс задач, где используются сетевые модели для анализа процессов функционирования космических аппаратов. Рассмотрим возможность применения этого математического аппарата к виду задач моделирования автоматизированных электрических испытаний бортовой аппаратуры в составе АКА.

На сегодняшний день изучен довольно широкий круг разновидностей сетевых моделей (сетей Петри), среди которых для данной задачи предлагается, так же как и в работе [19], использовать макро-Е-сети. Формально макро-Е-сеть определяется следующим множеством:  $MEN = (P, T, K, S)$ , где  $P = (p, r, Q)$  – конечное непустое множество позиций;  $p$  – обыкновенная позиция;  $r$  – решающая позиция;  $Q$  – макропозиция;  $T$  – конечное непустое множество переходов;  $K$  – множество дуг, связывающих между собой множества позиций и переходов;  $S = \{m, b, R, l\}$  – множество функциональных правил.

Существует отличие макро-Е-сетей от сетей Петри в правилах срабатывания переходов. Формально любой переход макро-Е-сети описывается тройкой

$$T = \left( \sum_i, \tau, \varphi \right),$$

где  $\sum_i$  – элементарная схема перехода  $i$ , задаваемая из базового набора переходов макро-Е-сети;  $\tau$  – функция временной задержки срабатывания перехода;  $\varphi$  – процедура преобразования. Функция  $\tau$  определяет интервал времени, за которое происходит моделируемое действие (функционирование перехода). По его окончании происходит перераспределение разметки входных и выходных позиций переходов.

Для изменения атрибутов меток выходных позиций переходов используется процедура преобразования  $\varphi$ . С ее помощью моделируется изменение кортежа данных, ассоциированных с метками входных позиций переходов.

Для обеспечения задания формальной модели с помощью макро-Е-сетей процесса электрических испытаний БА в составе АКА выделим основные операции:

- выдача адресной команды управления;
- съем и оценка телеметрического параметра;
- контроль информации, поступающей от БВК АКА;
- задание массива данных в ОЗУ БВК;
- запись технологических программ в ОЗУ БВК;
- запуск программы БВК;
- считывание информации из ОЗУ БВК.

В качестве примера рассмотрим процесс контроля информации, поступающей в АИК из БВК АКА. Так как контроллером канала выступает БВК, то существует возможность передачи информации в АИК по соответствующей информационной посылке. Кроме этого, существует отдельный проводной интерфейс для связи АИК с БВК для приема информации об изменении состояния программ БПО. Этот способ обмена широко применяется во время испытаний бортовой аппаратуры с применением технологических программ из ОЗУ БВК для контроля корректности хода исполнения программ. При этом задаются эталонное ожидаемое данные, которое сравнивается с полученным, и, как правило, интервал времени, в течение которого происходит контроль.

Рассмотрим граф макро-Е-сети такого взаимодействия, приведенный на рис. 2.

Назначение позиций приведено в табл. 1, а переходов – в табл. 2.

Начальная разметка графа сети (рис. 2) соответствует ситуации, когда данные для передачи

от одной вычислительной системы (БВК) готовы для передачи в другую вычислительную систему (АИК). При этом в АИК начинает исполняться макрокоманда контроля получения информационного сообщения из БВК. В соответствии с этим разметка

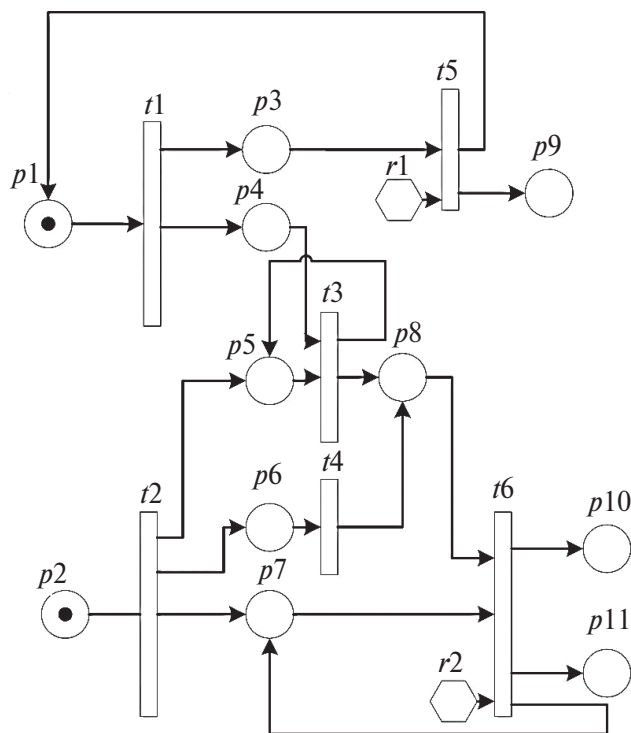


Рисунок 2. Сеть приема информации от БВК в АИК

может быть охарактеризована следующим вектором:

$$M_0 = \{1, 1, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0\}^t.$$

Далее рассмотрим дерево разметок, образующееся при срабатывании различных комбинаций переходов (рис. 3). Пунктирной линией на рис. 3 показано воспроизведение разметок при различных условиях.

При анализе поведения сети следует учесть, что задаваемое время наблюдения всегда заведомо больше, чем время срабатывания остальных переходов. В приведенной модели не учитывается условие, когда время, необходимое для подсчета следующего сообщения (переход  $t5$ ), сравнимо с временем наблюдения, задаваемым в испытательной программе. В результате работы сети метка должна оказаться в позиции  $p10$  или  $p11$ , что соответствует завершению процедуры контроля с оценкой НОРМА или НЕНОРМА. Таким же образом проводится анализ остальных базовых операций.

Благодаря свойству иерархичности сетей, когда за переходом может скрываться функционирование отдельной сети, становится возможным показать функционирование объекта более высокого уровня в иерархии объектов, принимающих участие в испытаниях. Таким образом, комбинация базовых операций с помощью сетей Петри позволяет моделировать процесс испытаний.

Рассмотрим участок тестового включения бортовой аппаратуры в виде макро-Е-сети. Этот участок

Таблица 1. Назначение позиций графа макро-Е-сети

Обозначение позиции	Функциональное назначение
$p1$	Сформирована информационная часть пакета сообщения для передачи в АИК
$p2$	В макрокоманде заданы эталонное значение для сравнения сообщения и время его ожидания
$p3$	Информация выдана в АИК
$p4$	Информация поступила на вход в АИК
$p5$	Готовность АИК к записи в ОЗУ из платы МКО
$p6$	Исходное значение ячейки ОЗУ АИК сформировано
$p7$	Эталон сформирован
$p8$	Сформировано новое значение ячейки ОЗУ
$p9$	Участок программы БПО закончил свою работу
$p10$	Сформирована оценка НОРМА
$p11$	Сформирована оценка НЕНОРМА
$r1$	Решающая позиция, определяющая необходимость выдачи следующей порции информации в программе БПО
$r2$	Решающая позиция, определяющая по сравнению с эталоном передачу метки в соответствующую позицию

Таблица 2. Назначение переходов графа макро-Е-сети

Обозначение перехода	Функциональное назначение
$t_1$	Передача информации из БВК в АИК
$t_2$	Разбиение входных данных – задание времени контроля и эталонного значения
$t_3$	Формирование полученного значения в ОЗУ АИК
$t_4$	Формирование задержки, в течение которого происходит контроль ячейки ОЗУ АИКа
$t_5$	Передача управления в следующий участок программы БПО БВК
$t_6$	Формирование оценки НОРМА/НЕНОРМА

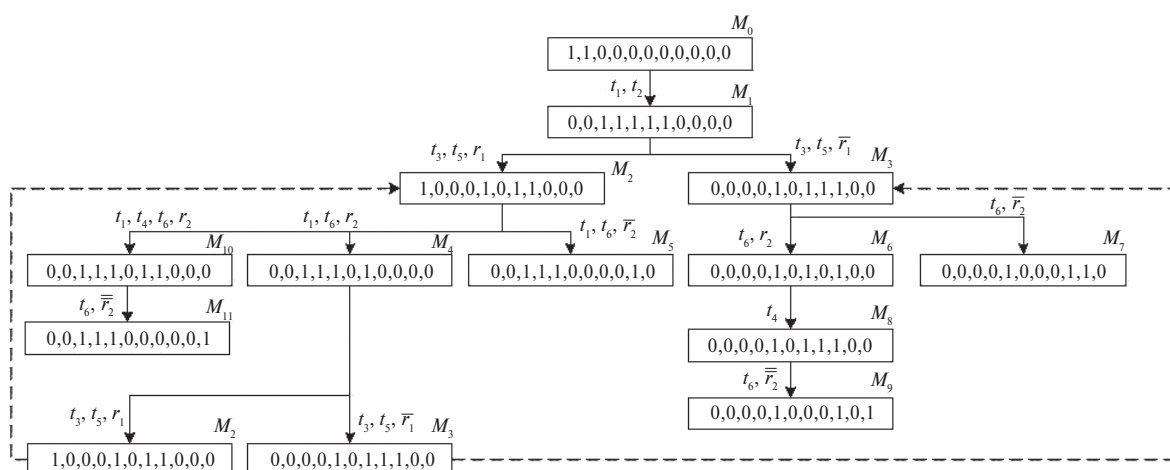


Рисунок 3. Динамика изменения разметки сети

реализует типичное включение бортовой аппаратуры (основные положения приведены в работе по разработке методики испытаний бортовой аппаратуры [20]) для проверки в режиме штатного функционирования. Макро-Е-сеть такого режима приведена на рис. 4.

Логика проведения проверок заключена в следующем: при подготовке к проведению испытаний на предыдущих этапах были подготовлены служебные системы АКА, загружены массивы информации, включающие также технологические программы в ОЗУ БВС. Они содержат в себе всю необходимую информацию для функционирования БА из состава БСПК КС [1].

После того как аппаратура сконфигурирована, начинается проверка функционирования. Технологическая программа Т1 запускает комплексную программу управления БА. При этом после старта этой программы технологическая программа Т2 формирует контрольную информацию и передает ее в АИК. Параллельно организуются программы для управления группами из состава БА. В каждую из этих программ встраиваются участки технологического кода (ТЗ, Т4, Т5), которые информируют АИК о событиях на борту КА. Поэтому в программе управления АИК появляются контрольные точки,

которые позволяют синхронизировать выполнение программ в двух вычислительных системах.

В данной модели принято несколько допущений:

- При любом прохождении включения бортовая циклограмма управления дорабатывается до конца.
- Не раскрываются действия при отрицательном результате контроля информации, поступающей из БВС.
- Циклограмма программ управления аппаратурой не приводится. Ее наличие обозначается переходами  $t_{11}$  и  $t_{12}$ .

### Выводы

По результатам анализа формальных моделей, приведенных в данной работе, можно остановиться на нескольких ключевых моментах:

- При испытаниях аппаратуры, управляемой с помощью БВК, используется технологическое программное обеспечение, исполняющееся из ОЗУ БВС.
- Контроль технического состояния ведется по информации, передаваемой по каналу связи из БВК в АИК [14].

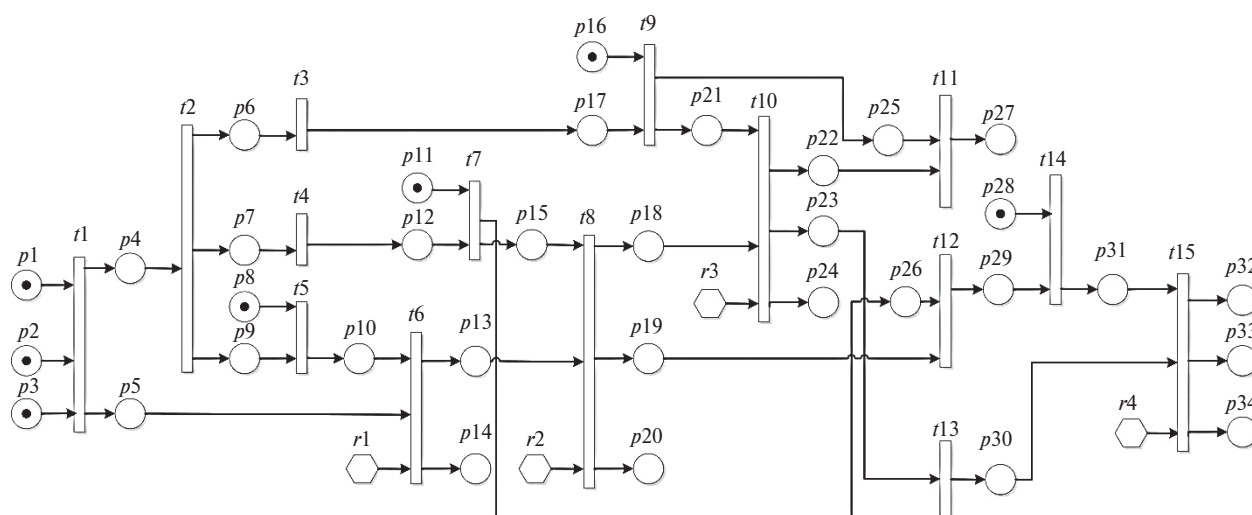


Рисунок 4. Макро-Е-сеть сеанса включения БА

- Программное обеспечение в такой системе работает с разными скоростями, которые необходимо синхронизировать с помощью посылок информации.
- По предложенной формальной модели можно разработать алгоритм проверки и закодировать его в терминах макрокоманд АИК.
- Поставленная задача автоматизированной проверки БА в составе АКА может быть решена на том оборудовании, которое уже существует.

- Выявлены базовые операции взаимодействия между испытательными средствами и бортовой аппаратурой. Описана логика их выполнения с помощью формальной модели сетей Петри.

Продemonстрированные в данной работе формальные сетевые модели могут быть в дальнейшем использованы для разработки программ и методик автоматизированных электрических испытаний автоматического космического аппарата.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ Р 53802–2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М.: Стандартинформ, 2011. 32 с.
2. Никольский В.В. Исследование процессов в бортовых системах автоматических космических аппаратов. СПб.: Балтийский государственный технический университет, 2013. 59 с.
3. Мартин Дж. Программирование для вычислительных систем реального времени. М.: Наука, 1975. 360 с.
4. Кертен Р. Введение в QNX/Neutrino 2. Руководство по программированию приложений реального времени в QNX Realtime Platform. СПб.: Петрополис, 2001. 482 с.
5. Гарсиа-Молина Г., Ульман Д., Уидом Д. Системы баз данных. М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. 1088 с.
6. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов / В.В. Кульба, Е.А. Микрин, Б.В. Павлов, В.Н. Платонов; под ред. Е.А. Микрина. М.: Наука, 2006. 579 с.
7. Карасев А.А. Проблема разработки испытательного программного обеспечения для новых бортовых комплексов дистанционного зондирования Земли в составе автоматического космического аппарата: итоги диссертационных исследований. Т. 3 // Материалы IV Всероссийского конкурса молодых ученых. М.: РАН, 2012. С. 3–10.
8. Хопкрофт Д.Э., Мотвани Р., Ульман Дж.Д. Введение в теорию автоматов, языков и вычислений. 2-е изд.; пер. с англ. М.: Вильямс, 2008. 528 с.
9. Дунаев В.В., Поляков О.М., Фролов В.В. Алгоритмические основы испытаний. СПб.: 1991. 427 с.
10. Лабскер Л.Г., Бабешко Л.О. Теория массового обслуживания в экономической сфере. М.: Банки и биржи, ЮНИТИ, 1998. 319 с.
11. Портенко Н.И., Скороход А.В., Шуренков В.М. Марковские процессы. Итоги науки и техники. ВИНТИ РАН, 1989. Т. 46. 245 с.
12. Бусленко Н.П. Моделирование сложных систем. М.: Наука, 1976. 400 с.
13. Котов В.Е. Сети Петри. М.: Наука, 1984. 160 с.
14. Питерсен Дж. Теория сетей Петри и моделирование систем. М.: Мир, 1984. 264 с.
15. Малиновский Б.Н., Слепцов А.И., Юрасов А.А. Автоматизация проектирования управляющих систем гибких автоматизированных производств. Киев: Техніка, 1986. 160 с.
16. Мальков М.В., Малыгина С.Н. Сети Петри и моделирование // Труды Кольского научного центра РАН. Апатиты, 2010. Вып. 1. С. 35–40.
17. Вопросы модернизации испытательных комплексов ИВК для подготовки КА типа «Метеор» / Г.А. Акопов, А.Г. Шехтман, А.Б. Платонов, В.А. Тутов // Вопросы электромеханики, 2005. Т. 102. С. 28–34.

18. ГОСТ Р 52070–2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. М.: Изд-во стандартов, 2003. 27 с.
19. Еленев В. Д., Салмин В. В. Использование сетевых моделей в задачах анализа процессов функционирования космических аппаратов. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. 54 с.
20. Карасев А. А., Чупринский И. И. О разработке методики электрических испытаний бортовой аппаратуры в составе автоматического космического аппарата // Вестник СГАУ им. академика С. П. Королева, 2013. № 4 (42). С. 164–169.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Страхов Сергей Юрьевич**, д.т.н., профессор, декан факультета, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 495-76-95, e-mail: strakhov\_s@mail.ru.

**Карасев Александр Александрович**, старший преподаватель, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 316-24-77, e-mail: posrv@yandex.ru.

**Сотникова Наталья Викторовна**, доцент, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (904) 333-06-92, e-mail: sotniknv@yandex.ru.

*For citation: Strakhov S. Yu., Karasev A. A., Sotnikova N. V. Formalization and the construction of a network model of testing of the electronic onboard equipment of the spacecraft with the help of Petri nets. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 51–58. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-51-58*

S. Yu. Strakhov, A. A. Karasev, N. V. Sotnikova

## FORMALIZATION AND THE CONSTRUCTION OF A NETWORK MODEL OF TESTING OF THE ELECTRONIC ONBOARD EQUIPMENT OF THE SPACECRAFT WITH THE HELP OF PETRI NETS

In this work the question of creation and application of formal models in the form of varieties of Petri nets to process of the automated electric tests of the automatic spacecraft is considered. At present, automatic spacecraft for various purposes are required to have a long active life. This implies the use of modern electronic components that are resistant to external factors affecting outer space. Electronic equipment, consisting of these components, forms information networks on Board the spacecraft, which leads to the need for a comprehensive electrical inspection of the operation of onboard instruments and systems of such networks in an automated mode. Modeling of the processes taking place in the on-Board electronic units, and the control and verification equipment interacting with it, is of separate interest, as it allows to develop automated testing methods based on the obtained data of the model analysis.

**Keywords:** tests, electronic component base, automated test complex, Petri nets, onboard special complex.

## REFERENCES

1. GOST R53802–2010. Sistemy i komplekсы kosmicheskie. Terminy i opredeleniya [Systems space. Terms and definitions]. Moscow, Standartinform Publ., 32 p. (In Russian).
2. Nikolskiy V. V. *Issledovanie processov v bortovyh sistemah avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [Study of on-Board systems of automatic space vehicles]. Saint-Petersburg, Baltiyskiy gosudarstvenny tekhnicheskii universitet, 2013, 59 p. (In Russian).
3. Martin J. *Programmirovaniye dlya vychislitel'nykh sistem realnogo vremeni* [Programming for real-time computing systems]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 360 p. (In Russian).
4. Kerten R. *Vvedeniye v QNX/Neutrino 2. Rukovodstvo po programmirovaniyu prilozheniy realnogo vremeni v QNX Realtime Platform* [Getting started with QNX Neutrino 2 – a guide for realtime programmers]. Saint-Petersburg, 2001, 482 p. (In Russian).
5. Garsia-Molina G., Ulman D., Uidom D. *Sistemy baz dannykh* [Database System]. Moscow, Izdatelskiy dom Vilyams Publ., 2003, 1088 p. (In Russian).
6. Kulba V. V., Mikrin E. A., Pavlov B. V., Platonov V. N. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya informacionno-upravlyayushchikh sistem kosmicheskikh apparatov* [Theoretical foundations of designing information-control systems of space vehicles]. In: E. A. Mikrina, Moscow, Nauka Publ., 2006, 579 p. (In Russian).
7. Karasev A. A. Problema razrabotki ispytatelnogo programmnoy obespecheniya dlya novykh bortovykh kompleksov distantsionnogo zondirovaniya Zemli v sostave avtomaticheskogo kosmicheskogo apparata [Problem of development of the test software for new onboard complexes of remote sensing of the Earth as a part of the automatic spacecraft]. Itogi dissertatsionnykh issledovaniy. *Materialy IV Vserossiyskogo konkursa molodykh uchenykh*. Moscow, RAN, 2012, vol. 3, pp. 3–10 (In Russian).
8. Hopcroft D. E., Motwani R., Ulman J. Math D. *Vvedeniye v teoriyu avtomatov, yazykov i vychisleniy* [Introduction to automata, languages and computation theory]. 2-e izd. Trans. from Eng. Moscow, Vilyams Publ., 2008, 528 p. (In Russian).
9. Dunaev V. V., Polyakov O. M., Frolov V. V. *Algoritmicheskie osnovy ispytaniy* [Algorithmic bases of tests]. Saint-Petersburg, 1991, 427 p. (In Russian).
10. Labsker L. G., Babeshko L. O. *Teoriya massovogo obsluzhivaniya v ehkonomicheskoy sfere* [Theory of mass service in the economic sphere]. Moscow, Banki i birzhi, UNITI, 1998, 319 p. (In Russian).



11. Portenko N.I., Skorokhod A.V., Shurenkov V.M. *Markovskie processy: itogi nauki i tekhniki. Sovremennye problemy matematiki* [Markov processes: results of science and technology. Modern problems of mathematics]. VINITI RAN Publ., 1989, vol. 46, 248 p. (In Russian).
12. Buslenko N.P. *Modelirovanie slozhnykh sistem* [Modeling of complex systems.]. Moscow, Nauka Publ., 1976, 400 p. (In Russian).
13. Kotov V.E. *Seti Petri* [Petri Nets]. Moscow, Nauka Publ., 1984, 160 p. (In Russian).
14. Peterson G. *Teoriya setej Petri i modelirovanie sistem* [The theory of Petri nets and modeling of systems]. Moscow, Mir Publ., 1984, 264 p. (In Russian).
15. Malinovskiy B.N., Sleptsov A.I., Yurasov A.A. *Avtomatizatsiya proektirovaniya upravlyayushchih sistem gibkikh avtomatizirovannykh proizvodstv* [Design automation of control systems of flexible automated production]. Kiev: Tekhnika Publ., 1986, 160 p. (In Russian).
16. Malkov M.V., Malygina S.N. Petri Nets and modeling. *Trudy Kolskogo nauchnogo tsentra RAN*. Apatity, 2010, 1, pp. 35–40 (In Russian).
17. Akopov G.A., Shekhtman A.G., Platonov A.B., Tutov V.A. the Issues of modernization of testing systems with the CPI for the preparation of satellites of «Meteor». *Voprosy elektromekhaniki*, 2005, vol. 102, pp. 28–34 (In Russian).
18. GOST R52070–2003. Interfejs magistralnyj posledovatelnyj sistemy ehlektronnykh moduley [GOST R52070–2003. Interface main serial system of electronic modules]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 2003, 27 p. (In Russian).
19. Elenev V.D., Salmin V.V. *Ispolzovanie setevykh modelej v zadachah analiza processov funkcionirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Use of network models in problems of the analysis of processes of functioning of spacecrafts]. Samara, Izd-vo Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta Publ., 2006, 54 p. (In Russian).
20. Karasev A.A., Chuprinskiy I.I. development of methods of electrical testing on-Board equipment of automatic spacecraft. *Vestnik SGAU im. akademika S.P. Koroleva*, 2013, no. 4 (42), pp. 164–169 (In Russian).

## AUTHORS

**Strakhov Sergey**, PhD, professor, dean, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 495-76-95, e-mail: strakhov\_s@mail.ru.

**Karasev Aleksandr**, senior lecturer, postgraduate student, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 655-71-50, e-mail: posrv@yandex.ru.

**Sotnikova Nataliya**, docent, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (904) 333-06-92, e-mail: sotniknv@yandex.ru.

**И. В. Архипова<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ ИНОСТРАННОГО ПРОИЗВОДСТВА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ МАЛЫХ ВЫБОРОК

*В рамках данной статьи рассматривается вопрос оценки надежности электронной компонентной базы (ЭКБ) иностранного производства (ИП), применяемой в составе радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) космических аппаратов (КА). Надежность РЭА КА напрямую зависит от надежности применяемой в ее составе ЭКБ. К настоящему моменту требования к гамма-процентной наработке ЭКБ комплектующей РЭА КА достигают 150 000 часов при стандартном значении  $\gamma = 95\%$ . Подтверждение подобных требований возможно только в случае испытания больших выборок в течение длительного времени, что влечет за собой внушительные экономические затраты. Это неизбежно приводит к необходимости использовать и развивать новые идеи и методы теории надежности. В данной статье для подтверждения требований, предъявляемых к ЭКБ в части надежности, предложено обобщать расчетную оценку и данные, полученные по результатам ускоренных испытаний на безотказность, на основании теоремы Байеса. В результате проведенного исследования были определены значения интенсивностей отказов (ИО) ЭКБ ИП, а также рассмотрена возможность повышения значения вероятности безотказной работы (ВБР)  $\gamma$  до значения 99%, при сохранении требований, предъявляемых к гамма-процентной наработке до отказа ЭКБ ИП, комплектующей РЭА КА.*

**Ключевые слова:** показатели надежности, электронная компонентная база, малые выборки, ускоренные испытания, байесовская методология.

## Введение

Современный КА – это сложная электронная система, которая, находясь в космосе в течение 15–20 лет, должна сама себя диагностировать, проверять, принимать решения в рамках поставленных задач и выполнять различные возложенные на нее функции [1]. Космос является агрессивной средой, которая обладает различными деструктивными характеристиками, такими как глубокий вакуум, большой перепад температур, радиация, потоки заряженных частиц и т.д. Бортовая аппаратура в космическом пространстве не подлежит ремонту, что влечет за собой повышенные требования к показателям ее надежности, а значит, и к ЭКБ, комплектующей ее.

Таким образом, ЭКБ, применяемая в составе РЭА КА, должна обеспечивать жесткие требования к сроку активного существования или, иначе говоря, к гамма-процентной наработке до отказа, при полном отсутствии ремонта. Это означает, что к ЭКБ должны предъявляться сверхжесткие требования в части надежности и стойкости к дестабилизирующим факторам космического пространства и механическим воздействиям.

## Проблематика и актуальность поставленной задачи

К настоящему моменту требования к гамма-процентной наработке ЭКБ комплектующей РЭА КА достигают 150 000 часов при  $\gamma = 95\%$ . Для определения соответствия изделий таким высоким требованиям, согласно представлениям, основанным на базе классической математической статистики, необходимы большие объемы выборок и значительная продолжительность испытаний. Однако при больших значениях заданного значения гамма-процентной наработки испытания, проводимые в течение по меньшей мере 3000 часов (предписано современной нормативной документацией), не обеспечивают необходимой оперативности контроля надежности изделий. Сложность задачи заключается еще и в том, что количество образцов, которые могут быть предъявлены на испытания, часто исчисляется 5–10 единицами, что связано с выпуском малочисленных партий изделий.

Несмотря на малый объем выборки, испытания по определению показателей надежности являются

дорогостоящими. Их стоимость может достигать сотен тысяч рублей (стоимость одного типономинала ЭКБ из нескольких сотен, комплектующих РЭА КА) и из всей номенклатуры сертификационных испытаний ЭКБ ИП уступать только испытаниям по определению специальной стойкости ЭКБ [2]. Данные затруднения неизбежно приводят к необходимости использовать и развивать новые идеи и методы теории надежности [3].

Таким образом, актуальность сформулированной в рамках данной статьи научно-технической задачи обусловлена:

- все более распространяющейся практикой промышленного выпуска сравнительно малочисленных партий изделий. В случае испытаний таких партий оценка их надежности сводится к оценке по малым выборкам;
- требованиями экономичности испытаний на надежность, которые могут быть удовлетворены путем испытаний малых выборок [4].

### Объект исследования

При выборе иностранного производителя в качестве главного критерия необходимо принимать достаточность действующего у производителя процесса квалификации ЭКБ для обеспечения требования соответствия ЭКБ условиям применения в составе РЭА. Для этого следует выполнить:

- оценку действующей у иностранного производителя системы управления качеством производства, неотъемлемой частью которой является квалификация процесса производства и/или квалификация ЭКБ;
- оценку соответствия принятых у иностранного производителя состава и типовых условий проведения квалификационных испытаний ЭКБ составу и значениям характеристик механических, климатических, радиационных внешних воздействующих факторов, требованиям надежности, заданным техническим заданием на изделие.

В рамках данной статьи была проведена работа по оценке надежности типономиналов ЭКБ ИП, приведенных в табл. 1.

Таблица 1. Объект исследования

Производитель	Типономинал ЭКБ ИП	Функциональное назначение
3D-Plus	3DEE1M08CS1193 IS	ЭСППЗУ
Texas Instruments	SN74LVC541APWR	8-канальный буфер с тремя состояниями
Xilinx Inc.	XC95288XL-10PQ208I	ПЛИС серии CPLD

### Методология исследования

Методической основой процесса перехода от априорной информации, формализованной в виде априорного распределения, к апостериорной, путем добавления эмпирических данных, является теорема Байеса. На рисунке изображена общая схема получения байесовских оценок.

Данную схему можно описать следующим образом. Пусть свойства объекта выражаются с помощью параметра  $\theta$ . Предварительные представления о свойствах объекта базируются на априорной информации  $I_a$ . Формализация этой информации осуществляется путем записи априорного распределения параметра  $\theta$ , которое является условным по отношению к  $I_a$ , т.е.  $h(\theta|I_a)$ . Полученные в процессе испытаний или наблюдений эмпирические данные формализуются с помощью функции правдоподобия  $l(\theta|I_3)$ . Теорема Байеса в этом случае записывается в следующем виде [5]:

$$h(\theta|x, I_a) = \frac{h(\theta|I_a)l(\theta|I_3)}{\int h(\theta|I_a)l(\theta|I_3)d\theta}.$$

Она позволяет получить апостериорное распределение параметра  $\theta$ :  $h(\theta|I_3, I_a)$ , которое является условным по отношению к первоначальной информации  $I_a$  и эмпирическим данным  $I_3$ . Задача заключается в том, чтобы, объединяя априорную информацию  $I_a$  и экспериментальные данные  $I_3$ , получить статистическую оценку вероятности безотказной работы (ВБР) [4].

### Расчетно-экспериментальная оценка интенсивности отказов ЭКБ ИП

Априорной информацией является эксплуатационная ИО (расчетная оценка), определяемая по справочнику MIL-HDBK-217 [6]:

$$\lambda_3 = (\lambda_{кр} K_t + \lambda_{корп} K_3) K_{пр}, \quad (1)$$

где  $\lambda_{кр}$  – ИО кристалла, 1/ч;  $K_t(K_{tx})$  – коэффициент режима в зависимости от температуры кристалла ЭРИ;  $\lambda_{корп}$  – ИО корпуса, 1/ч;  $K_3$  – коэффициент жесткости условий эксплуатации;  $K_{пр}$  – коэффициент влияния качества изготовления.

Значения переменных, входящих в формулу (1), а также рассчитанные в соответствии с данной формулой значения ИО для ЭКБ ИП приведены в табл. 2.

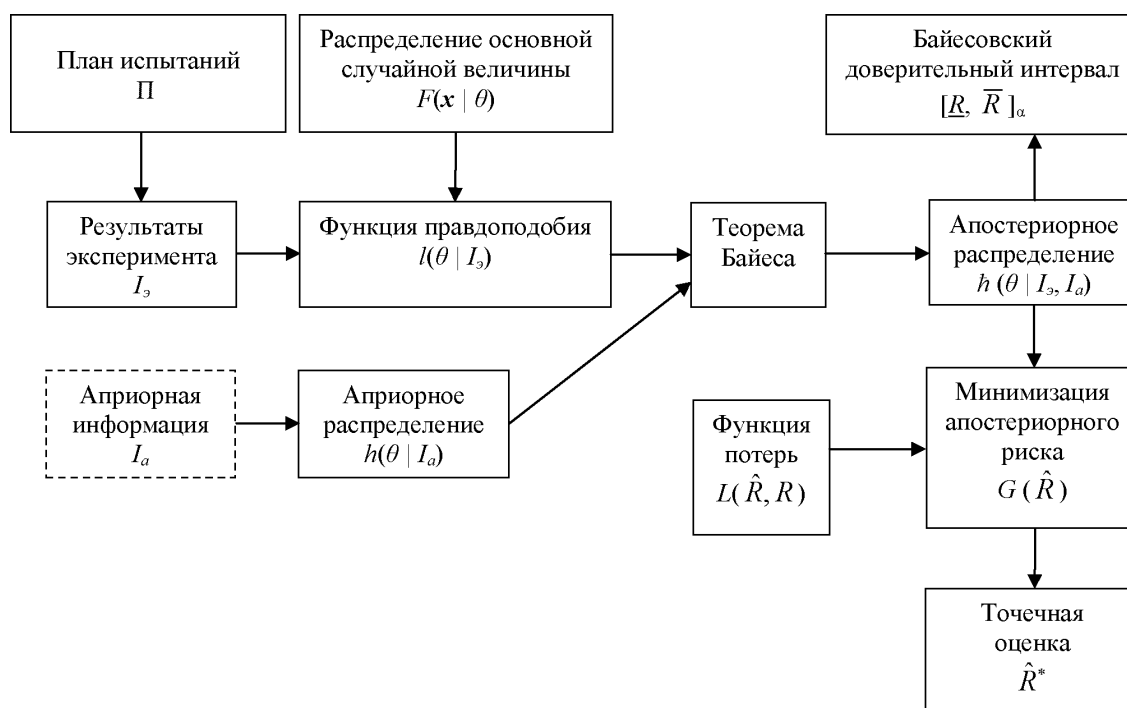


Рисунок. Общая схема получения байесовских оценок

По результатам расчетной оценки и ускоренных испытаний ЭКБ ИП на безотказность с помощью формулы Байеса определяется верхняя доверительная граница ИО [4]:

$$\bar{\lambda}_\alpha = \frac{\chi_{\alpha; 2(d+s^*+1)}^2}{2(t_\Sigma + \epsilon_*)}, \quad (2)$$

где  $\chi_{\alpha; 2(d+s^*+1)}^2$  – значение квантиля хи-квадрат для доверительной вероятности  $\alpha$  и степени свободы  $2(d + s^* + 1)$ . Значение доверительной вероятности  $\alpha$  должно быть не менее 0,6 (согласно ГОСТ РВ 20.57.414–97). Значения квантилей хи-квадрат для различных доверительных вероятностей и степеней свободы приводятся в справочных таблицах;  $d$  – число отказов по результатам испытаний, шт.;  $s^*, \epsilon_*$  – гиперпараметры, т.е. параметры сопряженного априорного гамма-распределения  $\Gamma(s^*, \epsilon_*)$ ;  $t_\Sigma$  – наработка по результатам ускоренных испытаний на безотказность, элементочасы.

Гиперпараметры  $s^*, \epsilon_*$  определяются из следующей системы [4]:

$$(s^*, \epsilon_*) = \begin{cases} \left(0, \frac{1}{\lambda_\alpha}\right), & \text{если } \lambda_\alpha \leq \frac{2d+1}{t_\Sigma}, \\ \left(\lambda_\alpha t_\Sigma - 2d - 1, t_\Sigma - \frac{2d}{\lambda_\alpha}\right), & \text{если } \lambda_\alpha > \frac{2d+1}{t_\Sigma}. \end{cases} \quad (3)$$

Как видно из системы (3), для определения гиперпараметров  $s^*, \epsilon_*$  необходимо определить значение величины, которая является, по сути, ИО, полученной по результатам ускоренных испытаний на безотказность:

$$\frac{2d+1}{t_\Sigma}, \quad (4)$$

где  $t_\Sigma = nK_y\tau_{\text{и}}$ , где  $n$  – объем выборки ЭКБ ИП для испытаний, шт.;  $K_y$  – коэффициент ускорения испытания на безотказность в соответствии с уравнением Аррениуса;  $\tau_{\text{и}}$  – длительность ускоренных испытаний на безотказность, ч.

Значения вышеперечисленных параметров, а также рассчитанные в соответствии с формулой (4) значения вспомогательной величины для ЭКБ ИП приведены в табл. 3.

Таблица 2. Значения переменных для расчета эксплуатационной ИО

Типономинал ЭКБ ИП	$\lambda_{\text{кр}}, 1/\text{ч}$	$K_t$	$\lambda_{\text{корп}}, 1/\text{ч}$	$K_\Sigma$	$K_{\text{пр}}$	$\lambda_\Sigma, 1/\text{ч}$
3DEE1M08CS1193 IS	$0,0068 \cdot 10^{-6}$	1,67	$1,93 \cdot 10^{-8}$	0,5	1	$2,10 \cdot 10^{-8}$
SN74LVC541APWR	$0,08 \cdot 10^{-6}$	0,29	$9,14 \cdot 10^{-9}$	0,5	1	$2,75 \cdot 10^{-8}$
XC95288XL-10PQ208I	$0,00085 \cdot 10^{-6}$	0,55	$1,14 \cdot 10^{-7}$	0,5	1	$5,78 \cdot 10^{-8}$

Теперь в соответствии с системой (3) необходимо сравнить значение вспомогательной величины с расчетной оценкой ИО  $\lambda_{\Sigma}$  и в зависимости от соотношения между расчетной оценкой ИО и значением ИО, полученной по результатам ускоренных испытаний на безотказность, рассчитать значения гиперпараметров.

Гиперпараметры  $s^*$  и  $\epsilon_*$  принимают значения, приведенные в табл. 4.

### Результаты исследования

После подстановки всех необходимых значений верхняя доверительная граница ИО по формуле (2) для ЭКБ ИП будет иметь значения, приведенные в табл. 5.

Значение верхней доверительной границы ИО необходимо для того, чтобы определить нижнюю границу ВБР  $R_H(t)$  ЭКБ:

$$R_H(t) = e^{-\bar{\lambda}_a t}, \quad (5)$$

где  $t$  – значение наработки, заданное в требованиях на гамма-процентную наработку до отказа, ч.

Рассчитанные в соответствии с формулой (5) значения нижней границы ВБР приведены в табл. 6.

Таким образом, полученное значение ВБР удовлетворяет и превышает стандартные значения, которые задают на данный показатель надежности ЭКБ ИП комплектующей РЭА КА.

В данном конкретном случае проведение второй серии испытаний для получения точечной оценки ВБР  $\hat{R}^*(t)$ , как это указано в [4], не обязательно, так как уже на данном этапе исследования получена оценка ВБР, удовлетворяющая установленным требованиям.

### Выводы

Таким образом, предложенный в рамках данной статьи подход позволяет при обобщении расчетной (справочной) оценки показателей надежности,

Таблица 3. Значения переменных для определения ИО по результатам ускоренных испытаний на безотказность

Типономинал ЭКБ ИП	$n$ , шт.	$K_y$	$\tau_{и}$ , ч	$d$ , шт.	$t_{\Sigma}$	$\frac{2d+1}{t_{\Sigma}}$
3DEE1M08CS1193 IS	5	27,72	2000	0	277174	$3,6 \cdot 10^{-6}$
SN74LVC541APWR	5	114,2	2000	0	1141958	$8,75 \cdot 10^{-7}$
XC95288XL-10PQ208I	5	26,16	2000	0	261610	$3,82 \cdot 10^{-6}$

Таблица 4. Значения гиперпараметров

Типономинал ЭКБ ИП	$s_*$	$\epsilon_*$
3DEE1M08CS1193 IS	0	$4,8 \cdot 10^7$
SN74LVC541APWR	0	$3,6 \cdot 10^7$
XC95288XL-10PQ208I	0	$1,7 \cdot 10^7$

Таблица 5. Значения верхней доверительной границы ИО

Типономинал ЭКБ ИП	$\bar{\lambda}_a$ , 1/ч
3DEE1M08CS1193 IS	$1,91 \cdot 10^{-8}$
SN74LVC541APWR	$2,44 \cdot 10^{-8}$
XC95288XL-10PQ208I	$5,22 \cdot 10^{-8}$

Таблица 6. Значения нижней границы ВБР

Типономинал ЭКБ ИП	$R_H(t)$
3DEE1M08CS1193 IS	0,9971
SN74LVC541APWR	0,9963
XC95288XL-10PQ208I	0,9921



а также информации, полученной по результатам ускоренных испытаний на безотказность, подтверждать требования к гамма-процентной наработке, предъявляемые к ЭКБ ИП комплектующей РЭА КА.

Кроме вышеуказанного, разработанный метод обобщения расчетных и экспериментальных данных позволяет подтвердить значения  $\gamma = 0,99$  при заданном значении гамма-процентной наработки

до отказа  $T_\gamma = 150\,000$  ч, т.е. повышать стандартные требования, предъявляемые к ЭКБ ИП.

Результаты исследования могут быть использованы при оценке показателей надежности интегральных микросхем ИП, в том числе микроконтроллеров, микропроцессоров, программируемых логических интегральных схем, в рамках сертификационных испытаний с целью снижения их стоимости (за счет снижения их объема и длительности).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Орлов В.И., Федосов В.В. О принципе комплектации бортовой аппаратуры КА равнонадежной ЭКБ // Петербургский журнал электроники. 2014. № 4. С. 57–60.
2. Батурин А.В. Стратегия оценки показателей надежности иностранной ЭКБ // Петербургский журнал электроники. 2011. № 3–4. С. 65–70.
3. Повышение качества и минимизация рисков систем оружия на основе информационно-системной и эвентологической методологии / А.С. Афанасьев, Ю.Л. Вященко, К.М. Иванов, В.В. Игнатенко, Р.В. Павлушкин // Вопросы оборонной техники. Серия 16 «Технические средства противодействия терроризму». 2016. С. 123–130.
4. Аprobация методики оценки показателей надежности электронной компонентной базы для систем управления по результатам испытаний малых выборок ПЛИС фирмы Altera / И.В. Архипова, А.В. Батурин, Р.Г. Левин, А.И. Митюшов // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 83–88.
5. Савчук В.П. Байесовские методы статистического оценивания. Надежность технических объектов. М.: Наука, 1989. 328 с.
6. MIL-HDBK-217F. Military Handbook. Reliability prediction of electronic equipment. Department of Defense, Washington DC, 1991, 150 p.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРЕ

**Архипова Ирина Владимировна**, аспирант, кафедра Е6 автономных информационных и управляющих систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 316-24-77, e-mail: arhipova@elstandart.spb.ru.

*For citation: Arkhipova I. V. The assessment of the reliability of electronic components of foreign production on the results of tests of small samples. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 59–64. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-59-64*

I.V. Arkhipova

## THE ASSESSMENT OF THE RELIABILITY OF ELECTRONIC COMPONENTS OF FOREIGN PRODUCTION ON THE RESULTS OF TESTS OF SMALL SAMPLES

Within the framework of this article the question of reliability evaluation of electronic component base of foreign production, used as a part of electronic equipment of spacecrafts is considered. The reliability of electronic equipment of spacecrafts directly depends on the reliability of the electronic component base used as a component of it. This electronic component base should provide strict requirements for the active shelf life of the spacecrafts. To date, the requirements for gamma-percentile time to failure of electronic components used as a part of electronic equipment of spacecrafts, reaching 150,000 hours under standard value of  $\gamma = 95\%$ . Confirmation of such requirements is possible only in case of testing large samples for a long time, which entails considerable economic costs. This inevitably leads to the need to use and develop new ideas and methods of the theory of reliability. In this article, to confirm the reliability requirements for the electronic component base, it is proposed to generalize the estimated score and the data obtained from the results of accelerated tests for reliability, on the basis of the Bayesian theorem. In the result of the investigation was determined by the values of the failure rate of electronic components, as well as the possibility of increasing the value of probability of no failure operation  $\gamma$  to a value of 99%, while maintaining the requirements of the gamma-percentile time to failure of electronic components base used as a part of electronic equipment of spacecrafts.

**Keywords:** reliability values, electronic component base, small samples, accelerated testing, Bayesian methodology.

## REFERENCES

1. Orlov V.I., Fedosov V.V. On the principle of a complete set of the onboard equipment of spacecrafts equireliability electronic components base. *Peterburgskiy zhurnal elektroniki*, 2014, no. 4, pp. 57–60 (In Russian).
2. Baturin A.V. The strategy for the assessment of the reliability of foreign electronic components base. *Peterburgskiy zhurnal elektroniki*, 2011, no. 3–4, pp. 65–70 (In Russian).

3. Afanasev A.S., Vyashchenko Y.L., Ivanov K.M., Ignatenko V.V., Pavlushkin R.V. Improve the quality and minimize the risk of weapons systems based information system and eventological methodology. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Seriya 16 «Tekhnicheskie sredstva protivodeystviya terrorizmu»*, 2016, pp. 123–130 (In Russian).
4. Arkhipova I.V., Baturin A.V., Levin R.G., Mityushov A.I. Testing of methodology for reliability assessment of electronic components for fuse technology on the results of tests of small samples FPGA Altera. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 83–88 (In Russian).
5. Savchuk V.P. *Bajesovskie metody statisticheskogo ocenivaniya. Nadezhnost tekhnicheskikh obektov* [Bayesian methods of statistical estimation. Reliability of technical objects]. Moscow, Nauka Publ., 1989, 328 p. (In Russian).
6. MIL-HDBK-217F. Military Handbook. Reliability prediction of electronic equipment. Department of Defense, Washington DC, 1991, 150 p.

## AUTHOR

**Arkhipova Irina**, postgraduate student, department E6 «Autonomous information and control systems», Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 316-24-77, e-mail: arkhipova@elstandart.spb.ru.

Для цитирования: Архипова И. В. Оценка надежности пьезоэлектрических вакуумных прецизионных резонаторов по результатам накопления и обобщения данных их жизненного цикла // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 65–71. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-65-71  
УДК 620.169.2

**И. В. Архипова<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ВАКУУМНЫХ ПРЕЦИЗИОННЫХ РЕЗОНАТОРОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАКОПЛЕНИЯ И ОБОБЩЕНИЯ ДАННЫХ ИХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА

*В рамках данной статьи рассматривается вопрос оценки надежности резонаторов с жесткими требованиями к эксплуатационным характеристикам по стойкости к воздействию внешних факторов. В связи с увеличением требований, предъявляемых к данным изделиям в части гамма-процентной наработки и гамма-процентного срока сохраняемости, возникает необходимость развивать новые идеи и методы теории надежности. В качестве методической основы для обобщения данных их жизненного цикла предложен подход на основании теоремы Байеса. По результатам обобщения статистики испытаний резонаторов на различные виды климатических воздействий и испытаний на надежность, а также результатов их эксплуатации в составе радиоэлектронной аппаратуры были определены их основные показатели надежности.*

**Ключевые слова:** надежность, электронная компонентная база (ЭКБ), байесовская методология, статистика испытаний, статистика эксплуатации.

## Введение

Значимость надежности как инженерной науки при производстве радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) обусловлена техническим прогрессом, усложнением и повышением наукоемкости изделий и технических систем, ужесточением условий их эксплуатации в окружающей среде. В последние годы проблема исследования надежности приобретает все большее значение. Она ставится на первое место при проектировании и разработке ответственных технических систем.

Технически и экономически обоснованное подтверждение требований надежности электронной компонентной базы целесообразно реализовывать через программу обеспечения надежности на предприятии, охватывающую и обобщающую информацию о результатах приемосдаточных и периодических испытаний, длительных испытаний на надежность и сведений о применении ЭКБ в составе РЭА. Обобщение накопленной статистики испытаний должно проводиться с использованием принципов преимущества конструктивно-технологических решений. Кроме того, отдельные виды испытаний, традиционно не относящиеся к испытаниям на надежность (на повышенную влажность,

на повышенную температуру и др.), могут обобщаться в группы испытаний на безотказность и сохраняемость в зависимости от их вклада в активацию различных механизмов отказов ЭКБ. Сверхпредписанного систематического сбора данных об удовлетворенности потребителей качеством поставляемой ЭКБ необходимо налаживать тесное сотрудничество в части предоставления информации о длительной эксплуатации аппаратуры, информации о результатах исследований аппаратуры, выведенной из эксплуатации.

Надежность РЭА космических аппаратов (КА) напрямую зависит от надежности используемой ЭКБ. Применяемая ЭКБ должна обеспечивать жесткие требования к сроку активного существования (САС) КА при полном отсутствии возможностей ремонта. Это означает, что к ЭКБ должны предъявляться сверхжесткие требования надежности и стойкости к дестабилизирующим факторам космического пространства и механическим воздействиям.

## Проблематика вопроса

К настоящему моменту требования к гамма-процентной наработке электронной компонентной

базы (ЭКБ) достигают 150 000 часов, требования к гамма-процентному сроку сохраняемости – 25 лет. Задача обеспечения вышеуказанных требований не может быть решена разовыми испытаниями на этапе запуска производства. Предписываемые отечественными стандартами квалификационные испытания ЭКБ на надежность в течение 3000 часов, даже представительной дорогостоящей выборки, решают задачу количественной (с использованием инструментов математической статистики), но не качественной оценки соответствия требованиям надежности. Испытания больших выборок или ускоренные испытания на надежность на этапе запуска производства подтверждают статистически обоснованную, а не реальную возможность наработки ЭКБ в течение сотен тысяч часов. Это неизбежно приводит к необходимости использовать и развивать новые идеи и методы теории надежности [1].

При разработке РЭА необходимо уделять большое внимание надежности комплектующей ее ЭКБ, т.к. отказ ЭКБ в процессе эксплуатации может привести к огромным финансовым и временным потерям. Поэтому проблема обеспечения надежности не только не снимается с повестки дня, но становится еще более актуальной с увеличением САС [2]. На этапе проектирования комплектующая ЭКБ для РЭА выбирается в том числе и по критерию надежности, на основании накопленного положительного опыта использования в предыдущих разработках и с учетом выполнения условия, что заявленные показатели надежности ЭКБ превосходят требования надежности РЭА [3].

### Объект исследования

Пьезоэлектрические вакуумные прецизионные резонаторы (далее – резонаторы) широко применяются в составе прецизионных кварцевых генераторов, которые, как и двигатели, являются «сердцем» многих электронных систем КА, обеспечивают надежность работы спутниковых систем связи, навигации, телеметрии, метеорологии и выполняют специальные задачи.

В рамках данной статьи была проведена работа по оценке надежности резонаторов РК429С, РК459С и РК475 с жесткими требованиями к эксплуатационным характеристикам по стойкости к воздействию внешних воздействующих факторов. Высокий уровень надежности резонаторов заложен на всех стадиях проектирования и обеспечен соответствующими технологическими процессами и их контролем при серийном производстве. За весь период производства претензий к качеству резонаторов не поступало. Отказов резонаторов в процессе эксплуатации в составе РЭА не было. Результаты периодических испытаний резонаторов, а также

данные эксплуатации резонаторов в составе РЭА подтверждают их высокое качество.

### Методология исследования

Для расчетных промежуточных операций и в качестве промежуточной оцениваемой по результатам испытаний и применений величины в данной статье используется интенсивность отказов (ИО)  $\lambda$  резонаторов. Использование ИО значительно упрощает расчетно-экспериментальную оценку, т.к., во-первых,  $\lambda$  является параметром экспоненциального распределения, не зависящим от времени, а во-вторых,  $\lambda$  напрямую количественно характеризует результаты испытаний и эксплуатации (отношение числа отказов к объему исследований). Ввиду достаточно малого количества отказов резонаторов достоверно определить закон распределения показателей надежности не представляется возможным. Экспоненциальное распределение выбрано как рекомендуемое для ЭКБ. ИО для всех операций выбрана постоянной независимой от времени величиной на основании допущения, что используемая интенсивность расположена на участке нормальной эксплуатации «ваннообразной» кривой [4].

На основании обобщения статистики длительных и кратковременных испытаний резонаторов на безотказность, испытаний на сохраняемость, на воздействие климатических факторов и результатов их эксплуатации в составе РЭА были определены:

- уточненная оценка ИО резонаторов при наработке;
- уточненная оценка гамма-процентной наработки до отказа резонаторов;
- уточненная оценка ИО резонаторов при хранении;
- уточненная оценка гамма-процентного срока сохраняемости резонаторов.

Уточненная ИО резонаторов при наработке по результатам испытаний и эксплуатации рассчитывается с использованием теоремы Байеса [5] по формуле

$$\lambda_{\text{УН}} = \frac{\chi^2_{(\alpha; 2(d+1))}}{2 \left( N_{\text{дл}} \tau_{\text{дл}} + \sum_{i=1}^x N_{\text{кр.}i} \tau_{\text{кр.}i} + \frac{1}{\lambda_{\Sigma \text{э.накоп}}} \right)}, \quad (1)$$

где  $\chi^2_{(\alpha; 2(d+1))}$  – квантиль распределения хи-квадрат для заданных условий и полученных результатов  $(\alpha, d)$ ; значение доверительной вероятности  $\alpha$  должно быть не менее 0,6;  $N_{\text{дл}} \tau_{\text{дл}}$  – накопленная статистика элементочасов длительных испытаний резонаторов на безотказность;  $\sum_{i=1}^x N_{\text{кр.}i} \tau_{\text{кр.}i}$  – накопленная статистика элементочасов кратковре-

менных испытаний резонаторов на безотказность;  $\lambda_{\Sigma \text{э.накоп}}$  – ИО резонаторов по результатам применения в составе РЭА.

В период с 1998 по 2015 гг. были проведены длительные испытания на безотказность:

- пяти резонаторов (№ 44, № 67, № 167, № 134, № 166) РК429С в течение 140 000 ч;
- пяти резонаторов (№ 40, № 41, № 44, № 45, № 49) РК459С в течение 100 000 ч;
- пяти резонаторов (№ 95, № 97, № 99, № 106, № 110) РК475 в течение 70 000 ч.

На рис. 1–3 представлены графики изменения параметра-критерия годности резонаторов – относительного изменения частоты, – замеры которого производились через интервалы времени, установленные в нормативной документации. Норма на параметр составляет  $\delta = \pm 1 \cdot 10^{-6}$ . Отказы

по результатам длительных испытаний на безотказность отсутствовали.

В рамках периодических испытаний в период с 1999 по 2014 гг. были проведены кратковременные испытания на безотказность:

- трех резонаторов РК429С, испытания проводились 48 раз;
- трех резонаторов РК459С, испытания проводились 18 раз;
- трех резонаторов РК475, испытания проводились 6 раз.

Продолжительность проведения испытаний составила 1000 ч, отказы по результатам испытания отсутствовали (относительное изменение частоты резонаторов находилось в пределах нормы).

При уточнении оценки ИО по результатам натурных испытаний – эксплуатации в составе РЭА было



Рисунок 1. Относительное изменение частоты резонаторов РК429С при длительных испытаниях на безотказность

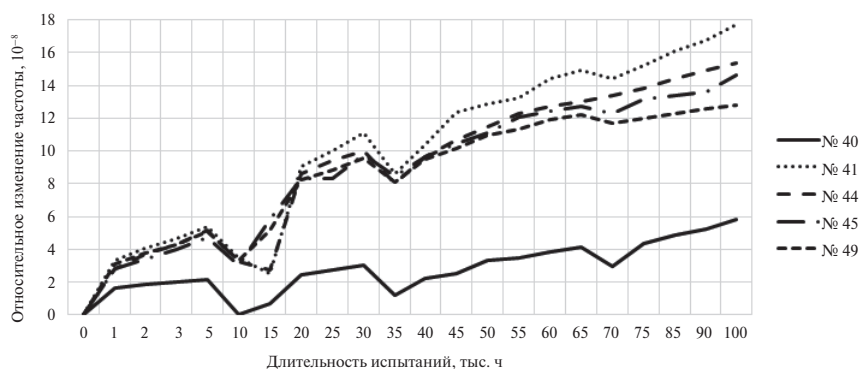


Рисунок 2. Относительное изменение частоты резонаторов РК459С при длительных испытаниях на безотказность



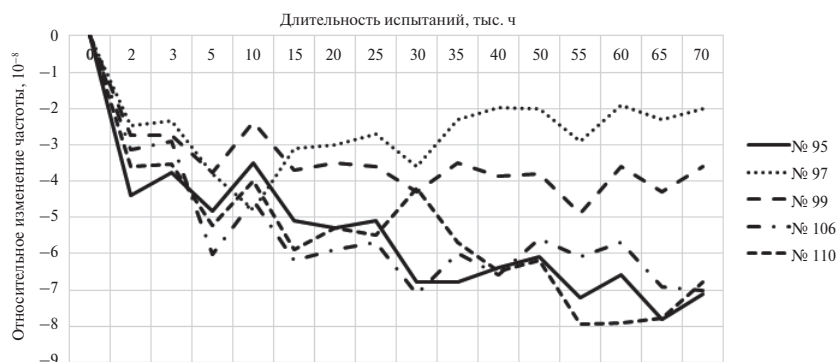


Рисунок 3. Относительное изменение частоты резонаторов РК475 при длительных испытаниях на безотказность

установлено, что общая продолжительность эксплуатации составляет:

- для резонаторов РК429С – 566 666 880 элементочасов (серийные поставки с 1999 г.);
- для резонаторов РК459С – 129 087 360 элементочасов (серийные поставки с 2003 г.);
- для резонаторов РК475 – 17 108 280 элементочасов (серийные поставки с 2008 г.).

Отказы по результатам эксплуатации резонаторов в составе РЭА отсутствуют.

Уточненная ИО резонаторов при хранении по результатам испытаний и эксплуатации рассчитывается с использованием теоремы Байеса [5] по формуле

$$\lambda_{УХР} = \frac{\chi^2_{(\alpha; 2(d+1))}}{2 \left( \frac{N_{дл.хр} \tau_{дл.хр} + \sum_{i=1}^z N_{кр.вл.i} \tau_{кр.вл.i} K_{УХ} + N_{дл} \tau_{дл} + \sum_{i=1}^z N_{кр.i} \tau_{кр.i} + 1/\lambda_{\Sigma \text{э.накоп}}}{K_X} \right)} \quad (2)$$

где  $\chi^2_{(\alpha; 2(d+1))}$  – квантиль распределения хи-квадрат для заданных условий и полученных результатов ( $\alpha$ ,  $d$ ); значение доверительной вероятности  $\alpha$  должно быть не менее 0,6;  $N_{дл.хр} \tau_{дл.хр}$  – накопленная статистика элементочасов длительных испытаний резонаторов на сохраняемость;  $\sum_{i=1}^z N_{кр.вл.i} \tau_{кр.вл.i}$  – накопленная статистика элементочасов кратковременных испытаний резонаторов на комплексное воздействие температуры и влаги;  $K_{УХ}$  – коэффициент ускорения испытаний на комплексное воздействие влаги (98%) и температуры (40 °С) относительно режимов нормального хранения (25 °С), для пьезоэлектрических приборов составляет 1,34;  $K_X$  – коэффициент отношения ИО при хранении к ИО при наработке, для прецизионных резонаторов составляет 0,023.

В период с 2000 по 2015 гг. были проведены длительные испытания резонаторов РК429С на сохраняемость (в неотапливаемом и отапливаемом хранилищах). Суммарная наработка по результатам испытаний составила 3 066 000 элементочасов. На рис. 4–5 представлены графики

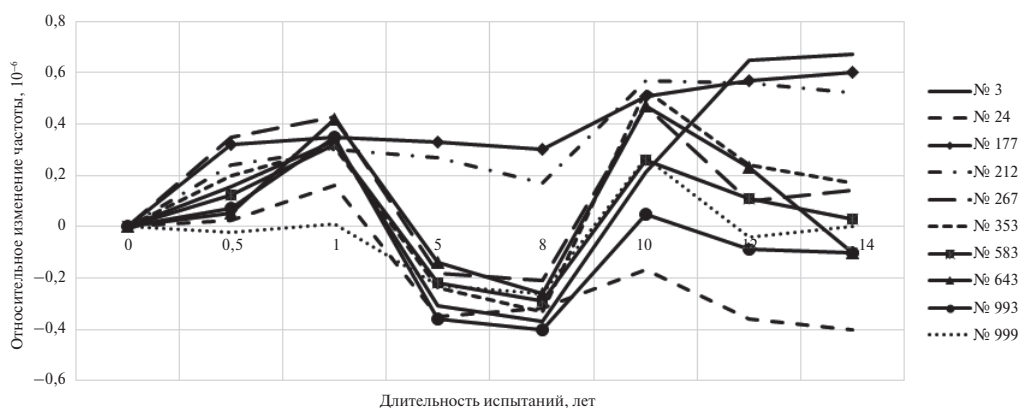


Рисунок 4. Относительное изменение частоты резонаторов РК429С при длительных испытаниях на сохраняемость в неотапливаемом хранилище

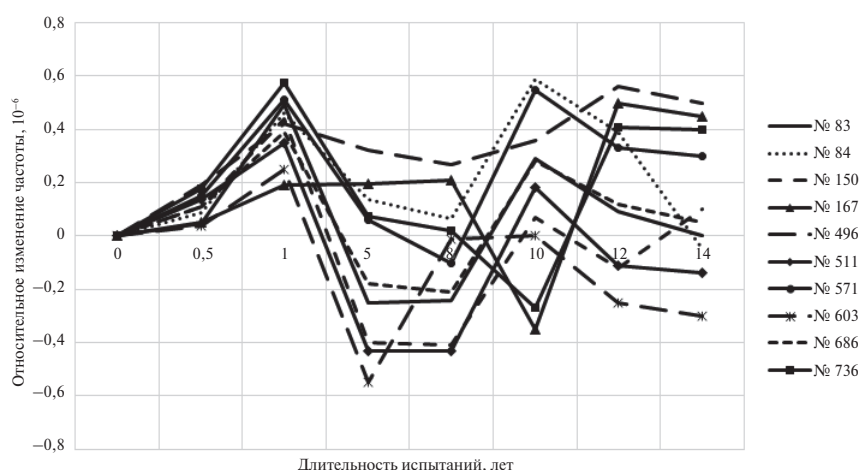


Рисунок 5. Относительное изменение частоты резонаторов РК429С при длительных испытаниях на сохраняемость в отапливаемом хранилище

Таблица. Уточненные значения гамма-квантиля и гамма-процентного срока сохраняемости резонаторов по результатам накопленной статистики

Требования по ТУ	Уточненные значения			
РК429С				
Наименование параметра	Норма по ТУ	Гамма-квантиль	Интенсивность отказов, 1/ч	Гамма-процентный срок сохраняемости
Минимальная наработка резонаторов в режимах, допускаемых ТУ, ч, при $\gamma = 37\%$	150 000	0,999	$1,47 \cdot 10^{-9}$	–
Минимальный срок сохраняемости резонаторов, лет	30	–	–	30 лет при $\gamma = 0,9999910$
				35 лет при $\gamma = 0,9999895$
				40 лет при $\gamma = 0,9999880$
РК459С				
Минимальная наработка резонаторов в режимах, допускаемых ТУ, ч, при $\gamma = 37\%$	150 000	0,999	$6,48 \cdot 10^{-9}$	–
Минимальный срок сохраняемости резонаторов, лет	30	–	–	30 лет при $\gamma = 0,9999608$
				35 лет при $\gamma = 0,9999543$
				40 лет при $\gamma = 0,9999477$
РК475				
Минимальная наработка резонаторов в режимах, допускаемых ТУ, ч, при $\gamma = 37\%$	150 000	0,99	$4,81 \cdot 10^{-8}$	–
Минимальный срок сохраняемости резонаторов, лет	25	–	–	25 лет при $\gamma = 0,9997574$
				30 лет при $\gamma = 0,9997091$
				35 лет при $\gamma = 0,9996605$
				40 лет при $\gamma = 0,9996120$

относительного изменения частоты в процессе испытаний. Отказы по результатам испытаний отсутствовали.

В рамках периодических испытаний в период с 1999 по 2014 гг. были проведены испытания на воздействие климатических факторов – комплексное воздействие температуры и влаги, что равносильно ускоренным испытаниям на сохраняемость. Накопленная статистика по результатам испытаний составила:

- для резонаторов РК429С – 150 528 элементочасов;
- для резонаторов РК459С – 99 456 элементочасов;
- для резонаторов РК475–28 224 элементочаса.

### Результаты исследования

Обобщенные по формулам (1) и (2) данные о накопленной статистике длительных и кратковременных испытаний резонаторов на безотказность, испытаний на сохраняемость, испытаний к воздействию климатических факторов и результатов их эксплуатации в составе РЭА приведены в таблице.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Повышение качества и минимизация рисков систем оружия на основе информационно-системной и эвентологической методологии / А. С. Афанасьев, Ю. Л. Вященко, К. М. Иванов, В. В. Игнатенко, Р. В. Павлушкин // Вопросы оборонной техники. Серия 16 «Технические средства противодействия терроризму». 2016. С. 123–130.
2. Оценка надежности прецизионных кварцевых генераторов, применяемых в радиоэлектронной аппаратуре космических аппаратов, по результатам накопления и обобщения данных их жизненного цикла / И. В. Архипова, А. В. Батурин, Р. Г. Левин, А. И. Митюшов // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 89–92.
3. Информационно-системная и эвентологическая методология управления рисками изделий специального назначения на этапах жизненного цикла / Ю. Л. Вященко, К. М. Иванов, С. А. Матвеев, В. В. Игнатенко // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 6–11.
4. Половко А. М. Основы теории надежности. СПб.: БХВ-Петербург, 2006. С. 34.
5. Савчук В. П. Использование байесовского подхода в теории форсированных испытаний на надежность // Надежность и контроль качества. 1985. № 2. С. 46–51.
6. Афанасьев А. С., Вященко Ю. Л., Иванов К. М. Информационно-системная формализация процессов (и управления процессами) жизненного цикла технического комплекса // Science Technology and Life. 2015. С. 268–277.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРЕ

**Архипова Ирина Владимировна**, аспирант, кафедра Е6 автономных информационных и управляющих систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 316-24-77, e-mail: arkhipova@elstandart.spb.ru.

*For citation: Arkhipova I. V. Assessment of the reliability of vacuum precision piezoelectric resonators according to the results of the accumulation and compilation of their life cycle, Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 65–71. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-65-71*

I. V. Arkhipova

## ASSESSMENT OF THE RELIABILITY OF VACUUM PRECISION PIEZOELECTRIC RESONATORS ACCORDING TO THE RESULTS OF THE ACCUMULATION AND COMPILATION OF THEIR LIFE CYCLE

Within the framework of this article the question of reliability evaluation of resonators with strict performance requirements for resistance to external factors is considered. Due to the increase in requirements for these products in terms of gamma-percentile time to failure and gamma-percentile storageability time, there is a need to develop new ideas and methods of reliability theory.

## Выводы

Таким образом, накопленная на протяжении 17 лет статистика позволяет при обобщении информации обо всех испытанных, испытываемых и эксплуатируемых в настоящее время резонаторах [6] оценить ИО при верхней доверительной границе с вероятностью 0,6 и повысить значения показателей надежности, которые на данный момент содержатся в технических условиях.

Кроме вышеуказанного, предложенный в статье метод накопления статистики элементочасов позволяет подтвердить значения гамма-квантиля  $\gamma = 0,99$  (в отдельных случаях – 0,999) при заданном значении гамма-процентной наработки до отказа  $T_\gamma = 150\,000$  ч, а также увеличить значения гамма-процентного срока сохраняемости  $T_\gamma$  с одновременным повышением значения гамма-квантиля, что является важным требованием, которое предъявляется к ЭКБ, комплектующей высоконадежную РЭА.

Результаты исследования могут быть использованы при оценке показателей надежности интегральных микросхем, в том числе микроконтроллеров, микропроцессоров, программируемых логических интегральных схем, а также диодов, транзисторов и другой ЭКБ.

As a methodical basis for generalization of data of their life cycle the approach on the basis of Bayesian theorem is offered. Based on the results of generalization of the statistics of resonator tests for various types of climatic influences and reliability tests, as well as the results of their use in the electronic equipment have been identified their main reliability indicators.

**Keywords:** reliability, electronic components, Bayesian methodology, statistics, testing and operation.

## REFERENCES

1. Afanasev A. S., Vyashchenko Y. L., Ivanov K. M., Ignatenko V. V., Pavlushkin R. V. Improve the quality and minimize the risk of weapons systems based information system and methodology eventological. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Seriya 16 «Tekhnicheskie sredstva protivodeystviya terrorizmu*, 2016, pp. 123–130 (In Russian).
2. Arkhipova I. V., Baturin A. V., Levin R. G. Assessment of the reliability of precision quartz-crystal oscillators used in electronic equipment of spacecrafts on the results of the accumulation and summarization of their life cycle. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 89–92 (In Russian).
3. Afanasev A. S., Vyashchenko Y. L., Matveev S. A., Ignatenko V. V. Information-system and eventological methodology of special-purpose products-related risk management at life cycle stages. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 8, pp. 6–11 (In Russian).
4. Polovko A. M. *Osnovy teorii nadezhnosti* [Fundamentals of Reliability Theory]. Saint-Peterburg, BHV-Peterburg Publ., 2006, p. 34 (In Russian).
5. Savchuk V. P. Use of the Bayesian approach in the Theory of forced reliability tests. *Nadezhnost i kontrol kachestva*, 1985, no. 2, pp. 46–51 (In Russian).
6. Afanasev A. S., Vyashchenko Y. L., Ivanov K. M. *Informacionno-sistemnaya formalizatsiya processov (i upravleniya processami) zhiznennogo cikla tekhnicheskogo kompleksa* [Information-system formalization of processes (including process management) of a technical complex life cycle]. Kirov, Science Technology and Life Publ., 2015, pp. 268–277 (In Russian).

## AUTHOR

**Arkhipova Irina**, postgraduate student, sub-faculty E6 «Autonomous information and control systems» Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 316-24-77, e-mail: arkhipova@elstandart.spb.ru.

Для цитирования: Горбунов А. В., Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Леканов А. В., Порпылев В. Г., Слободзян Н. С. Автономная система обеспечения теплового режима электронных блоков космических аппаратов // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 72–78.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-72-78.  
УДК 629.78

**А. В. Горбунов<sup>1</sup>, Ю. А. Жуков<sup>1</sup>, Е. Б. Коротков<sup>1</sup>, А. В. Леканов<sup>2</sup>,  
В. Г. Порпылев<sup>2</sup>, Н. С. Слободзян<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,

<sup>2</sup> АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

## **АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЭЛЕКТРОННЫХ БЛОКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ\***

*подавляющее большинство бортовых электронных приборов отечественных космических аппаратов размещается на термостатированных посадочных поверхностях КА, однако при некоторых задачах возникает необходимость разместить отдельные электронные блоки вне термостатированных панелей на удаленных конструкциях КА. В статье представлена автономная система обеспечения теплового режима электронных блоков (СОТР) космических аппаратов (КА) и объектов космической техники, требующих поддержания рабочей температуры и не имеющих возможности установки на термостатируемые посадочные поверхности космических аппаратов. Предлагаемая СОТР может автономно функционировать в расширенном рабочем диапазоне температур поверхности установки от –80 до +80 °С при изменении напряжения питания в диапазоне от 75 до 550% от номинального значения. Представлен обзор существующих решений, дано обоснование предлагаемого решения, приведена структурная схема СОТР и дано ее описание и пример применения.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, электронный блок, система обеспечения теплового режима, термостатируемая поверхность, расширенный диапазон температуры, механизмы с параллельной структурой, гексапод.

### **Введение**

Задача стабилизации температуры электронных устройств, функционирующих в условиях космического пространства, является одной из основных, определяющих существование космического аппарата (КА). Выход температуры приборов КА за допустимые пределы может привести к выходу из строя всего КА и невыполнению его целевых функций.

С учетом этого обстоятельства, а также высокой стоимости КА, к характеристикам системы обеспечения температурных режимов, в первую очередь к надежности, предъявляются повышенные требования.

Основная часть бортовых электронных приборов негерметичных космических аппаратов, построенных на базе отечественных спутниковых платформ [1], размещается на термостатированных посадочных поверхностях КА.

Такие поверхности обеспечивают необходимый рабочий температурный диапазон работы оборудования КА (обычно от 0 до +40 °С) и оснащаются

теплопроводящими элементами, с помощью которых тепло от посадочных мест оборудования отводится к излучающим участкам космического аппарата [2–6 и др.].

Вместе с тем, когда возникает необходимость разместить отдельные электронные блоки вне термостатированных панелей на удаленных конструкциях КА, которые должны функционировать в условиях глубокого вакуума, необходимо обеспечить автономную стабилизацию температуры блока электроники.

### **Требования к СОТР**

Известные технические решения не способны решать задачи термостатирования в полной мере. Так, системе терморегулирования [7], наиболее близкой по технической сути к предлагаемой в настоящей статье СОТР, регулирование потребляемой мощности осуществляется по показаниям термодатчиков, расположенных на основании корпуса электронного модуля, и отключением по крайней мере одной секции системы питания и соответствующего

\* Описанная система разработана в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в рамках НИОКТР, выполненной при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (договор от 01.12.2015 № 02. G25.31.0160).



ей модуля регистрирующей аппаратуры. Фактически, в указанной системе комплексная задача регулирования температуры и мощности потребления бортовой регистрирующей аппаратуры решается «жестким» образом – полным отключением одного и более электронных модулей. Во многих устройствах КА такой алгоритм функционирования недопустим. В частности, в устройствах управления многостепенными механизмами наведения с параллельной структурой (трипод, гексапод и т.п.), рассмотренных в [8], отключение одного из электронных модулей (например, канала управления линейным приводом одной из ног) может привести к функциональному отказу всего устройства в целом и к невыполнению целевой задачи позиционирования платформы наведения.

Кроме того, источник стабилизированного бортового питания космического аппарата может быть недоступен для электронных устройств, не размещенных непосредственно на платформе полезной нагрузки КА, и электропитание блоков осуществляется от нестабилизированных источников питания – например, напрямую от солнечных батарей. Это может выражаться в изменении подаваемого напряжения питания в широком диапазоне. Недостатком рассмотренного выше технического решения является невозможность функционирования системы терморегулирования в указанном диапазоне питающего напряжения. В предлагаемой в настоящей статье системе напряжение может меняться в диапазоне от 75 до 550% от номинального значения.

Предлагаемая система обеспечения теплового режима (СОТР) электронных блоков космического аппарата позволяет исключить этот и другие недостатки известных устройств. Ожидается применение предлагаемой СОТР при следующих условиях.

Подавляющее большинство электрорадиоизделий (ЭРИ), применяющихся в составе электронных

блоков КА, имеет температурный диапазон работы от  $-50$  до  $+105$  °С (см. документацию производителей ЭРИ). Поверхность, на которую осуществляется установка электронного блока, при этом может иметь температуру в диапазоне от  $-80$  до  $+80$  °С (например, в зависимости от расположения КА относительно внешних источников излучения). При температуре поверхности от  $-50$  °С электронные модули могут сохранять работоспособность при условии ограниченной, допустимой мощности тепловыделения, т.е. при отсутствии перегрева. Однако при понижении температуры ниже  $-50$  °С стабильная работа ЭРИ не гарантирована, и холодный старт такой системы может не состояться. Использование терморегуляторов и нагревающих резисторов для предварительного нагрева всего электронного блока и последующего старта в условиях изменения напряжения питания  $U$  в диапазоне от 75 до 550% от номинального значения повлечет потребление дополнительной мощности в диапазоне от 56 до 3000% от номинального значения.

Предлагаемая СОТР может функционировать в расширенном рабочем диапазоне температур электронных блоков КА от  $-80$  до  $+80$  °С со следующими характеристиками:

- обеспечение полноценного функционирования электронного блока и всех модулей в его составе;
- ограниченная потребляемая мощность не выше заданного значения при изменении напряжения питания в диапазоне от 75 до 550% от номинального значения;
- блок является негерметичным и укрыт теплоизоляционным материалом.

### Структурная схема и описание работы

На рис. 1 приведена структурная схема электронного блока космического аппарата, оснащенного

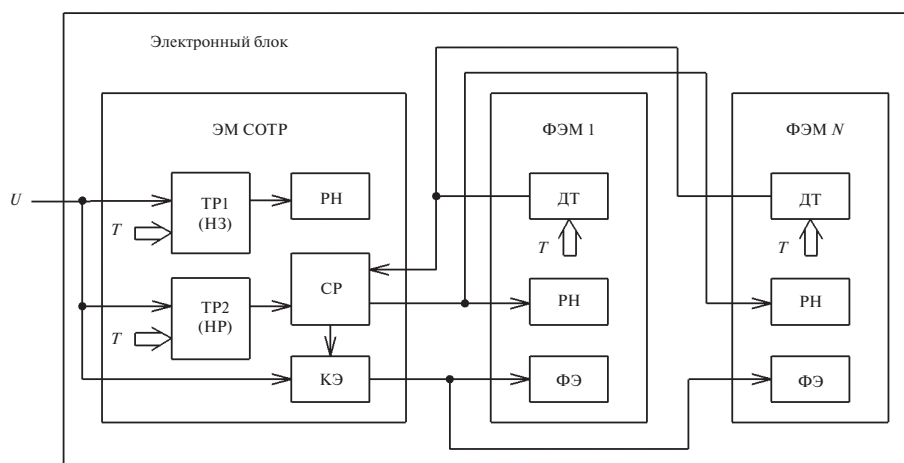


Рисунок 1. Структурная схема электронного блока

предлагаемой системой обеспечения теплового режима (СОТР).

Электронный блок содержит электронный модуль (ЭМ) СОТР, а также функциональные электронные модули блока – ФЭМ 1 ... ФЭМ  $N$ . Количество электронных модулей варьируется в зависимости от назначения и выполняемых функций электронного блока космического аппарата. Выполняемые функции определяются функциональными элементами (ФЭ) электронных модулей. Это могут быть модули вторичного источника питания, модули управления, модули преобразования сигналов, модули управления приводами и т.п. На рис. 1 также обозначены: напряжение питания электронного блока  $U$ , температуры электронных модулей  $T$ .

Конструктивно электронный блок выполняется по модульному принципу (рис. 2).

Функциональные электронные модули конструктивно объединены между собой в единый электронный блок, а электронный модуль СОТР соединяется с блоком электронных модулей через теплоизолирующую прокладку ТП1. Собранный таким образом конструкция через теплоизолирующую прокладку ТП2 устанавливается на посадочной поверхности, которая может иметь температуру в диапазоне от  $-80$  до  $+80$  °С. Величины тепловых сопротивлений прокладок ТП1 и ТП2 подбираются в зависимости от условий работы электронного блока и его номинальной потребляемой мощности. Тепловое сопротивление ТП2 также подбирается с учетом компромиссных требований к длительности холодного старта электронного устройства.

Таким образом, предлагаемая СОТР состоит из следующих компонентов:

1. Электронный модуль СОТР (далее – ЭМ СОТР) и входящие в него:
  - биметаллические терморегуляторы ТР1 и ТР2;

- резисторы нагрева РН;
- система регулирования СР;
- ключевой элемент КЭ.

2. Датчики температуры ДН электронных модулей блока.
3. Резисторы нагрева РН электронных модулей блока.

Устройство настраивается и работает следующим образом. При температуре посадочной поверхности ниже  $-40$  °С при подаче напряжения питания и любом его значении из указанного выше диапазона через нормально замкнутый контакт терморегулятора ТР1 и резисторы нагрева электронного модуля СОТР начинает протекать ток и выделяться тепло. При этом сопротивление резисторов нагрева рассчитывается на этапе проектирования изделия с учетом номинального значения потребляемой мощности и не превышает его даже при верхнем значении напряжения питания.

Питание на функциональные электронные модули и систему регулирования СОТР при этом не подается, т.к. нормально разомкнутый контакт терморегулятора ТР2 настроен на температуру замыкания выше  $-20$  °С. Постепенно электронный модуль СОТР разогревается, при достижении температуры  $-20$  °С срабатывает терморегулятор ТР2 и подается питание на систему т-регулирования электронного модуля СОТР. Время нагрева ЭМ СОТР до температуры  $-20$  °С при этом зависит от напряжения питания, а также от значения теплового сопротивления прокладки ТП2.

После этого начинает работу система регулирования ЭМ СОТР, которая далее осуществляет процесс прогрева всех функциональных модулей, контролируя при этом потребляемую мощность.

Система СОТР состоит из линейного стабилизатора напряжения, микроконтроллера, силовых

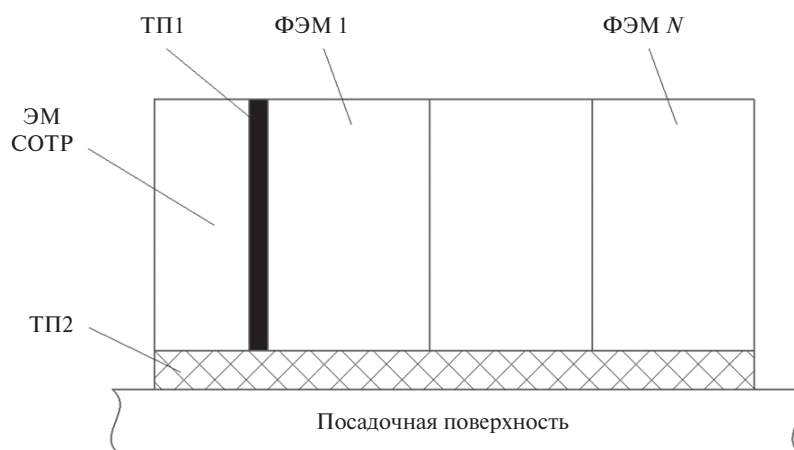


Рисунок 2. Эскиз конструкции электронного блока

транзисторов и предусилительных каскадов к ним, а также цепей аналогового ввода. Получая сигнал с датчика температуры каждого ФЭМ (ФЭМ 1 ... ФЭМ  $N$ ), система регулирования осуществляет процесс прогрева путем подачи тока на резисторы нагрева ФЭМ в режиме широтно-импульсной модуляции сигналов управления силовыми транзисторами. При этом система регулирования работает в замкнутом режиме, измеряя текущее напряжение питания и поддерживая мощность потребления не выше допустимой.

По достижении допустимого значения температуры всех функциональных модулей система регулирования с помощью ключевого элемента КЭ подает питание на все ФЭМ. Электронный блок запускается полностью и переходит в рабочий режим.

Далее в зависимости от выделяемой функциональными элементами модулей мощности в рабочем режиме система регулирования СОТР может при необходимости продолжать дополнительный подогрев.

Охлаждение всей системы достигается путем теплопередачи от электронного блока к посадочной поверхности через прокладку ТП2. Тепловое сопротивление прокладки подбирается на стадии проектирования изделия исходя из номинальной мощности потребления электронного блока и его режимов работы. При этом оно должно быть экспериментально подобрано так, чтобы не допускать перегрева ЭРИ в составе электронных блоков даже при температуре посадочной поверхности  $+80\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Рассмотрим применение СОТР на примере блока управления механизмом с параллельной кинематикой – гексаподом.

Гексапод, реализованный по схеме платформы Стюарта [9], состоит из неподвижного основания и подвижной платформы, которые механически связаны посредством шести идентичных звеньев – ног. Каждая построена на базе линейного привода и состоит из двух полуштанг, соединяемых шарнирами с неподвижным основанием и подвижной платформой. Электродвигатель в каждой ноге формирует линейное перемещение одной полуштанги относительно другой. Это движение реализуется за счет наличия механической передачи типа «винт-гайка» в конструкции ноги. Такая передача преобразует вращательное движение вала приводного электродвигателя в поступательное движение полуштанги.

Блок управления гексаподом предназначен для работы при комплексном воздействии факторов выведения КА и факторов его эксплуатации в космическом пространстве, таких как вакуум, ионизирующее излучение, широкий тепловой диапазон, вибрации, удары и т.д. [10].

Блок управления гексаподом (БУГ) имеет модульную структуру, что позволяет производить

быструю замену компонентов. Конструкция теплоотводящих контуров отдельных модулей позволяет объединить их в единый контур при минимальных контактных потерях.

Корпус БУГ представляет собой единый теплоотводящий контур. Поскольку блок должен функционировать в широком диапазоне температуры поверхности, на которую он смонтирован, в конструкции каждого модуля БУГ предусмотрены нагревательные элементы, позволяющие стабилизировать температурные режимы электронных компонентов. Решение задачи терморегулирования неразрывно связано с определением и контролем теплового сопротивления в тепловой цепи – от компонентов платы до установочной поверхности КА.

С учетом расположения блока вне термостабилизированной поверхности КА был произведен тепловой расчет, учитывающий параметры тепловой цепи, включая параметры тепловых сопротивлений при контакте корпусных деталей.

Радиационный обмен внутри БУГ и излучение в среду при этом не учитывается, сделано допущение о том, что БУГ закрыт идеальным слоем экранно-вакуумной теплоизоляции.

На рис. 3 показана конструкция блока управления гексаподом: 1 – передняя крышка; 2 – модули управления линейными приводами; 3 – модуль контроллера БУГ; 4 – модуль вторичного источника питания; 5 – задняя крышка (одновременно является корпусом электронного модуля СОТР); 6 – кросс-плата; 7 – соединительные шлейфы с разъемами; 8 – прокладка, обеспечивающая необходимое тепловое сопротивление между корпусом БУГ и установочной поверхностью; 9 – основание БУГ. Набор из передней и задней крышек с расположенными между ними кассетами стягивается специальными стержневыми заделками.

Функции унифицированных модулей БУГ следующие:

- Модуль управления линейным приводом (МУЛП) обеспечивает управление линейным приводом ноги гексапода, получение и обработку информации от датчика положения и датчиков температуры в составе линейного привода, производит расчет и формирование сигналов управления электродвигателями линейных приводов исходя из выданных контроллером БУГ команд.
- Модуль контроллера БУГ обеспечивает управление модулями управления линейными приводами гексапода путем формирования управляющих сигналов МУЛП с учетом полученной по интерфейсу связи с бортовым компьютером космического аппарата управляющей информации, решая при этом прямую и обратную задачи кинематики и динамики гексапода. Модуль

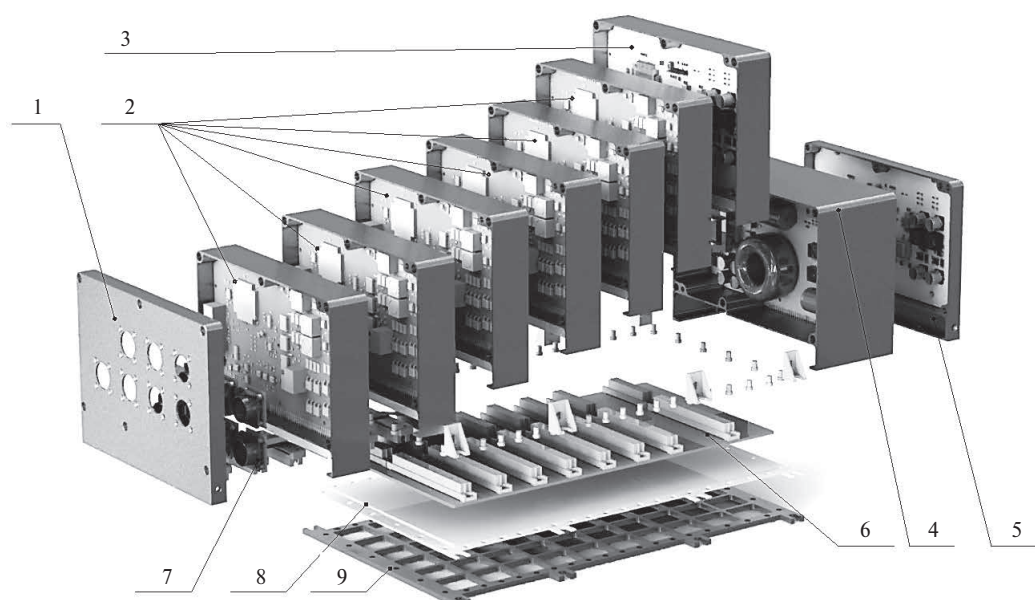


Рисунок 3. Конструкция блока управления гексаподом

контроллера также обеспечивает сбор и отправку телеметрической информации бортовому компьютеру.

- Модуль вторичного источника питания (ВИП) БУГ формирует стабилизированное питающее напряжение для модуля контроллера и МУЛП при широком диапазоне изменения внешнего напряжения питания (от 75 до 550% от номинального значения).
- Модуль системы обеспечения теплового режима БУГ обеспечивает рабочий температурный режим модулей БУГ в условиях изменения температуры внешней поверхности установки блока управления гексаподом (от  $-80$  до  $+80$  °C).

- Кросс-плата БУГ предназначена для электрического объединения модулей БУГ и передачи сигналов между ними.

### Заключение

Таким образом, представленная СОТР электронных блоков космического аппарата позволяет поддерживать бортовую аппаратуру в рабочем диапазоне температур в условиях установки на посадочной поверхности КА, имеющей температуру в диапазоне от  $-80$  до  $+80$  °C при изменении питающего напряжения в диапазоне от 75 до 550% от номинального значения и при ограниченной мощности потребления.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ермолаев В. И. Спутниковая платформа «Экспресс-1000». СПб.: БГТУ, 2015. 67 с.
2. Патент РФ № 2353553. Способ компоновки космического аппарата / Тестоедов Н. А и др. Заявитель и патентообладатель: ФГУП «Научно-производственное объединение прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева» // Заявка № 2007108170/11; заявл. 05.03.2007, опубл. 27.04.2009. Бюл. № 12.
3. Патент РФ № 2346862. Теплопередающее устройство космического аппарата / Тестоедов Н. А. и др. Заявитель и патентообладатель: ФГУП «Научно-производственное объединение прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева». Заявка № 2007108172/11; заявл. 05.03.2007, опубл. 20.02.2009. Бюл. № 5.
4. Патент РФ № 2603690. Система термостабилизации приборного отсека космического аппарата / Черномаз В. И. и др. Заявитель и патентообладатель: ФГУП «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики». Заявка № 2015143003/11; заявл. 08.10.2015, опубл. 27.11.2016. Бюл. № 33.
5. Патент РФ № 2562667. Способ терморегулирования приборного отсека космического аппарата / Гришко М. И. и др. Заявитель и патентообладатель: АО «Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение машиностроения». Заявка № 2014107990/11; заявл. 04.03.2014, опубл. 10.09.2015. Бюл. № 25.
6. Патент РФ № 2216490. Система обеспечения теплового режима космического объекта / Цихоцкий В. М. и др. Заявитель и патентообладатель: ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева». Заявка № 2002110084/11; заявл. 16.04.2002, опубл. 20.11.2003. Бюл. № 32.
7. Патент РФ № 97983. Система термостабилизации бортовой регистрирующей аппаратуры космического аппарата / Батищев А. Г. и др. Заявитель и патентообладатель: ФГБОУ ВПО «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ». Заявка № 2010119287/11; заявл. 14.05.2010, опубл. 27.09.2010. Бюл. № 27.



8. Коротков Е.Б., Матвеев С.А., Яковенко Н.Г. Пути повышения качественных показателей системы управления механизмом с параллельной структурой (гексапод, трипод) на базе российских и мировых доступных электронных компонентов // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 85–91.
9. Stewart D. A platform with six degrees of freedom. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1965, vol. 180, part 1, no. 15, pp. 371–385.
10. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С. Система управления механизмом с параллельной кинематикой для перемещения бортовых приборов КЛА на базе современного отечественного радиационно стойкого микроконтроллера с процессорным ядром Cortex-M4F // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 48–53.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Горбунов Андрей Владимирович**, ведущий инженер, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 556-66-61, e-mail: anygos@yandex.ru.

**Жуков Юрий Александрович**, старший преподаватель, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д.1, тел.: 8 (911) 235-42-01, e-mail: zhkv@rambler.ru.

**Коротков Евгений Борисович**, к.т.н., доцент, главный научный сотрудник, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 938-15-11, e-mail: ebkorotkov@yandex.ru.

**Леканов Анатолий Васильевич**, к.т.н., доцент, зам. директора ОЦ КТМС, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», 662972, Красноярский край, Железногорск, ул. Ленина, д. 52, тел.: 8 (913) 830-46-43, e-mail: lekan@iss-reshetnev.ru.

**Порпылев Владимир Григорьевич**, начальник отдела, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», 662972, Красноярский край, Железногорск, ул. Ленина, д.52, тел. 8 (913) 185-73-56, e-mail: porp1@iss-reshetnev.ru.

**Слободзян Никита Сергеевич**, ведущий инженер, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (953) 345-38-27, e-mail: ja-nikita@mail.ru.

*For citation: Gorbunov A. V., Zhukov Yu. A., Korotkov E. B., Lekanov A. V., Porpylev V. G., Slobodzyan N. S. Autonomous heat support system of electronic blocks of space appliances. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 72–78. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-72-78*

A. V. Gorbunov, Yu. A. Zhukov, E. B. Korotkov, A. V. Lekanov, V. G. Porpylev, N. S. Slobodzyan

## AUTONOMOUS HEAT SUPPORT SYSTEM OF ELECTRONIC BLOCKS OF SPACE APPLIANCES

The vast majority of electronic devices on-Board Russian spacecraft is placed on a temperature-controlled mounting surface is ON, however, in some tasks there is a necessity to place a separate electronic units out thermostated panels on remote spacecraft design. The article presents an autonomous system of providing thermal regime of electronic blocks of spacecraft and objects of space technology that require maintaining the operating temperature and are unable to be installed on the thermostatic landing surfaces of spacecraft. The proposed autonomous system of providing thermal regime can operate autonomously in the extended operating temperature range of the installation surface from –80 to +80 °C when the supply voltage changes in the range from 75 to 550% of the nominal value. The review of the existing solutions is presented, the substantiation of the proposed decision is given, the structural scheme of autonomous system of providing thermal regime is given and its description and an example of application is given.

**Keywords:** space vehicle, electronic unit, thermal regime system, thermostatable surface, extended temperature range, mechanisms with parallel structure, hexapod.

## REFERENCES

1. Ermolaev V.I. *Sputnikovaya platforma «Ekspress-1000»* [Satellite platform «Express-1000»]. SPb, BSTU, 2015, 67 p. (In Russian).
2. Patent RF № 2353553. *Sposob komponovki kosmicheskogo apparata* [Method of assembling a spacecraft]. Testodov N.A. et al. Zajavitel i patentoobladatel: FSUE «Scientific and Production Association of Applied Mechanics named after Academician MF Reshetnev». Zajavka № 2007108170/11; zajavl. 05.03.2007, opubl. 27.04.2009. Bul. no. 12 (In Russian).
3. Patent RF № 2346862. *Teploperedayushchee ustroystvo kosmicheskogo apparata* [Space vehicle heat transfer device]. Testodov N.A. et al. Zajavitel i patentoobladatel: FSUE «Scientific and Production Association of Applied Mechanics named after Academician MF Reshetnev». Zajavka № 2007108172/11; zajavl. 05.03.2007, opubl. 20.02.2009. Bul. no. 5 (In Russian).
4. Patent RF № 2603690. *Sistema termostabilizatsii pribornogo otseka kosmicheskogo apparata* [The system of thermostabilization of the instrument compartment of the spacecraft]. Chernomaz V.I. et al. Zajavitel i patentoobladatel: Federal State Unitary Enterprise «Russian Federal Nuclear Center – All-Russian Scientific Research Institute of Experimental Physics». Zajavka № 2015143003/11; zajavl. 08.10.2015, opubl. 27.11.2016. Bul. no. 33 (In Russian).



5. Patent RF № 2562667. *Sposob termoregulirovaniya pribornogo otseka kosmicheskogo apparata* [Method of thermal control of the instrument compartment of the spacecraft]. Grishko M.I. et al. Zayavitel i patentoobladatel: JSC «Military-Industrial Corporation «Scientific and Production Association of Mechanical Engineering»». Zayavka № 2014107990/11; zajavl. 04.03.2014, opubl. 10.09.2015. Bul. no. 25 (In Russian).
6. Patent RF № 2216490. *Sistema obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskogo obekta* [System of ensuring thermal regime of a space object]. Tsikhotskiy V.M. et al. Zayavitel i patentoobladatel: JSC «Rocket and Space Corporation Energia them S.P. Korolev». Zayavka № 2002110084/11; zajavl. 16.04.2002, opubl. 20.11.2003. Bul. no. 32 (In Russian).
7. Patent RF № 97983. *Sistema termostabilizatsii bortovoi registriruyushchei apparatury kosmicheskogo apparata* [The system of thermal stabilization of on-board recording equipment of the spacecraft]. Batishchev A.G. et al. Zayavitel i patentoobladatel: «National Research Nuclear University «MEPhI»». Zayavka № 2010119287/11; zajavl. 14.05.2010, opubl. 27.09.2010. Bul. no. 27 (In Russian).
8. Korotkov E.B., Matveev S.A., Yakovenko N.G. Ways for improvement of quality parameters of control system for a mechanism with a parallel structure (hexapod, tripod) based on Russian and global available electronic components. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 8, pp. 85–91 (In Russian).
9. Stewart D. A platform with six degrees of freedom. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 1965, vol. 180, part 1, no. 15, pp. 371–385.
10. Zhukov Yu. A., Korotkov E.B., Slobodzyan N.S. Radiation resistant microcontroller with Cortex-M4F core based control system of parallel kinematics mechanism designed for spacecraft's onboard devices movements. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 48–53 (In Russian).

## AUTHORS

**Gorbunov Andrey**, leading engineer, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 556-66-61, e-mail: anygos@yandex.ru.

**Zhukov Yuriy**, senior lecturer, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 235-42-01, e-mail: zhkv@rambler.ru.

**Korotkov Evgeniy**, PhD, associate professor, chief scientific employee, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 938-15-11, e-mail: ebkrotkov@yandex.ru.

**Lekanov Anatoliy**, PhD, associate professor, vice president of the OC KTMS, JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems», 52, ulitsa Lenina, Krasnoyarskiy kray, Zheleznogorsk, 662972, Russian Federation, tel.: +7 (913) 830-46-43, e-mail: lekan@iss-reshetnev.ru.

**Porpilev Vladimir**, head of department, JSC Academician M.F. Reshetnev «Information Satellite Systems», 52, ulitsa Lenina, Krasnoyarskiy kray, Zheleznogorsk, 662972, Russian Federation, tel.: +7 (913) 185-73-56, e-mail: porp1@iss-reshetnev.ru.

**Slobodzyan Nikita**, leading engineer, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (953) 345-38-27, e-mail: ja-nikita@mail.ru.

Для цитирования: Кочин Л. Б., Страхов С. Ю., Матвеев С. А. Особенности работы беспроводного канала передачи энергии в динамическом режиме // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 79–88.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-79-88  
УДК 621.396

**Л. Б. Кочин<sup>1</sup>, С. Ю. Страхов<sup>1</sup>, С. А. Матвеев<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ БЕСПРОВОДНОГО КАНАЛА ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ В ДИНАМИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ\*

*Статья посвящена вопросам беспроводной передачи энергии с помощью лазерного излучения к удаленным потребителям, что является весьма актуальным для ряда практических приложений. Рассмотрен динамический режим работы лазерного беспроводного канала передачи энергии. Предложена математическая модель, описывающая динамический режим работы такой системы. Исследовано влияние оконечной нагрузки на динамические процессы в канале. Проанализированы факторы, влияющие на эффективность передачи энергии и обуславливающие увеличение КПД канала, в частности: параметры оптических элементов – линз коллиматоров и расширителей пучка, точность юстировки оптической схемы, равномерность засветки фотоприемных модулей. Показано, что в импульсном режиме эффективность передачи энергии импульса зависит также от импеданса нагрузки, наличие паразитных реактивностей приводит к росту амплитуды осцилляций и снижает КПД канала. В статье приведено описание экспериментальной установки, экспериментальные результаты и их анализ.*

**Ключевые слова:** беспроводная передача энергии, динамический режим, лазерный канал, импульсный лазер, фотоприемник.

## Введение

Вопросам передачи энергии по беспроводному каналу в настоящее время уделяется повышенное внимание. Это обусловлено рядом преимуществ подобных систем перед традиционными проводными. Главное преимущество беспроводного канала передачи энергии – возможность энергоснабжения подвижных объектов [1, 2]. Кроме того, из-за отсутствия соединительных проводов можно передавать энергию нескольким удаленным потребителям [3, 4].

Задача практической реализации беспроводного канала передачи энергии упростилась с появлением мощных и высокоэффективных полупроводниковых лазеров, а также фотоприемных модулей, обладающих повышенным КПД и селективностью к узкому спектральному диапазону оптического излучения [5–8].

Один из наиболее существенных недостатков беспроводного канала передачи энергии – малый КПД, лежащий, по разным оценкам, в диапазоне от 8 до 17%. Известно, что максимальную мощность

и КПД способны обеспечить лазеры, работающие в импульсном режиме [9, 10]. Следовательно, задача исследования динамического режима работы беспроводного канала передачи энергии является актуальной.

## Теоретические модели компонентов беспроводного канала передачи энергии

Динамический режим беспроводного канала реализуется при передаче энергии в виде пачки импульсов.

Процессы импульсной лазерной генерации можно описать на основе кинетической модели. Средние по объему активной области концентрация электронов  $n$  и плотность генерируемого излучения в объеме лазерного диода  $u_r$  удовлетворяют следующим уравнениям:

$$\begin{aligned}\frac{dn}{dt} &= \frac{\eta' j}{ed} - \frac{r_L}{\eta_L} - v_g k \frac{u_r}{E_r}, \\ \frac{du}{dt} &= v_g (k_{yc} - k_{\Pi}) u_r,\end{aligned}\tag{1}$$

\* Работы выполнены при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (тема «Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов», Соглашение № 14.574.21.0165 от 26 сентября 2017 г., уникальный идентификатор проекта RFMEFI57417X0165). Работы выполнены в ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова на оборудовании Центров коллективного пользования (ЦКП) – Центра радиотехнических и оптических измерений и Центра инновационных технологий.

где  $t$  – время;  $e$  – заряд электрона;  $d$  – толщина активного слоя;  $\eta'$  – эффективность инжекции;  $\eta_{\text{л}}$  – внутренний выход люминесценции;  $j$  – плотность тока накачки;  $k_{\text{yc}}$  – коэффициент усиления;  $k_{\text{п}}$  – коэффициент потерь;  $r_{\text{л}}$  – скорость рекомбинации, стимулированной люминесценцией;  $v_g$  – групповая скорость света в активной среде;  $E_{\text{r}} = h\nu_{\text{r}}$  – энергия на частоте генерации  $\nu_{\text{r}}$ .

Кинетические уравнения можно получить, преобразовав систему (1) к следующему виду:

$$\begin{aligned} \frac{dn}{dt} &= \frac{\eta' j}{ed} - \frac{A}{\eta_{\text{л}}} n(N+n) - v_g \beta \frac{edA}{\eta' \eta_{\text{л}}} n(N+n)q + v_g \beta j_0 q, \\ \frac{dq}{dt} &= v_g \beta \frac{edA}{\eta' \eta_{\text{л}}} n(N+n)q - v_g \beta j_0 q - v_g k_{\text{п}} q, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $N = N_{\text{a}} - N_{\text{d}} \geq 0$ ;  $N_{\text{a}}$ ,  $N_{\text{d}}$  – концентрации акцепторов и доноров;  $q = u_{\text{r}}/E_{\text{r}}$  – число генерируемых квантов;  $A$  – константа рекомбинации;  $\beta$  – удельный коэффициент усиления активной среды лазера.

Уравнения (2) позволяют определить зависимости  $n(t)$  и  $q(t)$  в период установления стационарного состояния. До начала генерации  $q_{\text{п}} = 0$ . В случае прямоугольного импульса тока длительностью  $\Delta t_{\text{в}}$  решение этих уравнений выражается соотношением

$$\frac{\eta_{\text{л}}}{A(N+2n_{\text{ст}})} \ln \left[ \left( 1 - \frac{n}{N+n_{\text{ст}}} \right)^2 \left( 1 - \frac{n}{n_{\text{ст}}} \frac{N+n}{N+n_{\text{ст}}} \right)^{-1} \right] = t. \quad (3)$$

Положим в (1) производные по времени равными нулю и решим алгебраические уравнения. В результате получим число квантов, генерируемых в стационарном режиме:

$$q_{\text{ст}} = \frac{\eta' j - j_0 - k_{\text{п}} / \beta}{ed v_g k_{\text{п}}}. \quad (4)$$

Проведем замену переменных  $x = n - n_{\text{ст}}$ ;  $y = q - q_{\text{ст}}$  и преобразуем систему уравнений (2) к виду

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= -\frac{A}{\eta_{\text{л}}} x(N-2n_{\text{ст}}) \left( 1 + \frac{v_g \beta ed}{\eta'} q_{\text{ст}} \right) - \\ &- v_g \beta \left[ \frac{edA}{\eta' \eta_{\text{л}}} n_{\text{ст}}(N+n_{\text{ст}}) - j_0 \right] y, \\ \frac{dy}{dt} &= v_g \beta \frac{edA}{\eta' \eta_{\text{л}}} (N+2n_{\text{ст}}) q_{\text{ст}} x. \end{aligned} \quad (5)$$

При выполнении условия  $j_{\text{м}} - j_0 > 2(j_{\text{п}} - j_0)$ , где  $j_{\text{м}} = j_0 + \frac{2v_g \eta_{\text{л}} k_{\text{п}}^2}{\beta A \sqrt{N^2 + \frac{4\eta' \eta_{\text{л}} j_{\text{п}}}{edA}}}$ , решение системы уравнений (5) описывает затухающие колебания

$$\begin{aligned} n - n_{\text{ст}} &\equiv \exp(-t/\tau) \cos 2\pi f_{\text{к}} t, \\ q - q_{\text{ст}} &\equiv \exp(-t/\tau) \sin(2\pi f_{\text{к}} t - \Phi_0), \end{aligned} \quad (6)$$

частота которых равна

$$f_{\text{к}} = \frac{v_g k_{\text{п}}}{2\pi} \sqrt{2 \frac{j - j_{\text{п}}}{j_{\text{м}} - j_0} - \left( \frac{j - j_0}{j_{\text{м}} - j_0} \right)^2}. \quad (7)$$

Период колебаний населенности и пульсаций излучения лазера одинаков, но они сдвинуты по фазе относительно друг друга на величину  $\Delta = \pi/2 + \Phi_0 = \pi + \arctg 2\pi f_{\text{к}} \tau$ , которая зависит от тока накачки и вблизи  $j = 2j_{\text{п}} - j_0$  составляет практически  $\Delta \approx \pi/2$ .

Компьютерное моделирование системы нелинейных уравнений (5) показывает, что колебания населенности в начальные моменты времени носят пилообразный характер, первые максимумы излучения по интенсивности в несколько раз превосходят его стационарное значение и имеют длительности порядка 100 пс, время формирования начального максимума излучения составляет около 1 нс, а расстояние между соседними максимумами уменьшается со временем до периода, равного  $1/f_{\text{к}}$  (рис. 1).

Если пренебречь вторым слагаемым под знаком корня в (7), положить  $j_0 = 0$  и учесть, что  $\tau_0 = \eta_{\text{л}}/AN$ , а  $t_{\text{ф}} = k_{\text{п}} v_g$ , получим выражение, определяющее период колебаний генерируемого излучения в динамическом режиме:

$$T_{\text{к}} = \sqrt{\frac{\tau_0 \tau_{\text{ф}}}{j/j_{\text{п}} - 1}} M, \quad (8)$$

где  $\tau_{\text{ф}}$  – время жизни фотонов в резонаторе;  $M$  – коэффициент, зависящий от  $\tau_0$ ,  $\tau_{\text{ф}}$  и плотности порогового тока  $j_{\text{п}}$ .

Импульс оптической мощности создает в фотоприемнике  $N$  электронно-дырочных пар на  $p^+$ -краю обедненной области. Дырки сразу же собираются  $p^+$ -материалом, а электроны дрейфуют через обедненный слой за время  $t_{\text{др}}$ , которое зависит от электронной скорости насыщения:

$$t_{\text{др}} = l / v_{\text{е}}, \quad (9)$$

где  $l \approx w_2$  – размер обедненной области. Затем электроны собираются  $n^+$ -слоем и в результате движения заряда через нагрузку протекает ток. Поскольку общий переносимый заряд равен  $Ne$ , то

$$i(t) = NE / t_{\text{др}} = NE v_{\text{е}} / l. \quad (10)$$

Импульсная характеристика для  $0 < t < t_{\text{др}}$  показана на рис. 2а.

Если носители рождаются на  $n^+$ -краю обедненного слоя, переходное время и ток определяются скоростью насыщения дырок, как показано на рис. 2б. Если электронно-дырочные пары будут рождаться в середине обедненного слоя, то электроны дадут вклад в ток  $(NE v_{\text{е}}/l)$  за время  $(l/2v_{\text{е}})$ , а дырки – вклад в ток  $(NE v_{\text{h}}/l)$  за время  $(l/2v_{\text{h}})$ , где  $v_{\text{h}}$  – скорость насыщения для дырок. Аналогичные соображения можно привести и для носителей, рождаемых в любом месте обедненного слоя. Когда

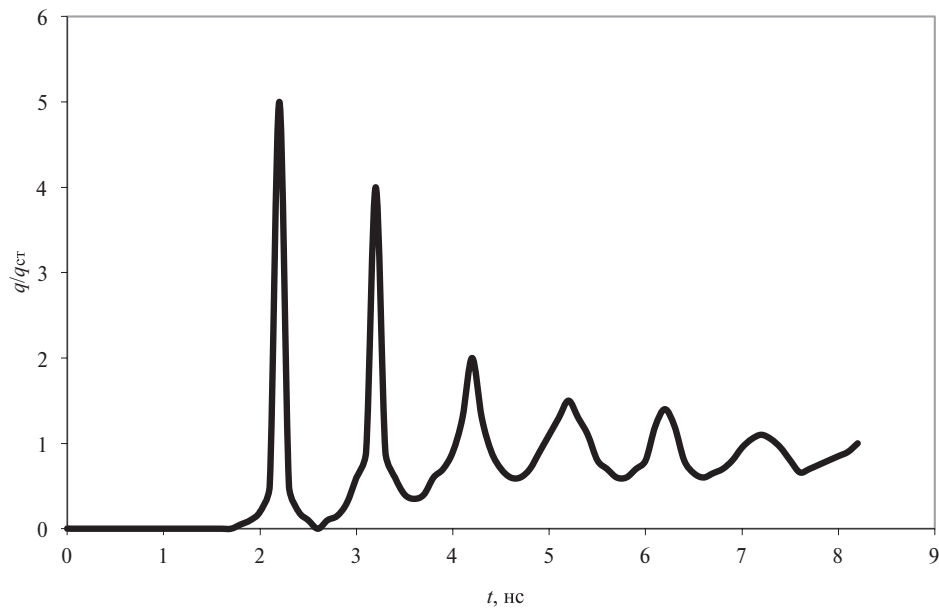


Рисунок 1. Переходный процесс лазерной генерации при импульсном токе накачки ( $q/q_{ст}$  – отношение числа генерируемых квантов в текущий момент времени  $t$  к их числу в стационарном состоянии)

носители возникают однородно по всей области, получается характеристика, показанная на рис. 2в. При экспоненциальном затухании оптической мощности и, следовательно, скорости рождения носителей импульсная характеристика имеет вид, приведенный на рис. 2г.

Ожидаемая полуширина импульса тока немного меньше времени пересечения электронами обедненного слоя. Например для кремниевого фотодиода при  $v_e = 10^5$  м/с и  $w_2 = 50$  мкм время  $(t_{др})e = 0,5$  нс.

Диффузия носителей в обедненном слое расширяет импульсную характеристику до времени рекомбинации, составляющего около 10 нс.

#### Описание экспериментальной установки

Функциональная схема экспериментальной установки приведена на рис. 3. Режим работы лазера задает блок управления, сигнал от которого подается в блок накачки и определяет ток лазерного диода, а также функционирование системы

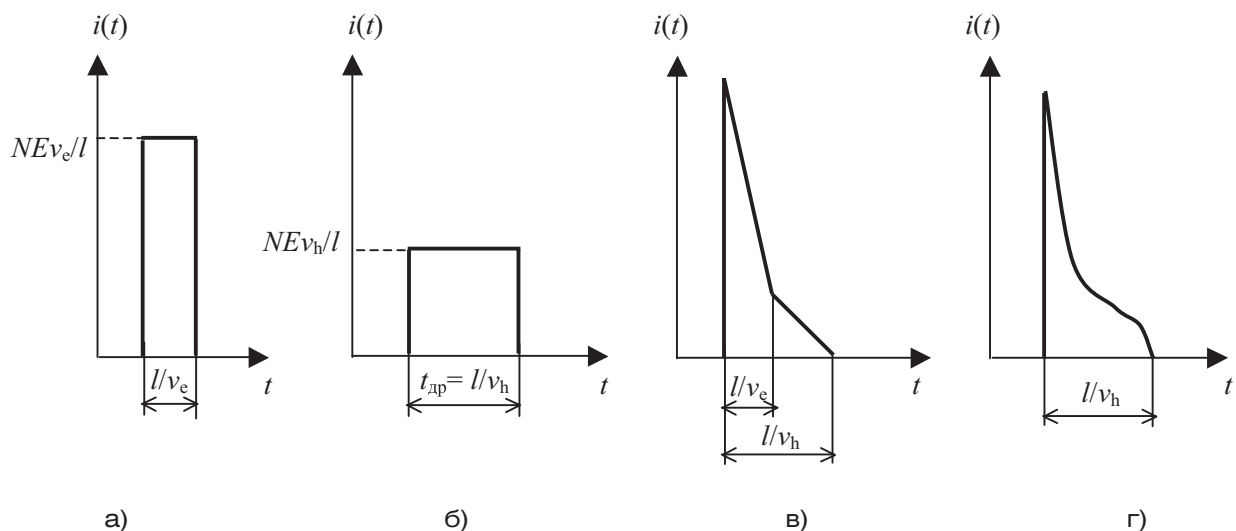


Рисунок 2. Теоретические импульсные характеристики фотопреобразователя при различных условиях освещения: а – когда электронно-дырочные пары рождаются только в  $p^+$ -области обедненного слоя; б – когда электронно-дырочные пары рождаются только в  $n^+$ -области обедненного слоя; в – однородное рождение носителей; г – рождение носителей экспоненциально меняется по обедненному слою

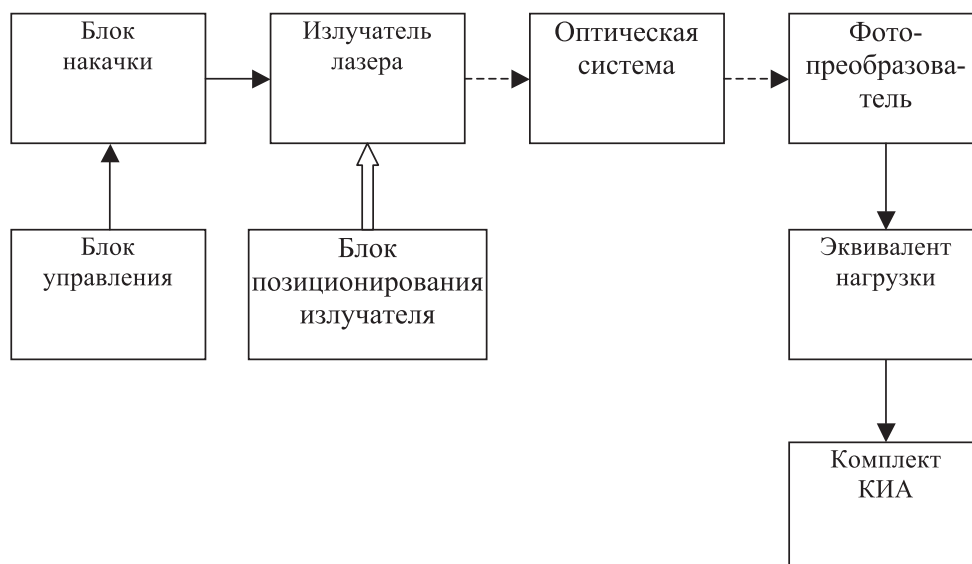


Рисунок 3. Функциональная схема экспериментальной установки

термостабилизации излучателя лазера. Излучатель механически связан с блоком позиционирования, определяющим пространственное положение лазерного пучка. Оптическая система обеспечивает формирование заданного диаметра пучка в плоскости фотоприемника. Электрический сигнал с фотопреобразователя поступает на эквивалент нагрузки и далее в блок КИА для последующего анализа и регистрации.

В качестве источника оптического излучения использован полупроводниковый лазер (рис. 4), характеристики которого приведены в табл. 1.

Фотопреобразователем служил 4-сегментный модуль, характеристики которого приведены

в табл. 2. Конструктивно фотопреобразовательный модуль (рис. 5) представляет собой диэлектрическую подложку с соединительными печатными проводниками и контактными площадками, также предусмотрены 8 отверстий для жесткого крепления модуля на охлаждаемой поверхности. В качестве эквивалента нагрузки были использованы магазины сопротивлений P326 и P33, а также прецизионные резисторы C5–16В-8Вт.

Контроль оптической мощности осуществлялся с помощью цифрового измерителя Ophir Vega с термоэлектрическим сенсором L40(150) A-LP1-V2. Напряжение на эквиваленте нагрузки определялось цифровым мультиметром Fluke 17В.

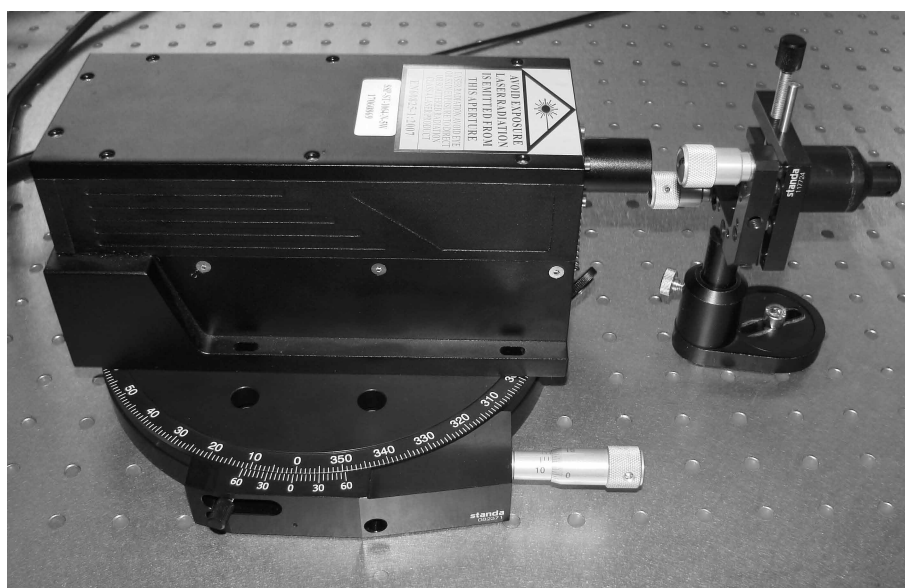


Рисунок 4. Излучатель полупроводникового лазера с коллиматором



Таблица 1. Параметры полупроводникового лазера SSP-ST-1064-N-5W

Параметр	Символ	Значение	Единица измерения
Максимальная выходная оптическая мощность	$P_{\max}$	5,91	Вт
Диаметр пучка	$d$	3	мм
Расходимость пучка	$\delta$	1,5	мрад
Центральная длина волны на рабочей мощности	$\lambda_0$	1064	нм
Режимы работы	–	Непрерывный, импульсный, внешней модуляции	–
Температура окружающей среды	$T_o$	10–35	°С
Номинальная температура лазерного диода	$T_p$	25±3	°С
Напряжение питания блока накачки	$U_n$	100–240	В

Таблица 2. Параметры фотоприемного модуля

Параметр	Символ	Значение	Единица измерения
Ток короткого замыкания	$I_{кз}$	0,22	А
Напряжение холостого хода	$U_{xx}$	2,99	В
Максимальная мощность, выдаваемая в нагрузку	$P_{\max}$	0,52	Вт
Наибольший КПД	$\eta$	26,3	%
Спектральная чувствительность на длине волны 1064 нм	$\gamma$	0,5	А/Вт
Площадь фоточувствительной поверхности	$S_{фп}$	8,2	мм <sup>2</sup>
Габаритные размеры	$L \times B$	3,6×3,6	мм

Для исследования динамических процессов в составе КИА был предусмотрен двухканальный осциллограф АКИП 4122/6V. Экспресс-контроль пространственного распределения оптической мощности на заданном расстоянии от излучателя основного лазера осуществлялся с помощью ИК-визуализатора.

Все оптические компоненты экспериментальной установки, а также источники питания и КИА размещались на оптическом столе Standa (рис. 6), что обеспечивало вариацию протяженности беспроводного канала в пределах до 1,5 м.

Для обеспечения динамического режима работы беспроводного канала в состав КИА был дополнительно введен функциональный генератор UTG9020DS. Импульсная последовательность с генератора непосредственно подавалась на модулятор лазера, в результате чего оптическое излучение имело вид импульсов с переменной длительностью. Поскольку частота сигнала от генератора оставалась неизменной, варьируемым параметром в эксперименте являлась скважность.

#### Экспериментальные результаты и их анализ

В процессе исследования беспроводного канала было проведено несколько серий экспериментов. В первой серии лазер работал в непрерывном

режиме, было проведено сравнение двух оптических схем: с коллиматором и с линзой – расширителем пучка. В результате были получены исходные данные по КПД канала. На дальности 0,5 м в схеме с оптическим коллиматором напряжение на нагрузке 10 Ом составило 1,22 В, таким образом, мощность в нагрузке равна 0,15 Вт, т.е. общий КПД беспроводного канала без учета потерь в драйвере

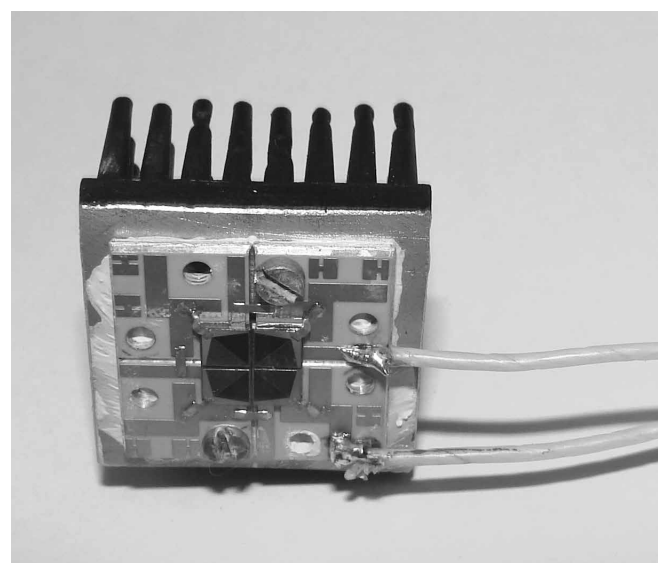


Рисунок 5. Фотоприемный модуль, смонтированный на радиаторе

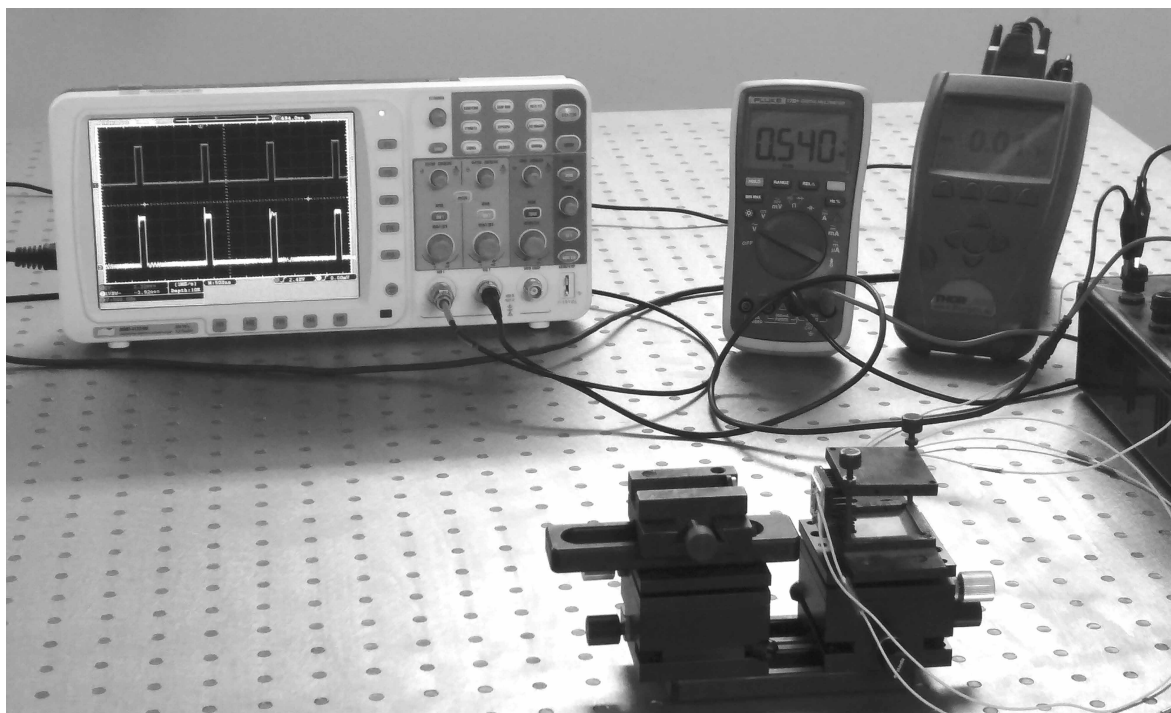


Рисунок 6. Фотоприемный модуль и КИА на оптическом столе Standa

накачки составил 2,5%. В схеме с линзой – расширителем пучка напряжение на нагрузке составило 1,585 В, таким образом, мощность в нагрузке равна 0,25 Вт, т.е. общий КПД беспроводного канала составил 4,2%.

Во второй серии экспериментов лазер работал в импульсном режиме, а варьируемым параметром являлась скважность. Результаты экспериментов приведены на рис. 7–10. Видно, что в начальный момент наблюдается характерный колебательный процесс, что соответствует теоретической модели лазерной генерации.

В третьей серии экспериментов исследовалось влияние сопротивления нагрузки на эффективность передачи энергии. Результаты приведены на рис. 11, 12. Из графиков следует, что при малых сопротивлениях наблюдается пропорциональный рост напряжения, который затем сменяется пологим участком и напряжение на нагрузке стремится к напряжению холостого хода.

В четвертой серии экспериментов исследовалось влияние рассогласования апертур излучателя и фотоприемника. Результат иллюстрирует рис. 13. На осциллограмме хорошо заметен рост

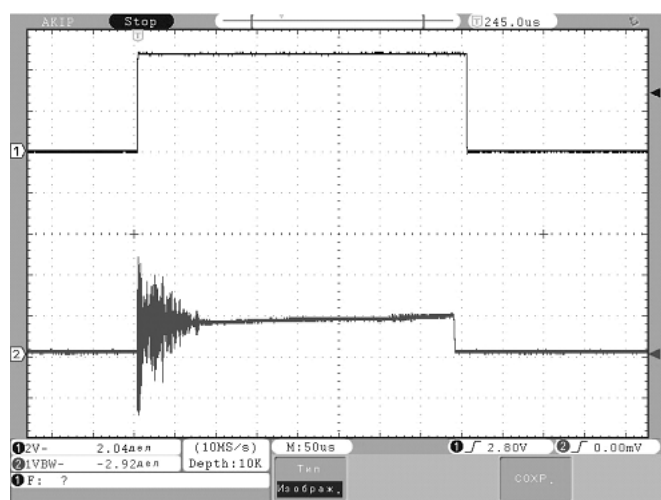


Рисунок 7. Осциллограмма импульса на модуляторе лазера (вверху) и на нагрузке фотоприемника (внизу) при скважности 20%

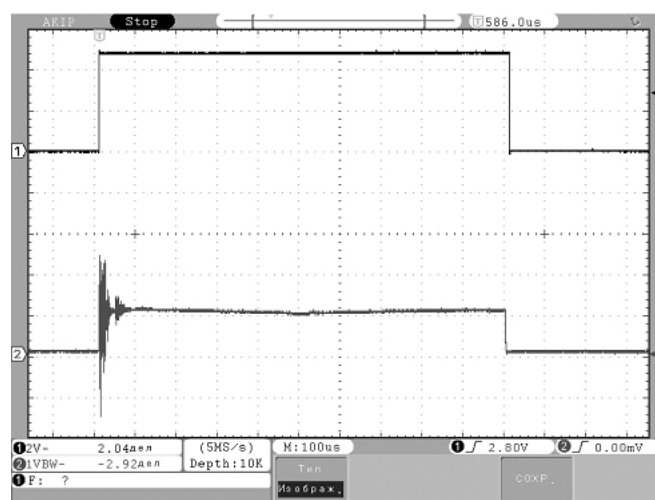


Рисунок 8. Осциллограмма импульса на модуляторе лазера (вверху) и на нагрузке фотоприемника (внизу) при скважности 50%

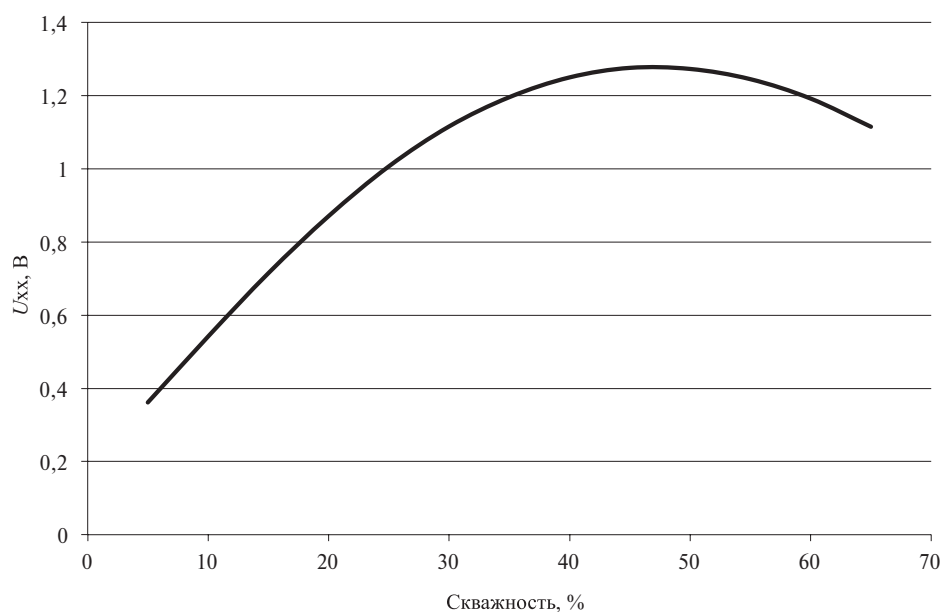


Рисунок 9. Напряжение холостого хода на фотоприемном модуле при вариации скважности в схеме с двухлинзовым коллиматором

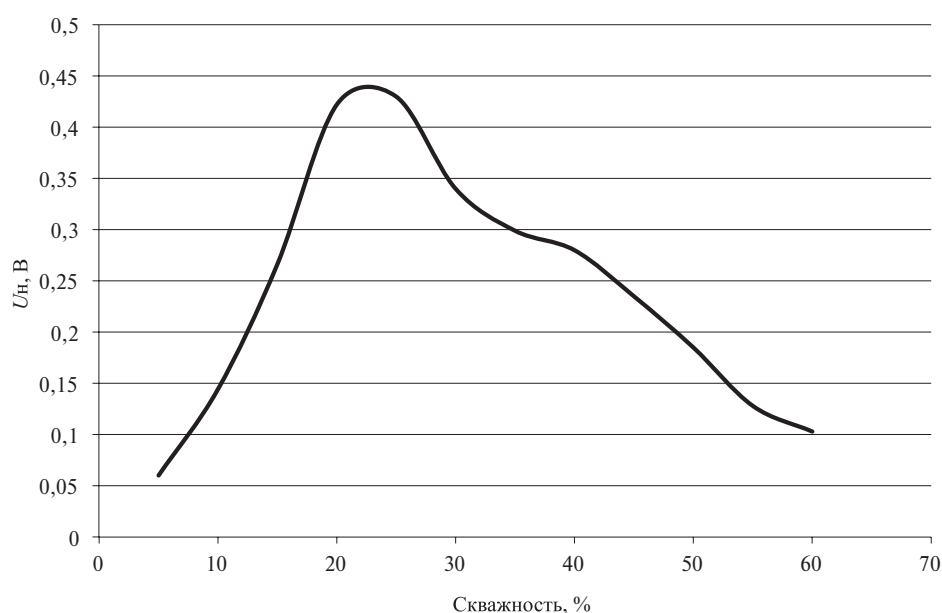


Рисунок 10. Напряжение на нагрузке 10 Ом при вариации скважности в схеме с двухлинзовым коллиматором

амплитуды начальных осцилляций и ее резкое снижение в установившемся режиме.

Анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы:

- При постоянной скважности импульсной последовательности и вариации сопротивления нагрузки нагрузочная кривая условно делится на два участка: «линейный» и «насыщение».
- При постоянном сопротивлении нагрузки и вариации скважности имеет место максимум кривой.
- В схеме с двухлинзовым коллиматором по сравнению со схемой с однолинзовым расширителем точка перегиба нагрузочной кривой смещается в сторону меньших сопротивлений нагрузки.
- При увеличении сопротивления нагрузки, начиная с 200 Ом и более, рост напряжения прекращается.

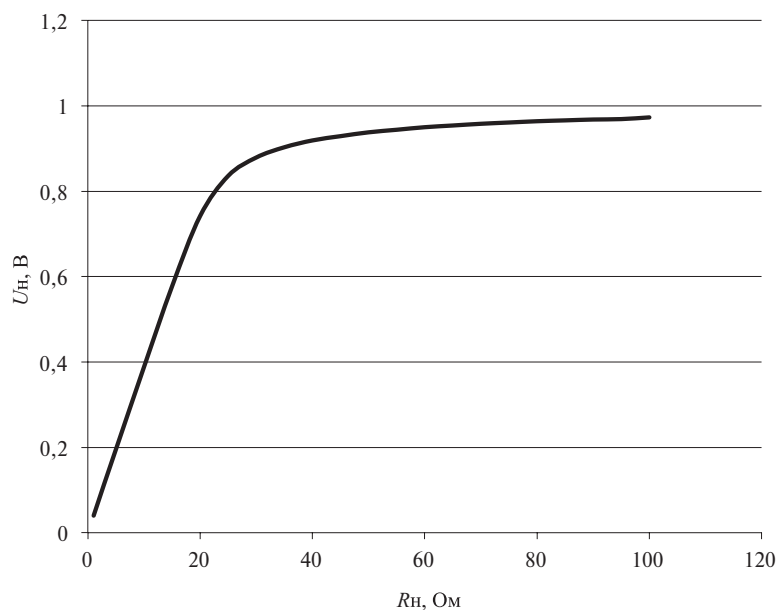


Рисунок 11. Зависимость напряжения на нагрузке Р326 при скважности 20% в схеме с двухлинзовым коллиматором

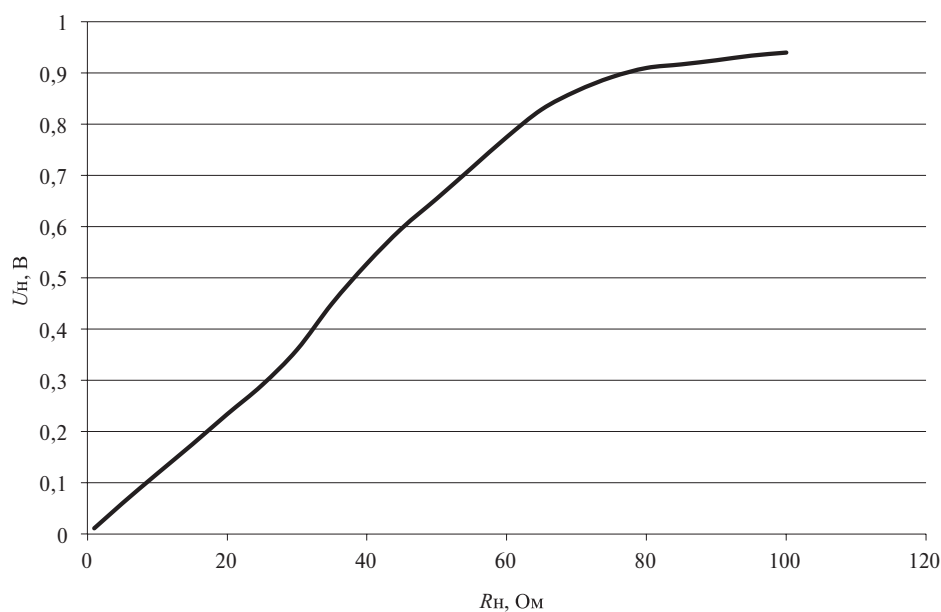


Рисунок 12. Зависимость напряжения на нагрузке Р326 при скважности 20% в схеме с линзой-расширителем

- При работе на низкоомную нагрузку с ростом скважности наблюдается падение напряжения, обусловленное тепловыми процессами в фотоприемнике.
- При динамическом режиме работы беспроводного канала минимально возможная длительность импульса составила 5 мкс, фронт короткого импульса передавался с заметными искажениями, спад импульса передавался практически без искажений.

- Рассогласование апертур оптического передатчика и приемника вызывает рост амплитуды осцилляций и резко снижает КПД канала.

#### Заключение

В экспериментах по передаче энергии по беспроводному каналу достигнута величина КПД, превышающая 4%. На эффективность передачи энергии существенно влияют параметры оптических

элементов, в частности линз коллиматоров и расширителей пучка, потери оптической мощности на коллиматоре достигали в эксперименте 25%, потери на линзе – расширителе пучка достигали 17%. Решающее значение на эффективность передачи энергии по открытому оптическому каналу оказывает точность юстировки апертур оптического передатчика и приемника, угловое и линейное рассогласование апертур существенно снижает КПД системы. В экспериментах с образцами секторных фотоприемных модулей существенную роль играет равномерность засветки, при нарушении которой эффективность фотопреобразования резко снижается. В импульсном режиме эффективность передачи энергии импульса зависит также от импеданса нагрузки, наличие паразитных реактивностей приводит к росту амплитуды осцилляций и снижает КПД канала.

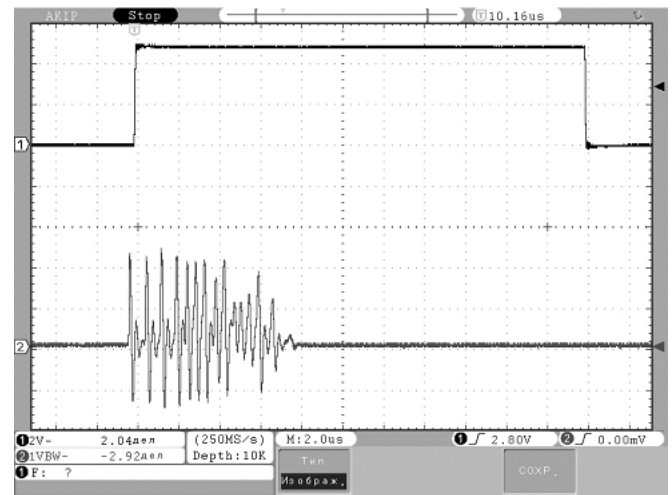


Рисунок 13. Осциллограмма импульсов при рассогласовании апертуры передатчика и приемника: сверху – на модуляторе лазера; внизу – на нагрузке фотоприемника

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сигов А.С., Матюхин В.М. Тенденции развития аэрокосмических энергетических систем с лазерными каналами передачи энергии // Современная электроника. 2015. № 1. С. 18–24.
2. Бабухаир М.А. Лазерная космическая энергетика для электропитания летательных аппаратов легче воздуха // Молодой ученый. 2014. № 8. С. 136–142.
3. Кочин Л.Б., Страхов С.Ю., Матвеев С.А. Особенности структурно-параметрического синтеза системы управления трансформируемой антенной космического базирования при использовании оптических каналов энергоинформационного обмена // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 48–53.
4. Кочин Л.Б., Страхов С.Ю. Влияние внешних условий на надежность беспроводных систем управления антенной космического базирования // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 97–103.
5. Тарасов И.С. Мощные полупроводниковые лазеры на основе гетероструктур раздельного ограничения. Обзор // Квантовая электроника. 2010. № 40 (8). С. 661–681.
6. Мощные лазерные диоды с длиной волны 808 нм. Термические ограничения выходной мощности / Д.М. Демидов, А.Л. Тер-Мартirosян, К.А. Булашевич и др. // Научное приборостроение. 2012. Т. 22. № 3. С. 78–86.
7. Андреев В.М. Мощные фотоэлектрические преобразователи монохроматического и концентрированного солнечного излучения // Современная электроника. 2014. № 6. С. 20–25.
8. Ефимов В.П. Фотопреобразователи энергии солнечного излучения нового поколения // ФИП. 2010. Т. 8. № 2. С. 100–115.
9. Исследование характеристик полупроводниковых лазеров на основе асимметричных гетероструктур со сверхтолстым волноводом ( $\lambda = 1060$  нм) при импульсном режиме накачки / Д.А. Винокуров, В.А. Капитонов, А.В. Лютецкий и др. // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32. Вып. 16. С. 47–55.
10. Импульсные полупроводниковые лазеры с повышенной оптической прочностью выходных зеркал резонатора / А.Н. Петрунов, А.А. Подоскин, И.С. Шашкин и др. // ФТП. 2010. Т. 44. Вып. 6. С. 817–821.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Кочин Леонид Борисович**, к.т.н., доцент, Балтийский государственный технический университет им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 495-77-53, e-mail: klen68@mail.ru.

**Страхов Сергей Юрьевич**, д.т.н., профессор, Балтийский государственный технический университет им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 495-76-95, e-mail: strakhov\_s@mail.ru.

**Матвеев Станислав Алексеевич**, зав. кафедрой информационных и компьютерных технологий, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская, д. 1, e-mail: stas\_matveev@mail.ru.



For citation: Kochin L.B., Strakhov S. Yu., Matveev S.A. Features of the wireless energy transfer's channel in a dynamic mode. *Voprosy radioelektroniki*, 2018, no. 7, pp. 79–88. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-79-88

L. B. Kochin, S. Yu. Strakhov, S. A. Matveev

## FEATURES OF THE WIRELESS ENERGY TRANSFER'S CHANNEL IN A DYNAMIC MODE

Work is devoted to wireless energy transfer to the removed devices by means of laser radiation. This problem is actual in some practical applications. The dynamic mode of the laser wireless energy transfer's channel is considered. The mathematical model is offered. Influence of terminal loading on dynamic processes in the channel is investigated. The factors increased of energy transfer channel's efficiency are analyzed. Parameters of lenses and beam expanders, accuracy of optical component's installation, uniformity of a photocell's light spot are investigated. It is shown, that in a pulse mode efficiency of energy channels depends also on an impedance of loading. Additional impedance increased of fluctuation's amplitude and reduced channel's efficiency. The description of experimental setup, data of measurements and their analysis are resulted.

**Keywords:** wireless transfer of energy, dynamic mode, laser channel, pulse laser, photo detector.

## REFERENCES

1. Sigov A. S., Matyuhin V. M. Tendency of development space power systems with laser channels of transfer of energy. *Sovremennaya elektronika*, 2015, no. 1, pp. 18–24 (In Russian).
2. Bazukhair M. A. The space power for power supplies of flying devices is easier than air. *Molodoy ucheny*, 2014, no. 8, pp. 136–142 (In Russian).
3. Kochin L. B., Strakhov S. Yu., Matveev S. A. Feature of structurally-parametrical synthesis of a control system by the transformed space basing antenna at use of optical channels an exchange of energy and information. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 8, pp. 48–53 (In Russian).
4. Kochin L. B., Strakhov S. Yu. Influence of external conditions on reliability of wireless systems for control of large space-based antennas. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 97–103 (In Russian).
5. Tarasov I. S. High power semi-conductor lasers on the basis of hetero-structures separate restriction. The review. *Kvantovaya elektronika*, 2010, no. 40 (8), pp. 661–681 (In Russian).
6. Demidov D. M., Ter-Martirosyan A. L., Bulashevich K. A. et al. High power laser diodes with length of a wave 808 nm. Thermal limit of output power. *Nauchnoe priborostroenie*, 2012, vol. 22, no. 3, pp. 78–86 (In Russian).
7. Andreev V. M. High power photo-electric converters of the monochromatic light and concentrated sunlight. *Sovremennaya elektronika*, 2014, no. 6, pp. 20–25 (In Russian).
8. Efimov V. P. New generation photoconverter of a sunlight's energy. *FIP*, 2010, vol. 8, no. 2, pp. 100–115 (In Russian).
9. Vinokurov D. A., Kapitonov V. A., Lyuteckiy A. V. et al. Research of characteristics of semi-conductor lasers on the basis of asymmetric hetero-structures with a super thick wave guide ( $\lambda = 1060$  nm) at a pulse pump mode. *Pisma v zhurnal tekhnicheskoy fiziki*, 2006, vol. 32, iss. 16, pp. 47–55 (In Russian).
10. Petrunov A. N., Podoskin A. A., Shashkin I. S. et al. Pulse semi-conductor lasers with the raised optical durability of target mirrors of the resonator. *FTP*, 2010, vol. 44, iss. 6, pp. 817–821 (In Russian).

## AUTHORS

**Kochin Leonid**, PhD, docent, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 495-77-53, klen68@mail.ru.

**Strakhov Sergey**, Dr., assistant professor, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 495-76-95, e-mail: strakhov\_s@mail.ru.

**Matveev Stanislav**, PhD, head of the Department of Information and Computer Technologies, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, e-mail: stas\_matveev@mail.ru.

Для цитирования: Колычев А. В., Керножицкий В. А., Левихин А. А. О материалах термоэмиссионной системы охлаждения источников электроэнергии радиоэлектронных систем космических аппаратов // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 89–95.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-89-95  
УДК 629.785

**А. В. Колычев<sup>1</sup>, В. А. Керножицкий<sup>1</sup>, А. А. Левихин<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# О МАТЕРИАЛАХ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В настоящей статье приведены расчетные оценки эффекта от применения разрабатываемого в БГТУ «ВОЕНМЕХ» термоэмиссионного способа охлаждения (ТСО) лопаток турбин (ЛТ) газотурбинных преобразователей (ГП) космических летательных аппаратов (КЛА) радиоэлектронного дистанционного зондирования Земли. Актуальность разработки ТСО подтверждается тем, что сейчас в РФ ведется разработка платформы КЛА с энергетической установкой, в основу которого положен принцип газотурбинного преобразования. Однако из-за низкой надежности его основных элементов – лопаток турбин – в рабочих условиях приходится снижать температуру в установке, что снижает КПД и увеличивает массу и габариты КА в целом. Это означает, что с учетом возможностей современных средств выведения сокращаются возможности по оснащению КА радиоэлектронной аппаратурой и снижаются характеристики КЛА с радиоаппаратурой в целом. Для улучшения этих характеристик необходимо повышение надежности лопаток турбин и повышение на данной основе температуры ГП, его КПД с одновременным снижением массы и габаритов. Но в данном случае предполагается, что лопатки турбины будут выполнены из керамических материалов, функционирующих в среде инертных газов, нагретых от бортового источника тепловой энергии. Одной из проблем при этом является возникновение температурных градиентов, напряжений и деформаций, что может привести к возникновению трещин. Однако если выполнить керамические лопатки из металлоподобных соединений (бориды, карбиды, сплавы боридов и карбидов) с применением ТСО, то появляется возможность существенного (более чем в два раза) снижения как температуры ЛТ, так и температурных перепадов и напряжений в конструкции ЛТ. В статье также показано, что снижение температурных напряжений в конструкции горячих элементов при эквивалентной тепловой нагрузке достигается за счет фундаментальных свойств термоэлектронной эмиссии, а именно благодаря зависимости интенсивности термоэлектронной эмиссии и электронного охлаждения от температуры.

**Ключевые слова:** термоэлектронная эмиссия, термоэмиссионная система охлаждения лопаток турбин, газотурбинные преобразователи, космические летательные аппараты.

## Введение

В БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова разрабатывается термоэмиссионный способ охлаждения (ТСО) [1–3] лопаток турбин (ЛТ) газотурбинных преобразователей (ГП) [4]. В основу ТСО положено явление термоэлектронной эмиссии – испускания электрона нагретым металлом [5–9].

Сейчас ведется разработка платформы КЛА (ПКЛА) с энергетической установкой с газотурбинным преобразователем тепловой энергии в энергию электрическую. Предполагается, что функционирование ГП ПКЛА будет основано на применении керамических материалов [4]. Это обусловлено тем, что изделия из керамических материалов характеризуются высокой удельной жесткостью и прочностью, тугоплавкостью, жаростойкостью и др. Но все они

имеют один существенный недостаток – высокая хрупкость и низкая трещиностойкость [10–15]. Основной причиной низкой трещиностойкости, как известно, являются термические напряжения, вызванные разницей температур, когда менее нагретые участки препятствуют расширению более нагретых.

Среди перспективных керамических материалов лопаток турбин можно выделить материалы на основе C-SiC, SiC-SiC [12], Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> [15], карбидов, боридов [14] и нитридов [13].

Указанные материалы характеризуются высокими прочностными свойствами при нагреве. Однако для реализации ТСО необходимы материалы с низким удельным электрическим сопротивлением, к которым можно отнести ряд материалов на основе боридов [14] и карбидов, характеризующихся

металлической проводимостью. В этом случае проблема образования трещин керамических турбин на основе карбидов и боридов может быть решена путем обеспечения их термоэмиссионного охлаждения.

Иными словами, поскольку основной проблемой обеспечения долговечности керамических турбин является образование трещин, вызванных возникновением температурных напряжений и деформаций при многократных циклах нагрева и охлаждения, а эффективность ТСО экспоненциально зависит от температуры [5–11], то реализация ТСО лопаток керамических турбин является целесообразной.

### Расчетные соотношения

Для оценки величины снижения температуры и температурных напряжений керамической (или из никелевых сплавов) ЛТ в зависимости от температуры начального нагрева воспользуемся следующим равенством:

$$q_{\text{изл}_1} = q_{\text{изл}_2} + q_{\text{эл}_\text{охл}}, \quad (1)$$

где  $q_{\text{эл}_\text{охл}}$  – электронное охлаждение при термоэмиссии;  $q_{\text{изл}_1}$  – отвод тепла излучением без термоэмиссионного охлаждения; и  $q_{\text{изл}_2}$  – отвод тепла излучением с термоэмиссионным охлаждением.

Для расчета величины электронного охлаждения ЛТ ГП (из боридной керамики) существует зависимость [5–11]

$$q_{\text{эл}_\text{охл}} = j \left( \Phi_{\text{вых}} + \frac{2kT}{e} \right), \quad (2)$$

где  $e$  – заряд электрона,  $1,6 \cdot 10^{-19}$  Кл;  $\Phi_{\text{вых}}$  – работа выхода эмиссионного слоя, эВ;  $T_{\text{ЛТ}}$  – температура эмиссионного слоя лопаток турбин, К;  $j$  – плотность

межэлектродного тока, А/см<sup>2</sup>;  $k$  – постоянная Больцмана,  $1,38 \cdot 10^{-23}$  Дж/К.

При этом величина отвода тепла излучением равна

$$q_{\text{изл}_1} = \varepsilon \sigma T_1^4 \text{ и } q_{\text{изл}_2} = \varepsilon \sigma T_2^4, \quad (3)$$

где  $\varepsilon$  – степень черноты поверхности кромки;  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-12}$  Вт/см<sup>2</sup> · К – постоянная Стефана-Больцмана;  $T$  – температура с термоэмиссией и без термоэмиссии, К.

Выражение для расчета плотности тока эмиссии  $j$ , полученное О.У. Ричардсоном и С. Дешманом, имеет вид [5–11]

$$j = A_0 (1 - R) \exp \left( \frac{e\Phi_{\text{вых}}}{kT} \right), \quad (4)$$

где  $A_0 = 120$  А/см<sup>2</sup>К<sup>2</sup> – универсальная термоэмиссионная постоянная;  $R = 0,1$  – средний по энергиям коэффициент отражения.

На основе имеющихся зависимостей появляется возможность оценить величину снижения температуры ЛТ при различных работах выхода и соответствующие этому снижению плотности тока эмиссии с ЛТ.

### Результаты оценок

На рис. 1 представлена зависимость температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для значения  $\Phi_{\text{вых}} = 2,7$  эВ и  $\varepsilon = 0,8$ , которая соответствует  $\varepsilon$ , характерной для боридов. Для тех же значений  $\Phi_{\text{вых}}$  и  $\varepsilon$  на рис. 2 представлена зависимость величины этого снижения от температуры без термоэмиссии.

Как видно из рис. 1, 2, величина снижения может достигать в данном случае порядка 140 °С при

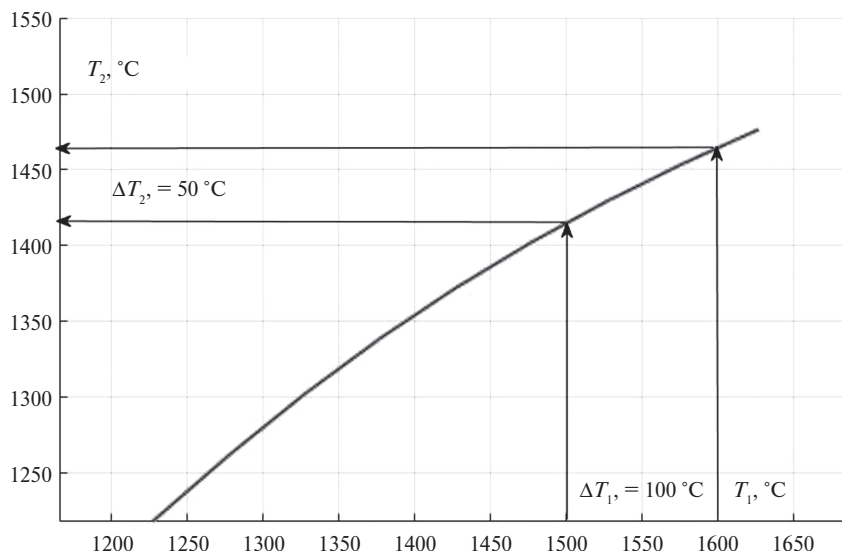


Рисунок 1. График зависимости температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2,7$  эВ и  $\varepsilon = 0,8$  (для боридов)

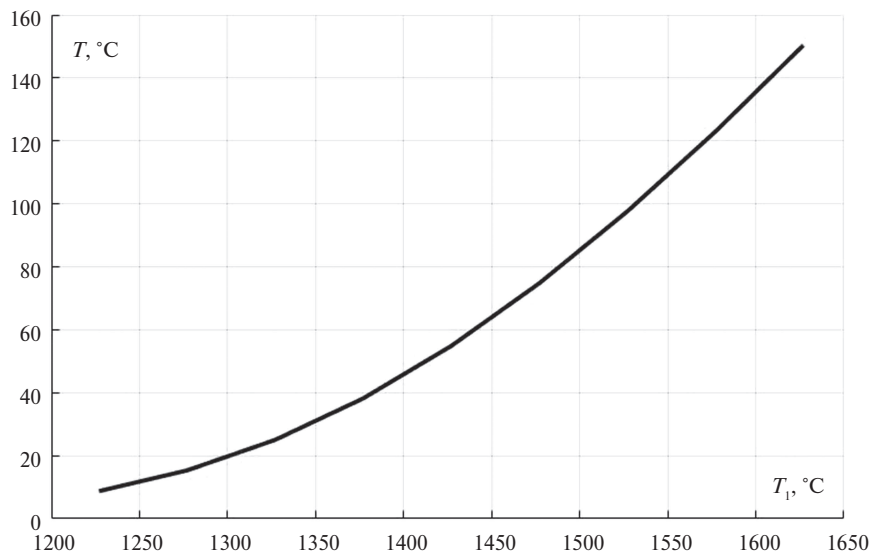


Рисунок 2. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от начальной температуры лопаток без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2,7$  эВ и  $\varepsilon = 0,8$  (для боридов)

начальной температуре в  $1600^\circ\text{C}$ . При этом, если на каком-либо участке без термоэмиссии возникает перепад температур порядка  $100^\circ\text{C}$ , то с термоэмиссией этот же перепад уменьшается до  $50^\circ\text{C}$ , что означает снижение температурных напряжений в конструкции примерно в два раза [16] с одновременным улучшением прочностных характеристик при более низкой температуре без учета изменения модуля Юнга и коэффициента линейного термического расширения.

Снижение температурных напряжений (деформаций) приводит к увеличению ресурса при той же тепловой нагрузке на элементы ГП. Стоит добавить, что выборочное снижение работы выхода

позволило еще уменьшить разность температур в конструкции вплоть до полного их выравнивания.

На рис. 3 изображена зависимость величины снижения температуры ЛТ от плотности тока эмиссии.

Как видно из рис. 3, средняя плотность тока эмиссии при заданных температурах составляет величину порядка  $5 \text{ A/cm}^2$ . При такой плотности тока и температуре скорость испарения катода составляет величину порядка  $10^{-9} \text{ г/(см}^2 \cdot \text{с)}$  [11]. Это означает, что за 30000 часов потери ЛТ составят величину порядка  $0,3 \text{ г с } 1 \text{ см}^2$ , или  $1 \text{ г}$  за время около 100000 часов, т.е. с  $1 \text{ см}^2$  уйдет порядка  $0,25 \text{ см}$  толщины материала, что не представляет серьезной трудности.

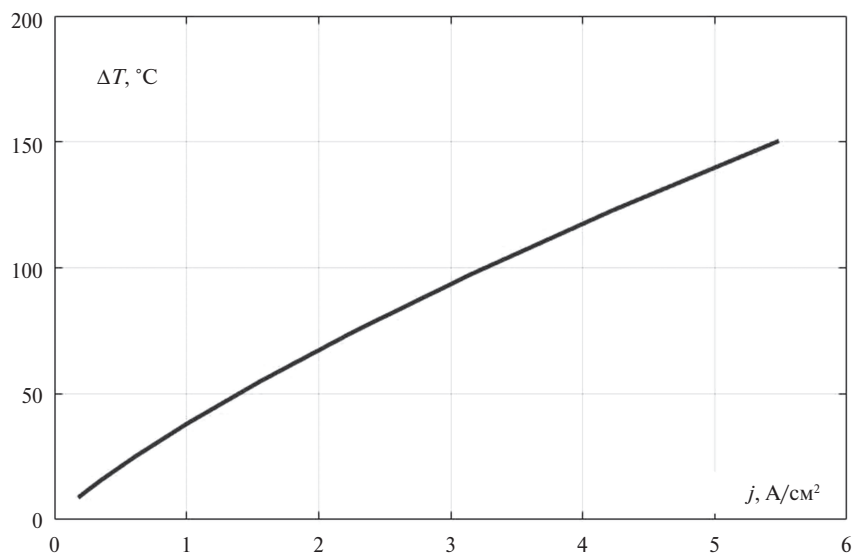


Рисунок 3. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от плотности тока термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2,7$  эВ и  $\varepsilon = 0,8$  (для боридов)

В случае, если материал с аналогичными прочностными характеристиками будет иметь меньшую работу выхода, та же плотность тока и теплового потока электронного охлаждения достигается при более низких температурах, что означает еще меньшую эрозию и существенно больший ресурс термоэмиссионных ЛТ. Так, на рис. 4, 5 изображены графики зависимостей температур и величины снижения температуры с термоэмиссией и без термоэмиссии для двух разных значений:  $\Phi_{\text{вых}} = 2,1$  эВ и  $\Phi_{\text{вых}} = 2,4$  эВ и  $\epsilon = 0,6$ , характерной для никелевых сплавов.

Как видно из рис. 4, 5, за счет снижения работы выхода появляется возможность уменьшить

температуру уже на величину порядка 300–400 °С, а для никелевых сплавов – на 180 °С при схожих плотностях тока эмиссии, изображенных на рис. 6.

Очевидно, что большее снижение работы выхода может дать еще большее уменьшение температуры и температурных напряжений. Поскольку уменьшение температуры при тех же нагрузках дает увеличение ресурса, то в данном случае можно утверждать, что повышение ресурса ЛТ ГП КЛА до 100 000 часов возможно.

На рис. 7 показана величина снижения температуры никелевых сплавов от плотности тока эмиссии.

Как видно из рис. 7, электронное охлаждение достигается при низких плотностях тока эмиссии, что

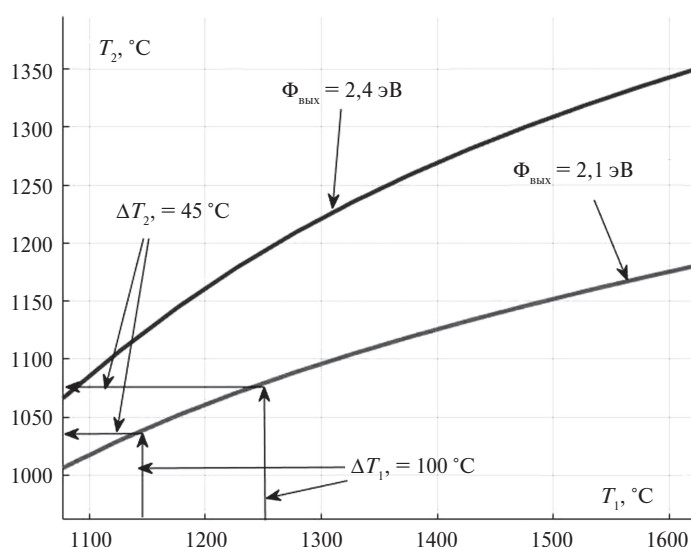


Рисунок 4. График зависимости температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2,1$  эВ,  $\Phi_{\text{вых}} = 2,4$  эВ и  $\epsilon = 0,6$  (для никелевых сплавов)

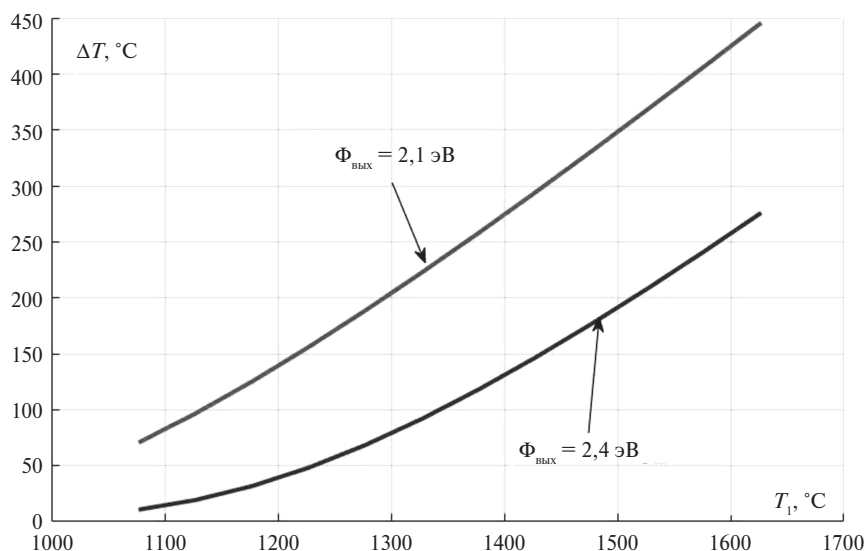


Рисунок 5. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2,1$  эВ,  $\Phi_{\text{вых}} = 2,4$  эВ и  $\epsilon = 0,6$  (для никелевых сплавов)



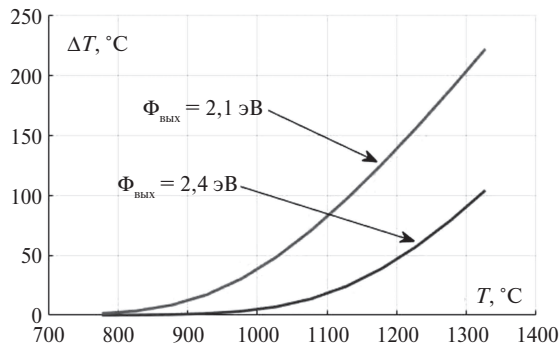


Рисунок 6. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2,1$  эВ,  $\Phi_{\text{вых}} = 2,4$  эВ и  $\varepsilon = 0,6$  (для никелевых сплавов)

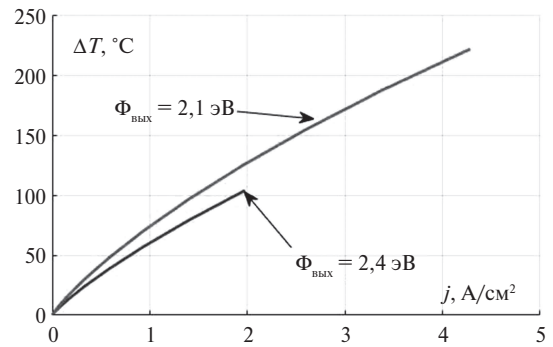


Рисунок 7. График зависимости величины снижения температуры лопаток турбины от плотности тока термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2,1$  эВ,  $\Phi_{\text{вых}} = 2,4$  эВ и  $\varepsilon = 0,6$  (для никелевых сплавов)

означает низкий уровень износа вследствие эрозии материала лопаток турбин.

Таким образом, в случае применения термоэмиссионной системы охлаждения газотурбинных преобразователей энергетических установок для обеспечения электроэнергией радиоэлектронной аппаратуры появляется возможность существенно повысить время работы радиоэлектронного оборудования на КА с одновременным увеличением массовых возможностей по ее размещению за счет увеличения ресурса газотурбинных преобразователей энергетических установок и времени работы КА в целом.

Это актуально, поскольку в настоящее время необходимо решать задачи по обеспечению связи, дистанционного зондирования Земли и слежения за космическими объектами в течение как можно более длительного промежутка времени, что позволит увеличить количество КА с радиоэлектронной целевой нагрузкой.

### Выводы

1. Рассмотрены варианты материалов керамических турбин, и проведено обоснование приме-

нения ЛТ на основе боридов и карбидов, которое заключается в возможности решения основных проблем керамических материалов при применении ТСО.

2. Приведены результаты оценок снижения температуры и температурных напряжений при применении ТСО в составе керамических ЛТ и ЛТ из никелевых сплавов.
3. Показано, что при применении ТСО появляется возможность снижения температуры керамических ЛТ вплоть до 400 °С и выше, при этом температурные напряжения, возникающие в ЛТ, также могут быть уменьшены более чем в 2 раза.
4. Представлена оценка эрозии ЛТ с ТСО на основе известных данных о скорости испарения катодов, которая при данных плотностях тока эмиссии и температуры не превысит 0,25 см за 100 000 часов.
5. Проведено обоснование возможности увеличения ресурса ЛТ до 100 000 часов, что составляет 11 лет и укладывается в требования к срокам эксплуатации ПКЛА с радиоэлектронным оборудованием без технического обслуживания.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Патент на изобретение РФ № 2573551. МПК F02C7/12 (2006.1). Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки / Колычев А. В., Керножицкий В. А. Заявитель и правообладатель: БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Колычев А. В., Керножицкий В. А. Заявка № 2014121444; заявл. 27.05.2014, опубл. 20.01.2016. Бюл. № 2.
2. Патент на изобретение РФ № 2578387. МПК F02C7/12 (2006.1). Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок / Колычев А. В., Керножицкий В. А. Заявитель и правообладатель: БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Колычев А. В., Керножицкий В. А. Заявка № 2014121449; заявл. 27.05.2014, опубл. 27.03.2016. Бюл. № 9.
3. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов с длительным сроком активного существования // Журнал «Исследования наукограда» 2017. Т. 1. № 2 (20). С. 55–60.
4. Коротеев А. С., Акимов В. Н., Гафаров А. А. Создание и перспективы применения космической ядерной энергетики в России // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 7. С. 3–15.
5. Ушаков Б. А., Никитин В. Д., Емельянов И. Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М.: Атомиздат, 1974. 288 с.

6. Квасников Л. А., Кайбышев В. З., Каландаришвили А. Г. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. М.: Изд-во МАИ, 2001. 240 с.
7. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма / под ред. Б. Я. Мойжеса, Г. Е. Пикуса. М.: Наука, 1973. 480 с.
8. Стаханов И. П., Черновец В. Е. Физика термоэмиссионных преобразователей. М.: Энергоатомиздат, 1985. 208 с.
9. Фоменко В. С. Эмиссионные свойства материалов. Киев: Наукова думка, 1981. 338 с.
10. Wilson V. C., Podkulski S. P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector. NASA contractor report CR-1416. Published by: US National Aeronautics And Space Administration, Publisher Location: Washington DC, USA, 90 p.
11. Высокоэффективный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана / В. С. Кресанов, Н. П. Малахов, В. В. Морозов и др. М.: Энергоатомиздат, 1987. 152 с.
12. Высокотемпературный керамический композиционный материал, устойчивый при длительной эксплуатации до 2000 °С с многоуровневой комплексной системой защиты / Д. В. Граценков, Н. Е. Щеголева, Е. П. Симоненко, Г. В. Ермакова // Энциклопедический справочник. 2011. № 8. С. 25–28.
13. Руднев А. М., Дикий К. Л. Повышение жаропрочности керамических материалов путем создания волокнистых структур // Вісник СевНТУ. 2011. № 119. С. 50–53.
14. Прямилова Е. Н., Пойлов В. З., Лямин Ю. Б. Термохимическая стойкость керамики на основе боридов циркония и гафния // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Химическая технология и биотехнология. 2014. № 4. С. 55–67.
15. Варрик Н. М., Ивахненко Ю. А., Максимов В. Г. Оксид-оксидные композиционные материалы для газотурбинных двигателей (обзор) // Труды ВИАМ. М.: Изд-во «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», 2014. № 8. С. 3–21.
16. Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Иосилевич Г. Б. Расчет на прочность деталей машин: справочник. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1993. 640 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Колычев Алексей Васильевич**, старший преподаватель, старший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (911) 996-54-16, e-mail: vakern@mail.ru.

**Керножицкий Владимир Андреевич**, доцент, профессор кафедры систем управления и компьютерных технологий, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 952-75-24, e-mail: vakern@mail.ru.

**Левихин Артем Анатольевич**, зав. кафедрой А8 «Двигатели и энергоустановки ЛА», Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (905) 287-13-56, e-mail: levihin1981@gmail.com.

*For citation: Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A., Levikhin A. A. About materials of the thermoemission cooling system of blades of turbines of gas turbine converters of aerospace crafts of radio-electronic remote sensing of the Earth. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 89–95. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-89-95*

A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy, A. A. Levikhin

## ABOUT MATERIALS OF THE THERMOEMISSION COOLING SYSTEM OF BLADES OF TURBINES OF GAS TURBINE CONVERTERS OF AEROSPACE CRAFTS OF RADIO-ELECTRONIC REMOTE SENSING OF THE EARTH

Rated estimates of effect of application of the Thermal electron emission Way of Cooling (TWC) of blades of turbines (BT) of the gas turbine converters (GTC) of the Space Aircraft (SA) developed in in D. F. Ustinov Baltic State Technical University «VOENMEH» are given in the present article. Relevance of development of TWC is confirmed by the fact that now in the Russian Federation development of the SA platform with the energy basis at the heart of which the principle of gas turbine transformation is conducted. However, because of low reliability of its basic elements – blades of turbines in operating conditions, it is necessary to reduce temperature in installation that reduces efficiency and increases the weight and dimensions of SA in general. It means that taking into account opportunities of modern means of removal, opportunities for equipment of SA of the radio-electronic equipment are reduced and characteristics of SA with radio equipment in general decrease. Improvement of these characteristics requires increase of reliability of blades of turbines and increase on this basis of temperature of GTC, its efficiency with simultaneous decrease in weight and dimensions. But in this case it is supposed that turbine blades will be made of the ceramic materials functioning in the environment of the inert gases heated from onboard source of heat energy. One of problems at the same time is emergence of temperature gradients, tension and deformations that can lead to emergence of cracks. However, if to execute ceramic blades from metalsimilar connections (borida, carbides, alloys of borid and carbides) using TWC, then opportunity essential (more, than twice) decrease in both TB temperature, and temperature differences, and tension in TB design appears. In article it is also shown that decrease in temperature stresses in design of hot elements at equivalent heat load is reached due to fundamental properties of thermionic emission, namely thanks to dependence of intensity of thermionic emission and electronic cooling on temperature.

**Keywords:** thermionic emission, thermionic cooling system of turbine blades, gas turbine converter, spacecraft.

## REFERENCES

1. Patent RF № 2573551. MPK F02C7/12 (2006.1). Turbine Blade of Gas Turbine Plant cooling method. Kolychev A.V., Kernozhchkiy V.A. Zayavitel i patentoobladatel: BGTU VOENMEKH im. D.F. Ustinova, Kolychev A.V., Kernozhchkiy V.A. Zayavka № 2014121444; zayavl. 27.05.2014, opubl. 20.01.2016. Bul. no. 2 (In Russian).
2. Patent RF № 2578387. MPK F02C7/12 (2006.1). Cooling device of gas turbine plant turbine blades. Kolychev A.V., Kernozhchkiy V.A. Zayavitel i patentoobladatel: BGTU VOENMEKH im. D.F. Ustinova, Kolychev A.V., Kernozhchkiy V.A. Zayavka № 2014121449; zayavl. 27.05.2014, opubl. 27.03.2016. Bul. no. 9 (In Russian).
3. Kolychev A.V., Kernozhchkiy V.A. Thermoionic way and the device of cooling of shovels of turbines of gas-turbine converters of spacecrafts with the long term of the fissile existence. *Zhurnal «Issledovaniya Naukograda»*, 2017, vol. 1, no. 2 (20), pp. 55–60 (In Russian).
4. Koroteev A.S., Akimov V.N., Gafarov A.A. Creation and the prospects of application of a space nuclear power engineering in Russia. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal «Polet»*, 2007, no. 7, pp. 3–15 (In Russian).
5. Ushakov B.A., Nikitin V.D., Emelyanov I. Ya. *Osnovy termoezhmissionnogo preobrazovaniya ehnergii* [Fundamentals of thermionic energy conversion]. Moscow, Atomizdat Publ., 1974, 288 p. (In Russian).
6. Kvasnikov L.A., Kaybyshev V.Z., Kalendarishvili A. G. *Rabochie processy v termoezhmissionnykh preobrazovatelyakh yadernykh ehnergeticheskikh ustanovok* [Working processes in thermionic converters of nuclear power plant]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2001, 240 p. (In Russian).
7. *Termoezhmissionnye preobrazovateli i nizkotemperaturnaya plazma* [Thermionic converters and the low-temperature plasma]. In: B. Ya. Moyzhesa, G. E. Pikusa, ed. Moscow, Nauka Publ., 1973, 480 p. (In Russian).
8. Stakhanov I.P., Chernovets V.E. *Fizika termoezhmissionnykh preobrazovatelej* [Physics of thermionic converters]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1985, 208 p. (In Russian).
9. Fomenko V. S. *Ezhmissionnye svoystva materialov* [Thermionic properties of materials]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1981, 338 p. (In Russian).
10. Wilson V.C., Podkulski S.P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector. NASA contractor report CR-1416, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D. C., august 1969, Washington DC, 34 p.
11. Kresanov V.S., Malakhov N.P., Morozov V.V. et al. *Vysokoeffektivnyj ehmitter ehlektronov na osnove geksaborida lantana* [The high performance emitter of electrons on the basis of lanthanum hexaboride]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1987, 152 p. (In Russian).
12. Grashchenkov D.V., Shchegoleva N.E., Simonenko E.P., Ermakova G.V. *Vysokotemperaturnyj keramicheskij kompozitsionnyj material, ustojchivyy pri dlitelnoj ehkspluatacii do 2000 °C s mnogourovnevnoj kompleksnoj sistemoy zashchity* [The high-temperature ceramic composite steady at the long-lived operation up to 2000 °C with the multilevel complex system of protection]. *Entsiklopedicheskiy spravochnik*, 2011, no. 8, pp. 25–28 (In Russian).
13. Rudnev A.M., Dikiy K.L. Increase in thermal stability of ceramic materials by creation of fibrous structures. *Visnik SevNTU*, 2011, no. 119, pp. 50–53 (In Russian).
14. Pryamilo E.N., Poylov V.Z., Lyamin Yu.B. Thermochemical firmness of ceramics on the basis of borides of zirconium and hafnium. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Himicheskaya tekhnologiya i biotekhnologiya*, 2014, no. 4, pp. 55–67 (In Russian).
15. Varrik N.M., Ivakhnenko Yu. A., Maksimov V.G. Oxide-oxide-coated composites for gas-turbine engines (review). *Trudy VIAM*, 2014, no. 8, pp. 3–21 (In Russian).
16. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. *Raschet na prochnost detalej mashin: spravochnik* [Calculation on durability of details of cars]. 4-e izd., pererab. i dop. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1993, 640 p. (In Russian).

## AUTHORS

**Kolychev Aleksey**, senior teacher, senior researcher, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 996-54-16, e-mail: vakern@mail.ru.

**Kernozhchkiy Vladimir**, associate professor, professor of department of control systems and computer technology, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 952-75-24, e-mail: vakern@mail.ru.

**Levikhin Artem**, head of the department of A8 «Engines and the LA power installations», Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (905) 287-13-56, e-mail: levihin1981@gmail.com.

**А. В. Колычев<sup>1</sup>, В. А. Керножицкий<sup>1</sup>, Л. П. Юнаков<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ ИСТОЧНИК ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Актуальной проблемой современной техники является обеспечение электроэнергией радиоэлектронных систем дистанционного зондирования Земли космических аппаратов и комплексов, функционирующих в сложных погодных условиях, например, в Арктике или в случае чрезвычайной ситуации, когда необходимо подать сигнал «о необходимости помощи». В настоящей статье приведены сведения о разрабатываемом в БГТУ «ВОЕНМЕХ» гидродинамическом термоэмиссионном преобразователе (ГИТЭП), а также о варианте его лабораторного образца (ЛО). Устройство ГИТЭП заключается в том, что в активной зоне ГИТЭП организуется течение потоков слабоионизированной плазмы (ВПИГ) с высокими скоростями (0,5–7 км/с и выше). Это позволяет располагать рабочие поверхности катода и анода ГИТЭП на расстояниях, много больше характерных для классических ТЭП величин в 0,3–0,5 мм. Таким образом повышается надежность ГИТЭП за счет отсутствия необходимости поддержания малого зазора и сведения к минимуму негативных последствий изменения формы активной поверхности катода. Лабораторный образец предназначен для проведения комплексных экспериментальных исследований устройства ГИТЭП для двух видов рабочих тел – продуктов сгорания органического топлива и инертных газов с добавками щелочных металлов. Результаты настоящего исследования нашли свое отражение при выполнении работ по теме «Гексапод», проводимой в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Областью применения таких преобразователей являются автономные источники питания арктических транспортных средств, функционирующих на основе органического топлива и космических аппаратов радиоэлектронного дистанционного зондирования Земли со сверхдлительным сроком эксплуатации.

**Ключевые слова:** термоэлектронная эмиссия, гидродинамический термоэмиссионный преобразователь, высокоскоростные потоки слабо ионизированной плазмы.

## Введение

В данное время увеличивается потребность в КА радиоэлектронного зондирования Земли, работающих на орбитах, а также радиоэлектронных систем, функционирующих в условиях Арктики. Поэтому актуальным является развитие источников электроэнергии, получаемых в том числе путем преобразования избыточной тепловой энергии. К таким КА можно отнести как разрабатываемый в РФ транспортно-энергетический модуль, предназначенный для довыведения КА на различные орбиты, обеспечения функционирования радиоэлектронных систем, в том числе повышенной энергоемкости, очистки околоземного пространства от осколков и мусора, так и дальние межпланетные автоматические экспедиции.

Предполагается, что основой обеспечения электроэнергией указанных КЛА станет комплексная система с непосредственным преобразованием

тепловой энергии в электрическую. Поэтому разработка и дальнейшее совершенствование подобных систем электрообеспечения, несомненно, является актуальной.

Разработка систем непосредственного преобразования тепла в электричество имеет ряд проблем, связанных с обеспечением высокого ресурса подобных систем – генераторов электроэнергии для нужд КЛА. Так, для создания газотурбинного преобразования в составе энергоустановки КЛА нужен ряд сложных технических решений, в том числе обеспечение угловой скорости ротора турбины на базе магнитных подшипников [1–3]. Известные термоэмиссионные системы [4–9] имеют в своем составе электроды, которые располагаются через малый межэлектродный зазор друг от друга, что негативно сказывается на надежности такой системы преобразования в течение длительного срока службы без обслуживания порядка 10–15 лет. Существуют



также МГД-генераторы разных типов [10], которые пока характеризуются низким КПД при очень высоких (порядка 2200 °С) температурах рабочих газов (плазмы) и невысоким ресурсом электродов в активной зоне. Актуальными являются предложения новых способов и устройств превращения тепловой энергии в электричество повышенного ресурса для КЛА повышенной энергоемкости.

#### Описание технического решения

В БГТУ предложен и разрабатывается новый тип гидродинамических термоэмиссионных преобразователей (ГИТЭП) [11–13], основанных на организации в рабочей зоне термоэмиссионного преобразователя высокоскоростных потоков инертных и (частично ионизированных) газов (ВПИГ). При этом наличие легко ионизируемых добавок, например цезия, калия, бария, дает возможность существенно увеличить ток термоэлектронной эмиссии при нагреве [4–9]. Это также обеспечивает существенно большие межэлектродные зазоры при сравнимой с «закрытыми» типами (классическими) ТЭП генерируемой электрической мощности, и повысить таким образом надежность и ресурс ГИТЭП, выступающих в качестве генераторов электрической мощности КА.

ГИТЭП устроен таким образом, что в его активной зоне организуется высокоскоростное течение ВПИГ. Для этого на торце входного отверстия в зазоре между электродами (катодом и анодом) ГИТЭП закрепляется сопло, выходное сечение которого через пространство зазора связано со входным отверстием диффузора, а выход из диффузора последовательно соединен трубопроводом с источником подогрева инертных газов (рабочего тела) и с входным сечением сопла. Дополнительно в трубопроводе, соединяющем выход диффузора и вход сопла, размещен анод-сетка, воспринимающий «проскочившие» мимо анода электроны термоэмиссии и перенаправляющий их на катод.

Вид устройства ГИТЭП изображен на рис. 1.

При увеличении температуры катода, например от расположенного на борту источника тепла, осуществляется термоэмиссия электронов. Они при помощи ВПИГ переносятся на анод. Иными словами, при наличии ВПИГ формируется электропроводящий слой, обеспечивающий переход вышедших с катода электронов на анод.

Значительная часть электронов термоэмиссии падает на поверхность, расположенную на вспомогательном сеточном аноде. Величина межэлектродного зазора оказывает при этом незначительное влияние.

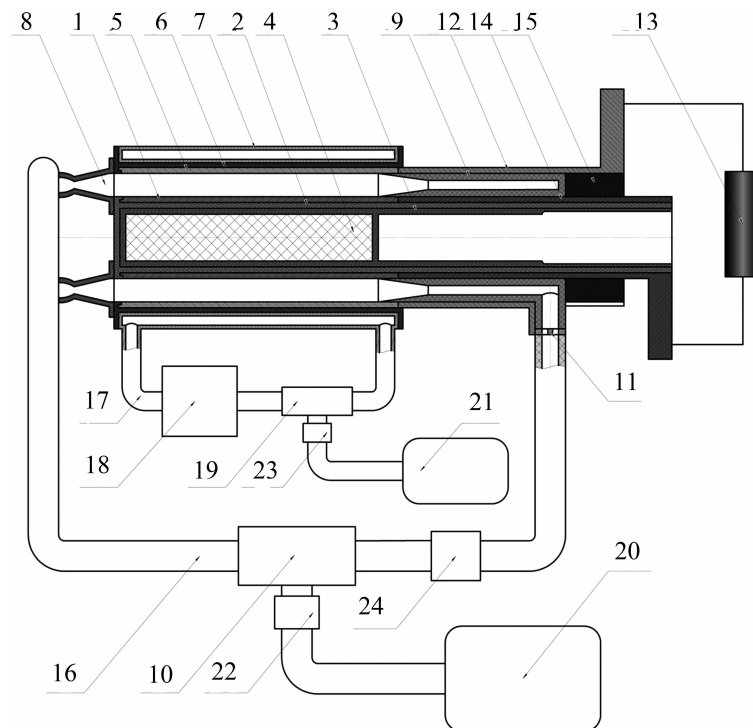


Рисунок 1. Принципиальная схема устройства ГИТЭП: 1 – катод; 2 – электроизоляционный слой катода; 3 – оболочка ядерного топлива; 4 – тепловой источник; 5 – анод; 6 – электроизоляция анода; 7 – охлаждающая система анода; 8 – сопло; 9 – диффузор; 10 – нагреватель; 11 – сеточный анод; 12 – анодный токовывод; 13 – электрический потребитель энергии; 14 – катодный токовывод; 15 – электроизоляционный слой; 16 – трубопровод; 17 – трубопровод охлаждающей системы анода; 18 – теплообменное устройство; 19 – насосная система; 20 – емкость для хранения рабочего тела; 21 – емкость для хранения охладителя анода; 22, 23 – клапаны; 24 – клапан обратный



Основу ВПИГ могут составлять легко ионизированные элементы и химические соединения, в том числе цезий, барий или плазма инертных газов.

Мировая новизна устройства ГИТЭП подтверждена патентами № 2538768 на изобретение и № 139811 на полезную модель.

Предлагаемый ГИТЭП характеризуется следующим:

1. ВПИГ обеспечивает перенос электронов за достаточно короткое время, за которое не происходит существенного уменьшения энергии электронов, что способствует получению высоких теплоэнергофизических характеристик преобразования.
2. ВПИГ ликвидирует пространственный заряд над эмиссионной поверхностью, что снижает ограничения на пространство зазора (до 5 см) между электродами при сравнимых характеристиках генерации по сравнению с известными типами ТЭП. При этом формы электродов оказывают на работу ГИТЭП слабое влияние. Форма электродов может меняться в процессе эксплуатации, потребность в дистанциаторах также отсутствует. Это приводит к увеличению ресурса ГИТЭП при применении известных источников тепла в течение 15–20 и более лет эксплуатации.
3. Материалы термоэмиссионных слоев могут иметь относительно невысокую стоимость с развитой термоэмиссионной поверхностью без ущерба для ресурса ГИТЭП.
4. ВПИГ устраняет технологические газы из межэлектродных промежутков, которые могли бы оказать влияние на термоэмиссионные свойства материалов электродов.
5. ВПИГ сносит пространственный заряд по направлению своего движения, снижая тем самым потери напряжения между электродами с ростом КПД генерации электрической энергии. Передача кинетической энергии движения ВПИГ электронам эмиссии может также поспособствовать получению на борту дополнительной электрической энергии.

ГИТЭП – это новые энергетические установки с превращением тепловой энергии в электричество повышенного ресурса, обеспечивающие автономное функционирование радиоэлектронной аппаратуры КЛА в ближнем и дальнем космическом пространстве.

Предполагаемые в настоящей статье технические решения обладают технологической простотой, базируются на применении отечественных материалов и уникальных отечественных технологий. Это обуславливает высокую надежность создаваемых на их основе энергетических установок

и сокращает сроки их отработки и ввода в эксплуатацию.

В ходе исследований возникло предположение, которое заключается в том, что подобные ГИТЭП могут работать на основе газов – продуктов сгорания органического топлива. Это позволит расширить область применения ГИТЭП, включив в нее объекты, предназначенные для освоения новых территорий, например, Арктики.

### Результаты исследований

На следующем этапе предполагаются экспериментальные исследования лабораторного образца (ЛО) ГИТЭП. Для этого на первом этапе разработан облик ЛО ГИТЭП на продуктах сгорания органического топлива, по причине того, что их получение и применение для исследований не представляется проблематичным.

Разработанный ЛО ГИТЭП представлен на рис. 2.

Предлагаемое устройство включает в себя катод, анод, токовывод, токоввод, полезную нагрузку, канал движения рабочего тела, подставку, фиксатор, крепеж, гильзу, гайки и электроизолирующие прокладки.

Катод 1 предназначен для обеспечения эмиссии электронов при нагреве, анод 2 предназначен для восприятия электронов из потока рабочего тела и перенаправления его в токовывод 3, полезную нагрузку 5 и токоввод 4. Причем работа выхода катода 1 больше работы выхода анода 2, что приводит к возникновению разности потенциалов, которая усиливается в 1,5–2 раза за счет острой формы катода 1. В полезной нагрузке совершается полезная работа электронов за счет тепла, полученного при нагреве катода 1. Канал движения рабочего тела 6 предназначен для направленного движения рабочего тела от катода на выход. Подставка 7 предназначена для надежного расположения ЛО ГИТЭП в заданном месте, фиксатор 8 – для фиксации анода 2 в заданном положении при воздействии на него набегающего потока рабочего тела.

Крепеж 9 предназначен для жесткой связи ЛО ГИТЭП с платформой. Гильза 10 предназначена для охлаждения анода 2 за счет большей интегральной степени черноты. Гайки 11 предназначены для фиксации через токоввод 4 и токовывод 3 катода 1 и анода 2.

Предлагаемый ЛО ГИТЭП работает следующим образом.

На катод 1 начинает подаваться рабочее тело, например, продукты сгорания пропана и кислорода. В результате катод 1 нагревается до температур, при которых с его поверхности начинают выходить горячие электроны. За счет проводящей среды

продуктов сгорания и контактной разности потенциалов между катодом 1 и анодом 2 электроны попадают на анод и воспринимаются им. Часть тепловой энергии «горячих» электронов идет на нагрев анода, а за счет другой части тепловой энергии они совершают работу в полезной нагрузке 5, куда попадают через токовывод 3. Одновременно за счет развитой внешней поверхности анода, его массивности и степени черноты температура анода поддерживается на уровне ниже температуры катода 1, что способствует усилению разности потенциалов в течение всего времени работы. После полезной нагрузки 5 «остывшие» электроны через токовывод 4 попадают в катод 1, и цикл генерации электроэнергии повторяется заново.

На основе имеющихся данных по плотности тока эмиссии и ресурса выбранных материалов при соответствующих температурах [4–10, 14] можно ожидать характеристик устройства, показанных в таблице.

Так, достоверно известно, что существуют материалы с повышенной эмиссионной способностью (пониженной работой выхода) при нагреве. Таков, например, торированный вольфрам, который функционирует в среде аргона. В этом случае «отравления» не происходит, и за счет более низкой работы выхода электроды функционируют при более низких температурах и не разрушаются.

Однако, в отличие от варианта с инертными газами, в случае применения продуктов сгорания органического топлива существует возможность «отравления» катода и уменьшение термоэмиссии за счет образования новых химических соединений. Но наличие высокоскоростного высокотемпературного потока и высокой температуры катода может привести к компенсации процессов «отравления» путем десорбции и последующего уноса «отравляющих» элементов. В результате катод может функционировать аналогично функционированию ГИТЭП в среде инертных газов. Предварительные испытания показали, что на некоторых материалах и при определенной температуре продуктов сгорания органического топлива изменений в величине тока не происходит, однако полученные данные требуют подтверждения.

Материалы можно разделить на две группы: материалы электродов (катода и анода) и материалы конструкции.

В качестве материалов катода 1 и анода 2 предлагаются материалы из гексаборидов, характеризующихся высокими термоэмиссионными и прочностными свойствами при высоких температурах [4–10]. При этом разница между работами выхода катода 1 и анода 2 приводит к появлению полезного напряжения, которое усиливается за счет острой формы катода 1.

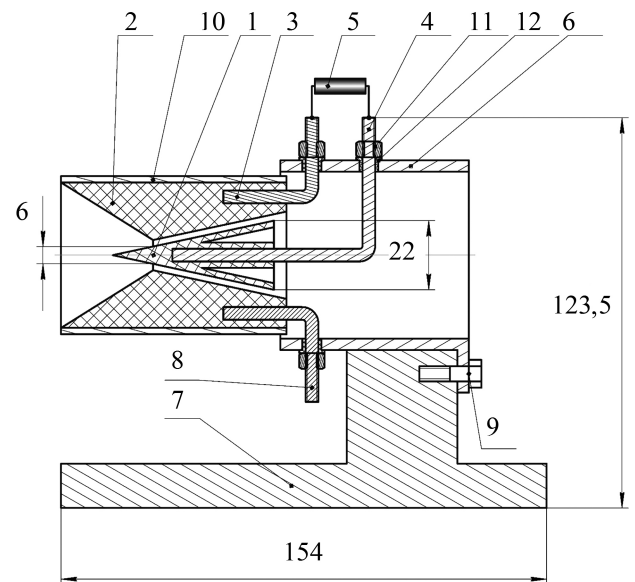


Рисунок 2. Предлагаемое устройство лабораторного образца гидродинамического генератора: 1 – катод; 2 – анод; 3 – токовывод; 4 – токоввод; 5 – полезная нагрузка; 6 – канал движения рабочего тела; 7 – подставка; 8 – фиксатор; 9 – крепеж; 10 – гильза; 11 – гайка; 12 – электроизолирующая прокладка

Таблица. Ожидаемые характеристики ЛО ГИТЭП

Название характеристики	Численное значение
Суммарная электрическая мощность	4–5 Вт
Средняя плотность тока эмиссии	1–2 А/см <sup>2</sup>
Средняя температура катода	1600–1700 К
Средняя площадь эмиссии катода	5–6 см <sup>2</sup>
Генерируемое напряжение	0,75–1 В

Поверхности катода 1 и анода 2 могут окисляться при высоких температурах. Однако наличие высокоскоростного потока позволит обеспечить унос образующихся оксидов. Кроме того, в [6] утверждается, что величина низкой работы выхода гексаборидов объясняется внутренней структурой материала.

В качестве материалов токовывода 3, токоввода 4 и канала движения рабочего тела 6 предлагается освоенная промышленностью сталь ХН78Т с высокими прочностными характеристиками при высоких температурах. Для гильзы 10 предлагается хромоникелевый сплав с интегральной степенью черноты 0,64–0,76. Во время окисления при более высоких температурах степень черноты может вырасти до 0,86.

Для платформы 7, крепежа 9 и гаек 11 предлагается применять стандартный для таких изделий материал 14Х17Н2.

Для электроизолирующих прокладок 12 предлагается хорошо зарекомендовавший себя в подобных системах материал на основе  $Al_2O_3$ .

Параллельно ведется разработка ЛО ГИТЭП на основе применения инертных газов.

### Выводы

Разработанные технические решения при создании ЛО ГИТЭП обладают технологической новизной и простотой, базируются на применении материалов и технологий РФ. Это придает высокую надежность создаваемым на их основе энергетическим установкам и сокращает сроки их отработки и ввода в эксплуатацию.

Таким образом, на основе применения ГИТЭП появляется возможность создания новых энергетических установок с прямым превращением тепловой энергии в электричество повышенной надежности и долговечности, способных обеспечить

функционирование радиоэлектронной аппаратуры КЛА в ближнем и дальнем космосе.

Предлагаемые в настоящей статье технические решения обладают технологической простотой, базируются на применении отечественных материалов и уникальных отечественных технологий. Это обуславливает высокую надежность создаваемых на их основе энергетических установок и сокращает сроки их отработки и ввода в эксплуатацию.

ГИТЭП может стать основой для создания транспортной энергетической платформы и орбитального буксировочного КЛА, крупногабаритных КЛА, в том числе орбитальных платформ для сборки на орбите крупногабаритных конструкций со сверхдлительным сроком активного существования, других объектов ракетно-космической техники, предназначенных для решения основных задач исследования и освоения Солнечной системы.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Космические ядерные энергетические установки суб- и мегаваттного класса. Ч. 2. Системы преобразования тепловой энергии реактора в электрическую и отвода неиспользованного тепла (обзор) / Ю.Г. Драгунов, Б.А. Габараев, В.В. Ужанова, М.С. Беляков, М.М. Селиверстов // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2014. № 3. С. 130–140.
2. Мощные энергодвигательные установки космического назначения с газотурбинным преобразованием энергии по замкнутому циклу Брайтона и особенности их экспериментальной отработки / Д.И. Андрианов, Л.Э. Захаренков, А.В. Каревский и др. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 7 (55). С. 9.
3. Коротеев А.С., Акимов В.Н., Гафаров А.А. Создание и перспективы применения космической ядерной энергетики в России // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 7. С. 3–15.
4. Ушаков Б.А., Никитин В.Д., Емельянов И.Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М.: Атомиздат, 1974. 288 с.
5. Квасников Л.А., Кайбышев В.З., Каландаришвили А.Г. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. М.: Изд-во МАИ, 2001. 240 с.
6. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма / под ред. Б.Я. Мойжеса, Г.Е. Пикуса. М.: Наука, 1973. 480 с.
7. Стаханов И.П., Черновец В.Е. Физика термоэмиссионных преобразователей. М.: Энергоатомиздат, 1985. 208 с.
8. Фоменко В.С. Эмиссионные свойства материалов. Киев: Наукова думка, 1981, 338 с.
9. Wilson V.C., Podkulski S.P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector. NASA contractor report CR-1416. WASHINGTON DC.
10. Стяжкин В.С., Шмакова Л.А., Вальцева А.И. МГД-генераторы: направления развития и перспективы. Энерго- и ресурсосбережение. Энергообеспечение. Нетрадиционные и возобновляемые источники энергии // Материалы Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, Екатеринбург, 16–19 декабря 2014 г. / под общ. ред. д.э. н., проф. Н.И. Данилова. в 2 т. Екатеринбург: УрФУ, 2015. Т. 1. 280 с.
11. Патент РФ № 2538768. МПК G21C3/40. Термоэмиссионный электрогенерирующий канал / Керножицкий В.А., Колычев А.В., Атамасов В.Д., Романов А.В., Шаталов И.В. Заявители и патентообладатели: Керножицкий В.А., Колычев А.В., Атамасов В.Д., Романов А.В., Шаталов И.В. Заявка № 2013143069/07; заявл. 20.09.2013, опубл. 10.01.2015. Бюл. № 1.
12. Патент РФ № 139811. МПК G21C3/40. Термоэмиссионный электрогенерирующий канал / Керножицкий В.А., Колычев А.В., Ипатов О.С. Заявитель и патентообладатель: БГТУ, Керножицкий В.А., Колычев А.В., Ипатов О.С. Заявка № 2013145364/07; заявл. 09.10.2013, опубл. 27.04.2014. Бюл. № 12.
13. Колычев А.В., Керножицкий В.А. Гидродинамические термоэмиссионные преобразователи энергетических установок космических аппаратов со сверхдлительным сроком активного существования // Журнал «Исследования Наукограда». 2017. Т. 1. № 3. с. 126–129.
14. Высокоэффективный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана / В.С. Кресанов, Н.П. Малахов, В.В. Морозов и др. М.: Энергоатомиздат, 1987. 152 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Колычев Алексей Васильевич**, старший преподаватель, старший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (911) 996-54-16, e-mail: vakern@mail.ru.

**Керножицкий Владимир Андреевич**, доцент, профессор кафедры систем управления и компьютерных технологий, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 952-75-24, e-mail: vakern@mail.ru.

**Юнаков Леонид Павлович**, декан факультета ракетно-космической техники, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (905) 287-13-56, e-mail: unakovlp@rambler.ru.

*For citation: Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A., Unakov L. P. Hydrodynamic thermoionic source of spacecraft radio-electronic systems power supply. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 96–102. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-96-102*

A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy, L. P. Unakov

## HYDRODYNAMIC THERMOIONIC SOURCE OF SPACECRAFT RADIO-ELECTRONIC SYSTEMS POWER SUPPLY

Actual problem of modern equipment is the electricity supply of radio-electronic systems of remote sensing of Earth of the spacecrafts and complexes functioning in difficult weather conditions, for example, in the Arctic or in case of emergency situation when it is necessary to give signal «about need of the help». Data on the hydrodynamic thermal electron emission converter (HTEEC) developed in Baltic State Technical University VOENMEH, and also on option of its laboratory sample (LS) are provided in the present article. The HTEEC device is that in active zone HTEEC the current of flows of weakly ionized plasma (FWIP) with high speeds will be organized (0,5–7 km/s and above). It allows to have working surfaces of the cathode and GITEP anode at distances much more than sizes, characteristic of classical TEC, in 0,3–0,5 mm. Thus reliability of HTEEC due to lack of need of maintenance of fine-line spacing and minimizing of negative effects of change of form of active surface of the cathode increases. The laboratory sample is intended for carrying out complex pilot studies of the HTEEC device for two types of propulsive masses – combustion products of organic fuel and inert gases with additives of alkaline metals. Results of the real research have found the reflection when working on the subject «Geksapod» which is carried out to Baltic State Technical University VOENMEH. Field of application of such converters is independent power sources of the Arctic vehicles functioning on the basis of organic fuel and spacecrafts of radio-electronic remote sensing of Earth with superlong life.

**Keywords:** thermionic emission, hydrodynamic thermionic converter, high-speed flows of easy ionized plasma.

## REFERENCES

1. Dragunov Yu. G., Gabaraev B. A., Uzhanova V. V., Belyakov M. S., Seliverstov M. M. The systems of transformation of thermal energy of the reactor in electric and withdrawal of unused heat (review). *Problemy mashinostroeniya i avtomatizatsii*, 2014, no. 3, pp. 130–140 (In Russian).
2. Andrianov D. I., Zakharenkov L. E., Karevskiy A. V. et al. Potent power propulsion systems of space appointment with gas-turbine transformation of energy on a closed circuit of Brighton and feature of their experimental working off. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii*, 2016, no. 7 (55), p. 9 (In Russian).
3. Koroteev A. S., Akimov V. N., Gafarov A. A. Creation and the prospects of application of a space nuclear power engineering in Russia. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal «Polet»*, 2007, no. 7, pp. 3–15 (In Russian).
4. Ushakov B. A., Nikitin V. D., Emelyanov I. Ya. *Osnovy termoehmisionnogo preobrazovaniya ehnergii* [Fundamentals of thermionic energy conversion]. Moscow, Atomizdat Publ., 1974, 288 p. (In Russian).
5. Kvasnikov L. A., Kaybyshev V. Z., Kalandarishvili A. G. *Rabochie processy v termoehmisionnykh preobrazovatelyakh yadernykh ehnergeticheskikh ustanovok* [Working processes in thermionic converters of nuclear power plants]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2001, 240 p. (In Russian).
6. *Termoehmisionnye preobrazovateli i nizkotemperaturnaya plazma* [Thermoissue converters and the low-temperature plasma]. In: B. Ya. Moyzhesa, G. E. Pikusa, ed. Moscow, Nauka Publ., 1973, 480 p. (In Russian).
7. Stakhanov I. P., Chernovets V. E. *Fizika termoehmisionnykh preobrazovateley* [Physics of thermionic converters]. Moscow, Ehnergoatomizdat Publ., 1985, 208 p. (In Russian).
8. Fomenko V. S. *Ehmisionnye svoystva materialov* [Thermionic properties of materials]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1981, 338 p. (In Russian).
9. Wilson V. C., Podkulskiy S. P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector. NASA contractor report CR-1416. WASHINGTON DC.
10. Styazhkin V. S., Shmakova L. A., Valtseva A. I. MHD-generators: directions of development and prospect. Power – and resource-saving. Power supply. Nonconventional and renewables. *Materialy Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii studentov, aspirantov i molodykh uchenykh s mezhdunarodnym uchastiem*, 2015, pp. 240–242 (In Russian).
11. Patent RF № 2538768. MPK G21C3/40. The thermoemission electrogenerating channel. Kernozhickiy V. A., Kolychev A. V., Atamasov V. D., Romanov A. V., Shatalov I. V. Zayaviteli i patentobladateli: Kernozhickiy V. A., Kolychev A. V., Atamasov V. D., Romanov A. V., Shatalov I. V. Zayavka № 2013143069/07; zayavl. 20.09.2013, opubl. 10.01.2015. Bul. no. 1 (In Russian).



12. Patent RF № 139811. MPK G21C3/40. The thermoemission electrogenerating channel. Kernozhickiy V. A., Kolychev A. V., Ipatov O. S. Zayavitel i patentoobladatel: BGTU, Kernozhickiy V. A., Kolychev A. V., Ipatov O. S. Zayavka № 2013145364/07; zayavl. 09.10.2013, opubl. 27.04.2014. Bul. no. 12 (In Russian).
13. Kolychev A. V., Kernozhickiy V. A. Hydrodynamic thermionic converters of power stations of spacecrafts with the superlong term of the fissile existence. *Zhurnal «Issledovaniya Naukograda»*, 2017, vol. 1, no. 3, pp. 126–129 (In Russian).
14. Kresanov V. S., Malakhov N. P., Morozov V. V. et al. *Vysokoeffektivnyj ehmitter ehlektronov na osnove gekhsaborida lantana* [The high efficiency emitter of electrons on the basis of lanthanum hexaboride]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1987, 152 p. (In Russian).

## AUTHORS

**Kolychev Aleksey**, senior teacher, the senior research associate, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 996-54-16, e-mail: vakern@mail.ru.

**Kernozhitskiy Vladimir**, associate professor, professor of department of control systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 952-75-24, e-mail: vakern@mail.ru.

**Unakov Leonid**, dean of faculty «Rocket and Space Technology», Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (905) 287-13-56, e-mail: unakovlp@rambler.ru.



Для цитирования: Джукич Д. Й., Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Мороз А. В., Слободзян Н. С. Цифровое управление гексаподом на основе обратной модели динамики с реализацией на радиационно стойком ARM-микроконтроллере // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 103–110.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-103-110  
УДК 681.5

**Д. Й. Джукич<sup>1</sup>, Ю. А. Жуков<sup>1</sup>, Е. Б. Коротков<sup>1</sup>, А. В. Мороз<sup>1</sup>,  
Н. С. Слободзян<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# **ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГЕКСАПОДОМ НА ОСНОВЕ ОБРАТНОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ С РЕАЛИЗАЦИЕЙ НА РАДИАЦИОННО СТОЙКОМ ARM-МИКРОКОНТРОЛЛЕРЕ\***

*Данные исследования являются частью актуальных работ, проводимых БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по проектированию и созданию прецизионного механизма с параллельной кинематикой типа «гексапод». В современных разработках систем управления роботами наиболее популярен подход к регулированию, основанный на обратной модели динамики. В настоящей статье исследуется качество управления и реализуемость указанного подхода в системе управления гексаподом на основе отечественного радиационно стойкого микроконтроллера. Дано математическое описание модели динамики гексапода и алгоритма управления. Описывается модель цифровой системы управления, реализованной в среде MATLAB Simulink. Получены оценки качества регулирования гексаподом в контурном режиме управления. Оценивается программная реализация алгоритма управления в операционной системе реального времени Keil RTX на языке программирования C++. Определяется период квантования, необходимый для воплощения исследуемого алгоритма.*

**Ключевые слова:** гексапод, платформа Стюарта, модель динамики гексапода, обратная модель динамики, динамическое управление, микроконтроллер.

## **Введение**

Механизмы с параллельной структурой все шире внедряются в аэрокосмической отрасли. БГТУ «ВОЕНМЕХ» принимает участие в совместных работах с АО «ИСС» им. М. Ф. Решетнева» [1] по созданию систем стабилизации и наведения бортовых приборов космических аппаратов на базе этих механизмов [2].

Сегодня нами активно создаются системы позиционирования и ориентации повышенной точности на базе механизмов с параллельной кинематической структурой (МПС) [2], большинство из которых являются модификацией платформы Стюарта [3]. Несомненные достоинства МПК [2] обуславливают широкий спектр их применения в разнообразных отечественных и зарубежных мехатронных системах.

Объектом наших исследований является МПК космического назначения на основе шести

линейных приводов, изображенный на рис. 1. МПК состоит из неподвижной платформы (основания) и подвижной платформы. Механически платформы соединены с помощью шести одинаковых звеньев – ног (также называемых штангами или стойками). Каждая нога состоит из двух полуштанг, одна из которых выдвигается относительно другой (нога, таким образом, содержит линейный привод). К платформам ноги крепятся с помощью шарниров.

Экстремальная рабочая среда определяет жесткие требования к реализации аппаратной части гексапода. Система управления разрабатывается на основе отечественного радиационно стойкого микроконтроллера [4]. Поэтому актуальными и важными являются задачи оценки реализуемости и улучшения качественных показателей проектируемых алгоритмов управления.

\* Настоящая работа проведена в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218. НИОКТР выполняется при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (договор от 01.12.2015 № 02.G25.31.0160). Работы ведутся в организации Головного исполнителя НИОКТР ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

В теории и практике проектирования робототехнических устройств широкую популярность получили алгоритмы, основанные на решении обратной задачи динамики. В российских источниках этот подход описывается как динамическое управление [5], а в иностранных работах большей популярностью пользуется термин «computed torque control» (управление на основе расчетного момента) [6]. В источниках [7–10] определены и решены задачи динамики и кинематики исследуемого МПК. В современных работах [11–15] исследованы возможности указанного подхода в задачах контурного управления параллельными механизмами. В [11, 12] моделируется система управления гидроприводами платформы Стюарта. В [13, 14] определены структуры управления в пространстве обобщенных координат (длин ног) и в декартовом пространстве. В [15] апробируется подход на основе упрощенной обратной модели динамики. В [16] исследован и реализован регулятор в цифровой системе управления на базе персонального компьютера.

В существующих работах не исследована работа параллельного механизма с крупногабаритной нагрузкой в условиях невесомости; не получены оценки реализуемости алгоритмов управления во встраиваемых системах регулирования. Поэтому основной целью настоящей работы является оценка реализуемости и качества алгоритмов управления на основе обратной модели динамики в цифровой системе регулирования гексаподом космического назначения.

### Кинематика и динамика подвижной платформы

Вопросы кинематики гексапода подробно изложены в работах [7, 8, 10]. Рассматривается кинематика механизма с симметричным расположением точек соединения шарниров к основанию и платформе, как показано на кинематической схеме на рис. 2. Положение и ориентация подвижной платформы гексапода задается вектором



Рисунок 1. Эскиз гексапода

с шестью координатами  $q = [X, Y, Z, \varphi, \theta, \psi]^T$ , где  $X, Y, Z$  – декартовы координаты положения центра;  $\varphi, \theta, \psi$  – углы ориентации подвижной платформы (углы Эйлера).

При управлении гексаподом решаются две задачи кинематики – прямая и обратная. Обратная задача сводится к вычислению длин ног гексапода по заданному вектору положения платформы –  $q$ . По существу, решение обратной задачи [7, 8] кинематики представляется набором нелинейных алгебраических выражений

$$L = H(q). \quad (1)$$

Прямая задача кинематики заключается в нахождении положения подвижной платформы по заданным длинам ног. Решение прямой задачи кинематики [8] находится, как правило, численным методом Ньютона-Рафсона по заданным длинам ног  $L_r$ .

Для матрицы Якоби платформы Стюарта известно выражение [7]

$$J(q) = \frac{\partial H}{\partial q} = J_1 J_2, \quad (2)$$

где  $J_1$  – матрица Якоби, связывающая линейные скорости в декартовых координатах со скоростями длин ног;  $J_2$  – матрица Якоби, определяющая связь линейных скоростей в декартовых координатах с обобщенными скоростями.

Матрица  $J_1$  вычисляется из соотношения

$$J_1 = \begin{bmatrix} u_1^T & 0_{1 \times 3} & \cdots & 0_{1 \times 3} \\ 0_{1 \times 3} & u_2^T & \cdots & 0_{1 \times 3} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & \cdots & u_6^T \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где  $u_i = (R(q)b_i + p - a_i)/L_i$  – орт, определяющий направление  $i$ -й ноги гексапода;  $p = [X, Y, Z]^T$  – декартовы координаты подвижной платформы;  $b_i = [x_{B_i}, y_{B_i}, z_{B_i}]^T$  – вектор координат точки крепления шарнира  $B_i$  в системе координат  $O'X'Y'Z'$ ;  $a_i$  – вектор

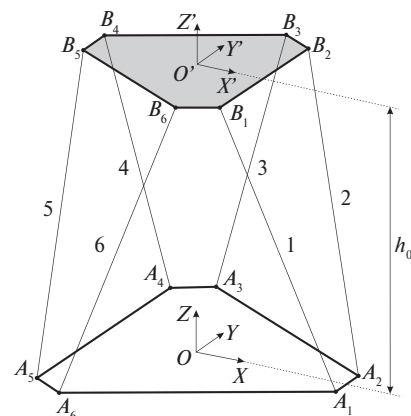


Рисунок 2. Кинематическая схема гексапода

координат точки крепления шарнира  $A_i$  в системе координат  $OXYZ$ ;  $0_{1 \times 3}$  – нулевой вектор-строка;  $R(q)$  – матрица поворота [7, 17].

Матрица  $J_2$  находится из соотношений

$$J_2 = \begin{cases} \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & R_{xx}b_1 & R_{yy}b_1 & R_{zz}b_1 \\ I_{3 \times 3} & R_{xx}b_2 & R_{yy}b_2 & R_{zz}b_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ I_{3 \times 3} & R_{xx}b_6 & R_{yy}b_6 & R_{zz}b_6 \end{bmatrix}, \\ R_{xx} = R_y(\theta)S(x)R_x(\varphi)R_z(\psi) \\ R_{yy} = S(y)R_y(\theta)R_x(\varphi)R_z(\psi) \\ R_{zz} = R_y(\theta)R_x(\varphi)S(z)R_z(\psi) \end{cases}, \quad (4)$$

где  $I_{3 \times 3}$  – единичная матрица;  $R_{xx}$ ,  $R_{yy}$ ,  $R_{zz}$  – вспомогательные матрицы, вычисленные из матриц простых поворотов  $R_x$ ,  $R_y$ ,  $R_z$  и кососимметричной матрицы  $S$  –

$$R_x(\varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix}, \quad R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix},$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad S(\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}) = \begin{bmatrix} 0 & -v_3 & v_2 \\ v_3 & 0 & -v_1 \\ -v_2 & v_1 & 0 \end{bmatrix},$$

причем  $S(v)$  вычисляется для векторов  $x = |1 \ 0 \ 0|^T$ ,  $y = |0 \ 1 \ 0|^T$ ,  $z = |0 \ 0 \ 1|^T$ .

Динамика платформы описывается матричным уравнением Лагранжа второго рода [9, 17]

$$M(q)\ddot{q} + N(q, \dot{q}) = J^T F, \quad (5)$$

где  $M(q)$  – матрица инерции платформы, определяемая выражением

$$M = \begin{bmatrix} M_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & M_p & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_{xx} \cos^2 \psi + J_{yy} \sin^2 \psi & (J_{xx} - J_{yy}) \cos \varphi \cos \psi \sin \psi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (J_{xx} - J_{yy}) \cos \varphi \cos \psi \sin \psi & (J_{xx} \sin^2 \psi + J_{yy} \cos^2 \psi) \cos^2 \varphi + J_{zz} \sin^2 \varphi & -J_{zz} \sin \varphi \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -J_{zz} \sin \varphi & J_{zz} \end{bmatrix},$$

в которой  $J_{xx}$ ,  $J_{yy}$ ,  $J_{zz}$  – осевые моменты инерции платформы;  $M_p$  – масса платформы;  $N(q, \dot{q})$  – вектор центробежных, кориолисовых и гравитационных сил. Компоненты матриц  $M(q)$  и  $N(q, \dot{q})$  определяются уравнением Лагранжа

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L_f}{\partial \dot{q}} \right) + \frac{\partial L_f}{\partial q} = \tau, \quad (6)$$

где  $L_f = \frac{1}{2} \dot{q}^T M(q) \dot{q} + M_p g(Z + Z'_c \cos \varphi \cos \theta)$  – функция Лагранжа для подвижной платформы, в которой  $Z'_c$  – координата центра масс платформы, смещенного по оси  $OZ'$ ;  $g$  – ускорение свободного падения.

## Алгоритмы цифрового управления гексаподом

Для решения задачи управления сбалансированным гексаподом (конструкция, в которой центр масс подвижной платформы близок к ее геометрическому центру, а масса платформы с объектом управления небольшая) применяют пропорционально-дифференциальные (ПД) или пропорционально-интегрально-дифференциальные (ПИД) регуляторы для управления силами в ногах. При этом проявляется одно из достоинств такого механизма – простое управление объектом в шести степенях свободы. В [18] показано, что при управлении объектом, у которого центр масс смещен значительно от геометрического центра платформы, пропорционально-дифференциальное или пропорционально-интегрально-дифференциальное управление дает положительный результат только при наличии в приводах жестких механических передач с большими передаточными числами.

Предлагается использовать управление на основе решения обратной задачи динамики, т.е. использовать обратную модель динамики гексапода (ОМД-регулятор). На практике при этом осуществляют комбинированное решение, используя ПД-или ПИД-регулятор совместно с ОМД-регулятором.

Указанный подход реализуется в двух вариантах регуляторов:

1. Управление в пространстве длин ног. При этом на основе заданного программного движения платформы  $q_p(t)$ ,  $\dot{q}_p(t)$ ,  $\ddot{q}_p(t)$  – векторов положений, скоростей и ускорений положений и ориентации в декартовом пространстве – из обратной модели динамики (1), а также на основе выражений

$$\dot{L} = J\dot{q}, \quad \ddot{L} = J\ddot{q} + \dot{J}\dot{q} \quad (7)$$

вычисляются  $L_p(t)$ ,  $\dot{L}_p(t)$ ,  $\ddot{L}_p(t)$  – задающие сигналы для системы управления длинами ног гексапода. Отметим, что программное движение  $L_p(t)$ ,  $\dot{L}_p(t)$ ,  $\ddot{L}_p(t)$  может быть получено из «эталонной модели» динамики без вычисления скоростей и ускорений из выражений (7).

На основании (5), (7) комбинированный «ПД+ОМД»-регулятор силами ног гексапода в дискретной системе управления гексапода определяется системой

$$\begin{cases} F = F_1 + F_2 \\ F_1(kT_1) = K_p e + K_d \dot{e} \\ e = L_p(kT_1) - L(kT_1) \\ \dot{e} = \dot{L}_p(kT_1) - \dot{L}(kT_1) \\ F_2(kT_2) = (J^T)^{-1} (M(\hat{q}(kT_2)) \ddot{q}_p(kT_2) + \\ + N(\hat{q}(kT_2), \dot{\hat{q}}(kT_2))) \\ \dot{\hat{q}}(kT_2) = J^{-1} \dot{L}(kT_2) \end{cases}, \quad (8)$$

где  $F_1$  – силы ног, формируемые ПД-регулятором;  $F_2$  – силы ног, определяемые ОМД-регулятором;  $K_p$  – матрица коэффициентов настройки пропорциональной составляющей;  $K_d$  – матрица коэффициентов дифференциальной составляющей;  $e, \dot{e}$  – ошибки и скорости изменения ошибок управления длинами ног;  $L(kT_1), \dot{L}(kT_1)$  – сигналы обратной связи – измеренные длины и скорости удлинений ног;  $\hat{q}(kT_2)$  – оценка вектора положения и ориентации платформы, получаемая из решения прямой задачи кинематики гексапода;  $T_1, T_2$  – периоды квантования по времени в дискретных регуляторах. Отметим, что реализация законов управления (8) требует значительных вычислительных затрат, ограничивая значения периода квантования. Для обеспечения устойчивости дискретных алгоритмов шаг квантования  $T_1$  рационально выбрать меньше, чем  $T_2$ .

2. Управление в пространстве декартовых координат реализуется на основе заданного программного движения  $q_p(t), \dot{q}_p(t), \ddot{q}_p(t)$ . Аналогично, на основании (5), (7), комбинированный «ПД+ОМД XYZ» регулятор определяется системой

$$\begin{cases} F = (J^T)^{-1}(F_1 + F) \\ F_1(kT) = (K_p e + K_d \dot{e}) \\ e = q_p(kT) - \hat{q}(kT) \\ \dot{e} = \dot{q}_p(kT) - \dot{\hat{q}}(kT) \\ F_2(kT) = (M(\hat{q}(kT))\ddot{q}_p(kT) + N(\hat{q}(kT), \dot{\hat{q}}(kT))) \\ \dot{\hat{q}}(kT) = J^{-1}\dot{L}(kT) \end{cases} \quad (9)$$

Отметим, что управление по закону (9) требует решения прямой задачи кинематики при вычислении ПД-составляющей. Поэтому реализуемый шаг квантования  $T$  будет существенно больше, чем  $T_1$  в регуляторе (8).

В настоящее время на базе научно-исследовательской лаборатории робототехнических и мехатронных систем БГТУ «ВОЕНМЕХ» реализован базовый элемент цифровой системы управления гексаподом – блок управления гексаподом [4]. Основным компонентом блока управления является 32-разрядный радиационно стойкий RISC-микроконтроллер на базе процессорного ядра ARM Cortex-M4F K1986BE8T [19].

Таблица. Сравнительная оценка реализуемого периода квантования дискретных алгоритмов управления гексаподом

Алгоритм	Тип реализации	$T$ , мс
ПД+ОМД	float	15,2
	double	26,7
ПД+ОМД XYZ	float	18,3
	double	31,6

Для системы управления гексаподом создано программное обеспечение, позволяющее оценить реализуемые периоды квантования  $T$  для законов управления (8) и (9). Программное обеспечение исполнено на языке C++ в свободно распространяемой операционной системе реального времени Keil RTX. Разработка выполнена в среде Keil  $\mu$ Vision 5. Для сборки программ микроконтроллера применен компилятор ARM C/C++ Compiler (armcc). Результаты тестирования представлены в таблице для компиляции при использовании оптимизации (уровень O2).

Данные, представленные в таблице, позволяют выбрать период дискретизации для алгоритмов (8) и (9) при реализации в системе управления гексаподом космического назначения.

### Моделирование системы управления гексаподом

Для анализа качества работы системы и синтеза алгоритмов (8) и (9) в среде моделирования MATLAB [20] разработана имитационная модель системы управления гексаподом (рис. 3). Блок Machine Environment предназначен для задания в процессе моделирования параметров подсистемы моделирования SimMechanics. Так, задавая в указанном блоке ускорение свободного падения равным нулю, возможно исследовать управление гексаподом с инерционной нагрузкой на подвижной платформе в условиях невесомости.

На вход системы поступает удлинение линейных приводов гексапода Legs\_ref, с выхода снимается положение платформы – вектор линейных координат  $X, Y, Z$  и определяемая матрицей поворота  $R$  ориентация платформы в угловых координатах.

Целью моделирования является оценка качества контурного управления гексаподом. Исходные данные модели гексапода изложены далее.

Моделируется алгоритм управления гексаподом, размещенным на космической платформе, работающей в условиях невесомости. Выходные координаты системы управления гексаподом формируются в виде усилий в ногах на основе регулятора (8) или (9), реализованного в S-Function «pd\_control» и «inverse\_dyn\_control». На вход блоков S-Function поступают: задающие сигналы положений, скоростей, ускорений длин ног (Leg\_ref, DLeg\_ref, D2Leg\_ref) и ускорений в декартовых координатах (D2q\_ref) для алгоритма (8) или задающие сигналы положений, скоростей и ускорений в декартовых координатах для алгоритма (9); сигналы обратной связи – измеренные длины и скорости удлинений ног.

Для алгоритма управления (8) определены значения периодов квантования  $T_1 = 0,001$  с,  $T_2 = 0,03$  с. Для алгоритма управления (9) задан период квантования  $T = 0,03$  с.

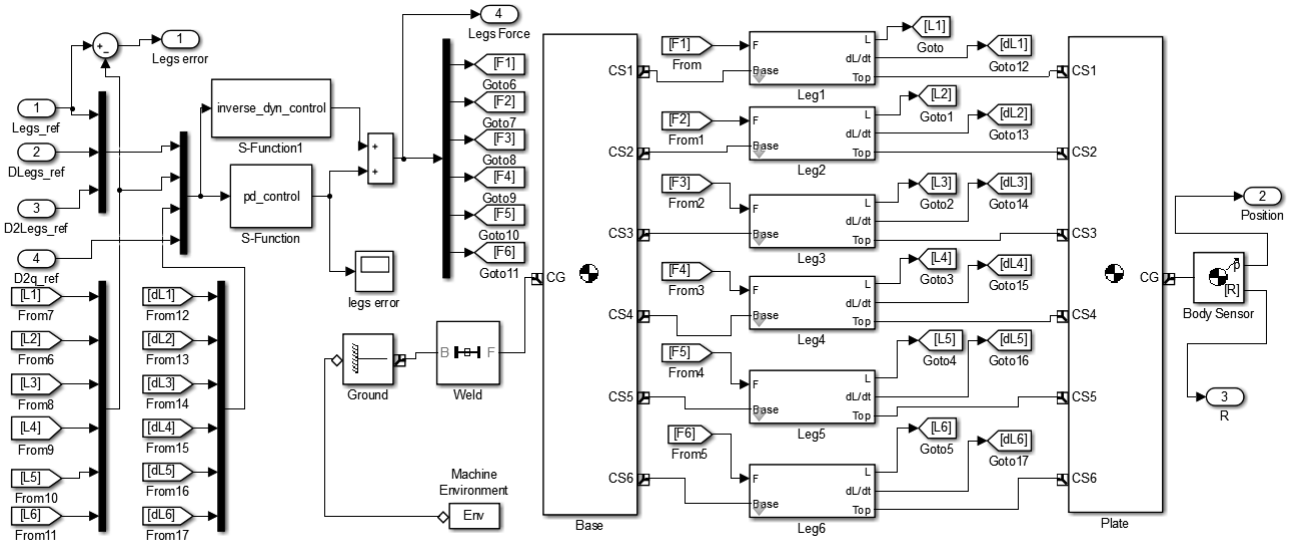


Рисунок 3. Структура модели системы управления гексаподом

Определены параметры механики гексапода: задана масса платформы с инерционной нагрузкой – 100 кг, осевые моменты инерции платформы  $J_{xx} = 4900 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ,  $J_{yy} = 4900 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ,  $J_{zz} = 6300 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ .

Параметры длин ног определены из твердотельной модели гексапода, созданной в пакете трехмерного моделирования. Результаты моделирования системы управления гексаподом в контурном режиме работы – ошибки управления координатой  $X$  и углом  $\varphi$  – показаны на рис. 4. На вход системы подаются гармонические входные воздействия:  $X = 0,1 \sin(0,1t)$ ,  $Y = 0,1 \sin(0,1t)$ ,  $Z = 0,35 + 0,025 \sin(0,1t)$ ,  $\varphi = 0,122 \sin(0,1t)$ ,  $\theta = 0,122 \sin(0,1t)$ ,  $\psi = 0,122 \sin(0,1t)$ .

Исследованы переходные процессы в системе управления при «ПД»-, «ПД+ОМД»-, «ПД+ОМД XYZ»-законах регулирования.

На рис. 4 отражены успешная работа исследуемых регуляторов (8), (9) и неудовлетворительное качество ПД-регулятора в моделях цифровых систем управления. Отметим лучшие свойства алгоритма (9) при управлении в декартовых координатах.

### Выводы

В ходе выполненной работы исследованы подходы к управлению гексаподом на основе обратной модели динамики. Получены оценки периода квантования в реализации цифровых регуляторов. Реализован программный код для системы управления гексаподом на базе отечественного радиационно стойкого ARM-микроконтроллера. В модели системы управления выполнен синтез регуляторов,

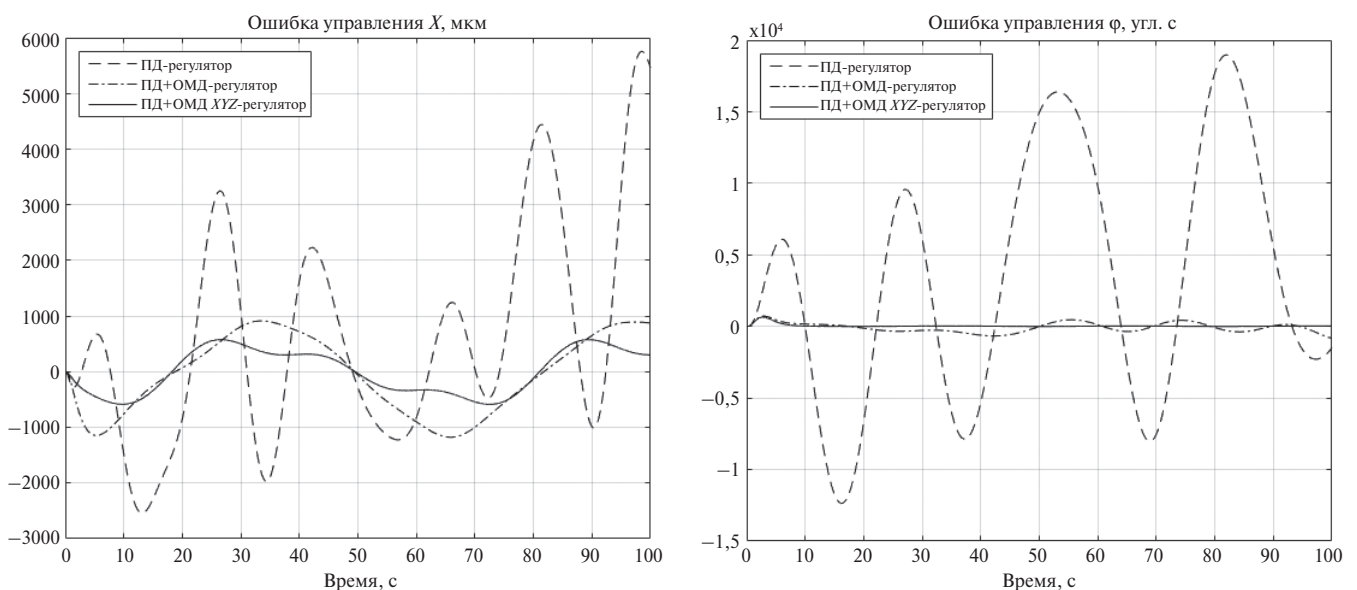


Рисунок 4. Кинематические ошибки контурного управления



исследованы режимы работы. Результаты исследований позволяют рекомендовать к применению регулятор на основе обратной модели динамики при управлении в декартовых координатах. Указанный

алгоритм позволяет получить более устойчивое управление гексаподом, легче настраивается, дает лучшие результаты по точности управления среди рассмотренных подходов регулирования.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Коротков Е.Б., Матвеев С.А., Яковенко Н.Г. Пути повышения качественных показателей системы управления механизмом с параллельной структурой (гексапод, трипод) на базе российских и мировых доступных электронных компонентов // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 85–91.
2. Merlet J.-P. Parallel Robots. Springer, 2006, 402 p.
3. Stewart D. A platform with six degrees of freedom. Proceedings of the Institution of mechanical engineers. 1965, vol. 180, pt. 1, no. 15, pp. 371–385.
4. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С. Система управления механизмом с параллельной кинематикой для перемещения бортовых приборов КЛА на базе современного отечественного радиационно стойкого микроконтроллера с процессорным ядром Cortex-M4F // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 48–54.
5. Зенкевич С.Л., Юценко А.С. Основы управления манипуляционными роботами. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 480 с.
6. Lewis F., Dawson D., Abdallah C. Robot Manipulator Control Theory and Practice. Marcel Dekker, 2004, 614 p.
7. Liu K., Fitzgerald J., Lewis F. Kinematic Analysis of a Stewart Platform Manipulator. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1993, vol. 40, no. 2, pp. 282–293.
8. Оценка решения задач кинематики в системе управления механизмом с параллельной кинематикой космического назначения на базе гексапода / Ю.А. Жуков, Е.Б. Коротков, Н.С. Слободзян, Н.Г. Яковенко // Оборонная техника. 2017. № 9. С. 29–37/
9. Lebrete G., Liu K., Lewis F. Dynamic analysis and control of a Stewart platform manipulator. Journal of Robotic System, 1993, vol. 10, iss. 5, pp. 629–655.
10. Cardona M.N. A new Approach for the Forward Kinematics of General Stewart-Gough Platforms, 2015 Proc. of the 2015 IEEE Thirty Fifth Central American and Panama Convention, pp. 1–6.
11. Davliakos I., Papadopoulos E. Model-based control of a 6-dof electrohydraulic Stewart-Gough platform. Mechanism and Machine Theory, 2008, vol. 43, iss. 11, pp. 1385–1400.
12. Lopes A. Dynamic modeling of a Stewart platform using the generalized momentum approach. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2009, vol. 14, pp. 3389–3401.
13. Wang J., Wu J., Wang L., You Z. Dynamic feed-forward control of a parallel kinematic machine. Mechatronics, 2009, vol. 19, iss. 3, pp. 313–324.
14. Bellakehal S., Andreff N., Mezouar Y., Tadjine M. Vision/force control of parallel robots. Mechanism and Machine Theory, 2011, vol. 46, iss. 10, pp. 1376–1395.
15. Zubizarreta A., Marcos M., Cabanes I., Pinto C. A procedure to evaluate Extended Computed Torque Control configurations in the Stewart-Gough platform. Robotics and Autonomous Systems, 2011, vol. 59, iss. 10, pp. 770–781.
16. Lee S.-H., Song J.-B., Choi W.-C., Hong D. Position control of a Stewart platform using inverse dynamics control with approximate dynamics. Mechatronics, 2003, vol. 13, pp. 605–619.
17. Fu K. S., Gonzalez R. C., Lee C. S. Robotics. Control, Sensing, Vision, and Intelligence. New York, McGraw-Hill, 1987, 580 p.
18. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Мороз А.В. Имитационная модель цифровой системы управления гексаподом с линейными приводами на базе шаговых двигателей // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 35–41.
19. Микроконтроллер 1986BE8T [Электронный ресурс]. Сайт АО «ПКК Миландр», 2017. URL: [http://ic.milandr.ru/products/mikrokontrollery\\_i\\_protsestory/](http://ic.milandr.ru/products/mikrokontrollery_i_protsestory/) (дата обращения: 28.02.2018)
20. Пакет Simscape Multibody MATLAB [Электронный ресурс]. Сайт центра компетенций MathWorks, 2018. URL: <https://matlab.ru/products/simmechanics/> (дата обращения: 28.02.2018)

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Джукич Даниэл Йорданович**, инженер, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 983-03-87, e-mail: ddi791@mail.ru.

**Жуков Юрий Александрович**, старший преподаватель, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (911) 235-42-01, e-mail: zhkv@rambler.ru.

**Коротков Евгений Борисович**, к.т.н., доцент, главный научный сотрудник, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 938-15-11 e-mail: ebkorkov@yandex.ru.

**Мороз Александр Викторович**, старший преподаватель, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (906) 266-44-77, e-mail: avmor1@mail.ru.

**Слободзян Никита Сергеевич**, ведущий инженер, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (953) 345-38-27, e-mail: ja-nikita@mail.ru.

For citation: Djukic D.J., Zhukov Yu.A., Korotkov E.B., Moroz A.V., Slobodzyan N.S. Hexapod digital control using the inverse dynamics and its implementation on the radiation-resistant ARM-microcontroller. *Voprosy radioelektroniki*, 2018, no. 7, pp. 103–110. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-103-110

D.J. Djukic, Yu.A. Zhukov, E.B. Korotkov, A.V. Moroz, N.S. Slobodzyan

## HEXAPOD DIGITAL CONTROL USING THE INVERSE DYNAMICS AND ITS IMPLEMENTATION ON THE RADIATION-RESISTANT ARM-MICROCONTROLLER

The researches are part of the actual work carried out by BSTU Voenmeh with the financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation for the design and creation of a precision mechanism with parallel kinematics of the «hexapod» type. In modern developments of robot control systems, the approach based on the solution of the inverse dynamic model is most popular. In this article, we study the quality of control and the feasibility of this approach in the control system based on the domestic radiation-resistant microcontroller. A mathematical description of the hexapod dynamics model and control algorithm is given. A model of a digital control system for the hexapod of space intended for use in Matlab Simulink is described. Estimates of the quality of hexapode regulation in the contour control regime are obtained. Evaluated the software implementation of the control algorithm in the real-time operating system Keil RTX in the programming language C++. The quantization period necessary for the implementation of the algorithm under investigation is determined.

**Keywords:** hexapod, Stewart platform, inverse dynamic hexapod, computed torque control.

## REFERENCES

1. Korotkov E.B., Matveev S.A., Yakovenko N.G. The paths of increase quality rating of control system of machine with strut-type structure as hexapod and tripod on based russian and global available electronic component. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 8, pp. 85–91 (In Russian).
2. Merlet J.-P. *Parallel Robots*. Springer, 2006, 402 p.
3. Stewart D. A platform with six degrees of freedom. *Proceedings of the Institution of mechanical engineers*. 1965, vol. 180, pt. 1, no. 15, pp. 371–385.
4. Zhukov Yu. A., Korotkov E.B., Slobodzyan N.S. Radiation resistant microcontroller with Cortex-M4F core based control system of parallel kinematics mechanism designed for spacecraft's onboard devices movements. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 48–54 (In Russian).
5. Zenkevich S.L., Yushchenko A.S. *Osnovy upravleniya manipulyatsionnymi robotami* [Basics of Robot Manipulator Control]. Moscow, MGTU im. N.E. Bauman Publ., 2004, 480 p. (In Russian).
6. Lewis F., Dawson D., Abdallah C. *Robot Manipulator Control Theory and Practice*. Marcel Dekker, 2004, 614 p.
7. Liu K., Fitzgerald J., Lewis F. Kinematic Analysis of a Stewart Platform Manipulator. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 1993, vol. 40, no. 2, pp. 282–293.
8. Zhukov Yu. A., Korotkov E.B., Slobodzyan N.S., Yakovenko N.G. Kinematics tasks estimation in control system of space application hexapod based on parallel kinematics mechanism. *Oboronnaya tekhnika*, 2017, no. 9, pp. 29–37 (In Russian).
9. Lebrete G., Liu K., Lewis F. Dynamic analysis and control of a Stewart platform manipulator. *Journal of Robotic System*, 1993, vol. 10, iss. 5, pp. 629–655.
10. Cardona M.N. A new Approach for the Forward Kinematics of General Stewart-Gough Platforms, 2015. *Proc. of the 2015 IEEE Thirty Fifth Central American and Panama Convention*, pp. 1–6.
11. Davliakos I., Papadopoulos E. Model-based control of a 6-dof electrohydraulic Stewart-Gough platform. *Mechanism and Machine Theory*, 2008, vol. 43, iss. 11, pp. 1385–1400.
12. Lopes A. Dynamic modeling of a Stewart platform using the generalized momentum approach. *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, 2009, vol. 14, pp. 3389–3401.
13. Wang J., Wu J., Wang L., You Z. Dynamic feed-forward control of a parallel kinematic machine. *Mechatronics*, 2009, vol. 19, iss. 3, pp. 313–324.
14. Bellakehal S., Andreff N., Mezouar Y., Tadjine M. Vision/force control of parallel robots. *Mechanism and Machine Theory*, 2011, vol. 46, iss. 10, pp. 1376–1395.
15. Zubizarreta A., Marcos M., Cabanes I., Pinto C. A procedure to evaluate Extended Computed Torque Control configurations in the Stewart-Gough platform. *Robotics and Autonomous Systems*, 2011, vol. 59, iss. 10, pp. 770–781.
16. Lee S.-H., Song J.-B., Choi W.-C., Hong D. Position control of a Stewart platform using inverse dynamics control with approximate dynamics. *Mechatronics*, 2003, vol. 13, pp. 605–619.
17. Fu K.S., Gonzalez R.C., Lee C.S. *Robotics. Control, Sensing, Vision, and Intelligence*. New York, McGraw-Hill, 1987, 580 p.
18. Zhukov Yu. A., Korotkov E.B., Moroz A.V. Simulation model hexapod control systems with linear stepper drives. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 35–41 (In Russian).
19. [Mikrokontroller 1986BE8T]. Sajt AO «PKK Milandr», 2017 (In Russian). Available at: [http://ic.milandr.ru/products/mikrokontrollery\\_i\\_protessory/](http://ic.milandr.ru/products/mikrokontrollery_i_protessory/) (accessed 28.02.2018)
20. [Paket Simscape Multibody MATLAB]. Sajt centra kompetency MathWorks, 2018 (In Russian). Available at: <https://matlab.ru/products/simmechanics/> (accessed 28.02.2018)

## AUTHORS

**Djukic Daniel**, engineer, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 983-03-87, e-mail: ddi791@mail.ru.

**Zhukov Yuriy**, senior lecturer, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 235-42-01, e-mail: zhkv@rambler.ru.

**Korotkov Evgeniy**, PhD, associate professor, chief scientific employee, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 938-15-11, e-mail: ebkorotkov@yandex.ru.

**Moroz Aleksandr**, senior lecturer, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (906) 266-44-77, e-mail: avmor1@mail.ru.

**Slobodzyan Nikita**, leading engineer, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (953) 345-38-27, e-mail: ja-nikita@mail.ru.

Для цитирования: Горбунов А. В., Коротков Е. Б., Леканов А. В., Матвеев С. А., Слободзян Н. С., Яковенко Н. Г.  
Опыт разработки системы управления механизмами с параллельной структурой типа «гексапод»  
для позиционирования и наведения крупногабаритных объектов информационных космических платформ // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 111–123.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-111-123  
УДК 681.5

**А. В. Горбунов<sup>1</sup>, Е. Б. Коротков<sup>1</sup>, А. В. Леканов<sup>2</sup>, С. А. Матвеев<sup>1</sup>,  
Н. С. Слободзян<sup>1</sup>, Н. Г. Яковенко<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,

<sup>2</sup> АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнева»

# ОПЫТ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МЕХАНИЗМАМИ С ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ СТРУКТУРОЙ ТИПА «ГЕКСАПОД» ДЛЯ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ И НАВЕДЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОБЪЕКТОВ ИНФОРМАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ\*

*Рассмотрены вопросы проектирования системы управления гексапода – механизма с параллельной кинематикой, предназначенного для наведения и позиционирования приборов и антенн орбитальных спутниковых платформ. На основании решения расширенной задачи кинематики уточнен алгоритм управления линейными приводами с кинематической парой винт-гайка и с двумя двухосевыми шарнирами. Приведена схема управления гексаподом с пространственным датчиком положения нагрузки, дается оценка реализуемости алгоритмов позиционного управления на основе современной отечественной элементной базы. Оценка производится методом математического моделирования. Предложен алгоритм адаптивного нейросетевого управления гексаподом. Разработана искусственная нейронная сеть (ANN), которая совместно с нелинейным регулятором по ошибке управления формирует силу, воздействующую на линейные приводы. Для оценки качества управления гексаподом в пакете математического моделирования SimMechanics системы MATLAB Simulink создана динамическая модель системы управления гексаподом. Дано описание аппаратной части цифровой системы управления – блока управления гексаподом (БУГ).*

**Ключевые слова:** механизм с параллельной структурой, гексапод, линейный привод, вентильный двигатель, передача винт-гайка, прямая и обратная задачи кинематики и динамики гексапода, цифровая система управления, электронный модуль управления, ARM-процессор, шаговый двигатель, инвертор, нейросетевое адаптивное управление, моделирование в среде MATLAB.

## Введение

В БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова и АО «Информационные спутниковые системы» им. М. Ф. Решетнева» проводится совместная работа по созданию ряда многостепенных механизмов с параллельной кинематикой (гексаподов и триподов) для обеспечения точного наведения и позиционирования бортовых приборов и устройств спутниковых платформ.

На сегодняшний день во многих областях науки и техники активно создаются сверхточные системы

позиционирования и ориентации на базе механизмов с параллельной структурой (МПС). Подобные механизмы обладают рядом важных достоинств, таких как высокая жесткость, точность, надежность, компактность. Эти свойства весьма важны для разработки систем наведения элементов антенн и других приборов космического назначения.

Работа посвящена разработке и исследованию гексапода – манипулятора для высокоточного позиционирования крупногабаритных объектов

\* Работа проведена в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова и АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнева» в рамках НИОКТР, выполненной при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (договор от 01.12.2015 № 02.G25.31.0160).

орбитальных информационных платформ. В ходе проектирования возникали и решались новые технические задачи, как в конструировании электро-механической части гексапода, так и в разработке системы управления – алгоритмов и программного обеспечения и современной реализации электронных блоков управления. Некоторые из решений представлены в настоящем обзоре.

### Конструктивные решения

Разрабатываемые МПС имеют множество конструктивных решений. Для систем наведения и стабилизации бортовых приборов космической техникой предлагаются механизмы с параллельной кинематикой типа гексапод и трипод (рис. 1) [1].

Гексапод (рис. 1а) состоит из подвижной платформы 1 и основания 2, которые механически связаны посредством шести идентичных звеньев – ног (штанг, стоек). Каждая нога выполняет функцию линейного привода и состоит из двух полуштанг 3 и 4, соединяемых шарнирами с основанием и платформой. Исполнительный привод в каждой ноге формирует линейное перемещение полуштанги 3 относительно полуштанги 4. Это движение реализуется за счет двигателя (шагового или вентильного) и механической передачи типа винт-гайка. Перемещение подвижной платформы осуществляется по шести координатам: трем линейным и трем угловым.

Для более простых, с меньшими степенями пространственных перемещений МПС можно использовать трипод, в котором используются три аналогичных управляемых ноги (рис. 1б).

Объектом исследования является цифровая система управления механизмом с параллельной кинематикой («гексапод») на основе линейных приводов с шаговыми двигателями. Для обеспечения надежной и точной работы бортовых приборов с высоким разрешением предлагаемые платформы

должны обеспечить достаточный рабочий ход (характеризуется диаметром сферы, в которой гексапод может занять любое положение) – 200 мм – и высокую точность стабилизации и наведения. Кинематический анализ выбранной схемы гексапода показал [1], что для обеспечения заданного прецизионного перемещения и позиционирования верхней платформы (порядка 10 мкм по линейным координатам и десятков угловых секунд по угловым координатам) точность управляемого перемещения длин ног должна быть не более 1 мкм. Это достигается за счет применения оптимальных конструкторских решений блоков механики МПС: высокоточных кинематических пар (механических передач, шарниров); современных высокоточных информационных датчиков, надежных синхронных двигателей (шаговых или вентильных); современной цифровой системы управления, построенной на базе высокоточных следящих приводов ног; интеллектуальных алгоритмов управления, реализуемых на современных высокопроизводительных микроконтроллерах.

Определим дополнительные задачи кинематики и динамики и гексапода, которые были решены в настоящей работе.

### Расширенная обратная задача кинематики

Существуют две возможные схемы реализации конструкции ног гексапода для прецизионного управления шестью степенями подвижности платформы: первый вариант представляет схему ноги гексапода с шаровыми шарнирами платформы, двухосными шарнирами основания и одной линейной степенью свободы в каждой ноге; второй вариант – с двухосными шарнирами в платформе и в основании.

В рассматриваемом случае применяются оба варианта конструктивных решений.

Управление гексаподом с ногами, выполненными по кинематической схеме, изображенной

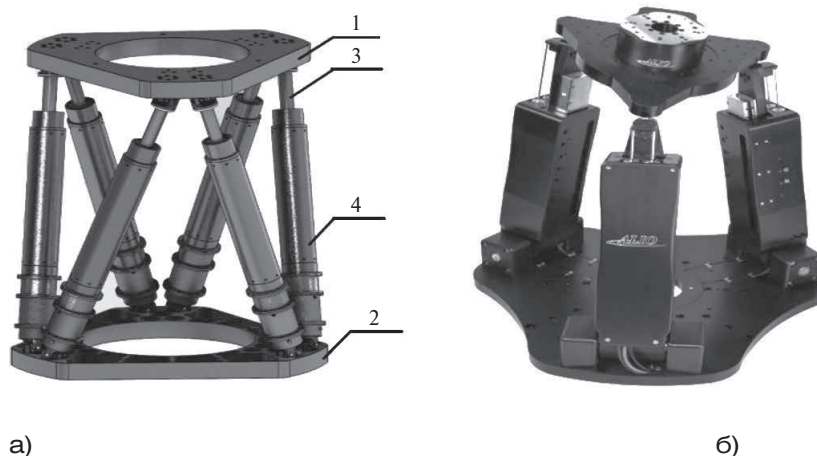


Рисунок 1. Механизмы с параллельной кинематикой: а – гексапод по схеме Гью-Стюарта: 1 – подвижная платформа, 2 – основание, 3, 4 – полуштанги; б – трипод



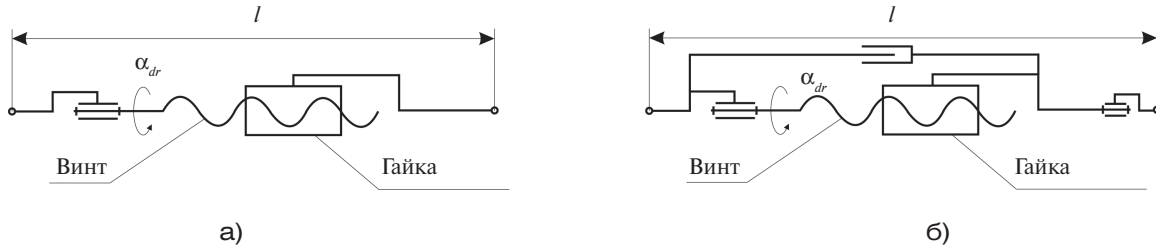


Рисунок 2. Кинематические схемы пары винт-гайка: а – с шаровым (трехосевым) шарниром платформы и двухосевым шарниром основания; б – с двухосевыми шарнирами платформы и основания

на рис. 2а, основано на решении обратной задачи кинематики [2], которая заключается в нахождении длин ног  $l_i$  ( $i = 1, 2, \dots, 6$ ) для заданного вектора  $q$  – положения и ориентации.

Алгоритм решения обратной задачи относительно прост и основан на вычислении расстояния между центрами шарниров основания и платформы, определяемого из соотношения

$$l_i = \|P_{ai} - P_{bi}\|, \quad (1)$$

где  $P_{ai} = [x_{ai}, y_{ai}, z_{ai}, 1]^T$  и  $P_{bi} = [x_{bi}, y_{bi}, z_{bi}, 1]^T$  – расширенные векторы положений центров шарниров  $A$  и  $B$   $i$ -й ноги.

Если известны координаты шарниров платформы и основания относительно центров соответствующих систем координат, то по заданным положению и ориентации платформы, применяя преобразование в однородных координатах, вычисляются абсолютные координаты

$$P_{bi} = TP'_{bi}, \quad T = \begin{bmatrix} R & P \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где  $T$  – матрица преобразования в однородных координатах;  $P = [X, Y, Z]^T$  – вектор, задающий положение подвижной системы координат (платформы);  $P'_{bi}$  – положение  $i$ -го шарнира относительно подвижной системы координат;  $R$  – матрица поворота, определяемая выражением

$$R = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi - \sin\psi\sin\theta\sin\varphi & -\cos\psi\sin\theta & \cos\psi\sin\theta + \cos\theta\sin\varphi\sin\psi \\ \sin\psi\cos\theta + \cos\psi\sin\theta\sin\varphi & \cos\psi\cos\theta & \sin\theta\sin\psi - \cos\theta\sin\varphi\cos\psi \\ -\cos\psi\sin\theta & \sin\varphi & \cos\psi\cos\theta \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Для управления гексаподом удобнее находить удлинение ноги  $\Delta l_i = l_i - l_0$ , где  $l_0$  – длина ноги в «нулевом» положении гексапода. Тогда для каждого шагового привода легко рассчитать задающий сигнал – требуемый угол поворота винта

$$\alpha_{dri} = 2\pi \frac{\Delta l_i}{h}, \quad i = 1 \dots 6, \quad (4)$$

где  $h$  – шаг винтовой пары.

Для управления шаговыми приводами ног, выполненных по кинематической схеме, изображенной на рис. 2б, необходимо решить дополнительную расширенную обратную задачу кинематики гексапода [1]: зная начальную ориентацию двухосевых шарниров  $A$  и  $B$ , рассчитать углы поворотов универсальных шарниров  $\alpha_a, \beta_a, \alpha_b, \beta_b$  и угол осевого поворота полуштанг  $\gamma$ , которые изображены на рис. 3.

Необходимость решения расширенной задачи кинематики обусловлена применением кинематической пары винт-гайка в линейном приводе, реализующем телескопическое перемещение полуштанг. И действительно, при изменении положения платформы для ноги, показанной на рис. 3, возникает ситуация, когда верхняя полуштанга неминуемо повернется относительно нижней на угол  $\gamma$ , а из-за пары винт-гайка изменится и координата  $l$ .

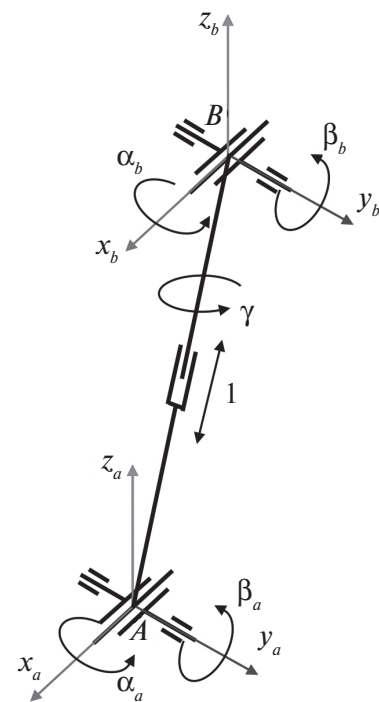


Рисунок 3. Системы координат ноги гексапода с двухосевыми шарнирами

Таким образом, при «косвенном» вычислении длин ног гексапода расчет задающих положений системы управления угловым положением линейного привода необходимо корректировать на угол  $\gamma$ .

В работе [1] определено решение расширенной обратной задачи кинематики, которое сводится к применению пяти обратных тригонометрических функций к компонентам матриц обратных преобразований.

Тогда для вычисления задающего сигнала системы управления (требуемого полного угла поворота пары винт-гайка) получим

$$\alpha_{dri} = 2\pi \frac{l_i - l_0}{h} - \gamma_i, i = 1 \dots 6, \quad (5)$$

где  $\gamma_i$  – угол осевого поворота  $i$ -й ноги.

#### Управление гексаподом с пространственным датчиком положения

Для достижения высокой точности управления гексаподом в экстремальных условиях эксплуатации предлагается подход на основе применения системы внешних линейных датчиков положения, как показано на рис. 4, по данным которых формируется сигнал о положении и ориентации платформы, – таким образом создается «пространственный датчик положения». Необходимость применения подобных датчиков и возможные конструкции описаны в работе [3]. Основная из них – парировать (компенсировать) погрешности измерения длин ног, которые образуются под действием температурных деформаций в условиях открытого космоса и не измеряются при косвенном методе определения длин ног по показаниям встроенных в конструкцию ноги

датчиков (линейных или угловых, оптических или «шкальных» с термокомпенсацией).

Здесь рассматривается оценка точности алгоритмов управления гексаподом на основе данных внешней измерительной системы, а также оценка реализуемости алгоритмов на основе современной отечественной элементной базы. Оценка производится методом математического моделирования.

#### Моделирование кинематики гексапода с пространственным датчиком положения

Отметим, что в настоящей работе исследуются алгоритмы позиционного управления гексаподом. В такой постановке задача управления гексаподом решается несколькими методами, позволяя применять простые регуляторы. При моделировании гексапода с пространственным датчиком положения оценим следующие варианты управления гексаподом:

- «Упрощенный» – формирование сигналов управления линейными приводами на основе обратной связи по ошибке управления длинами датчиков линейного положения («измерительных ног»).
- Силы управления формируются на основе пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) закона.

Для оценки ошибок позиционирования и ориентации гексапода в функции от ошибок воспроизведения (измерения) длин ног измерительной подсистемы в пакете математического моделирования SimMechanics системы MATLAB Simulink создана

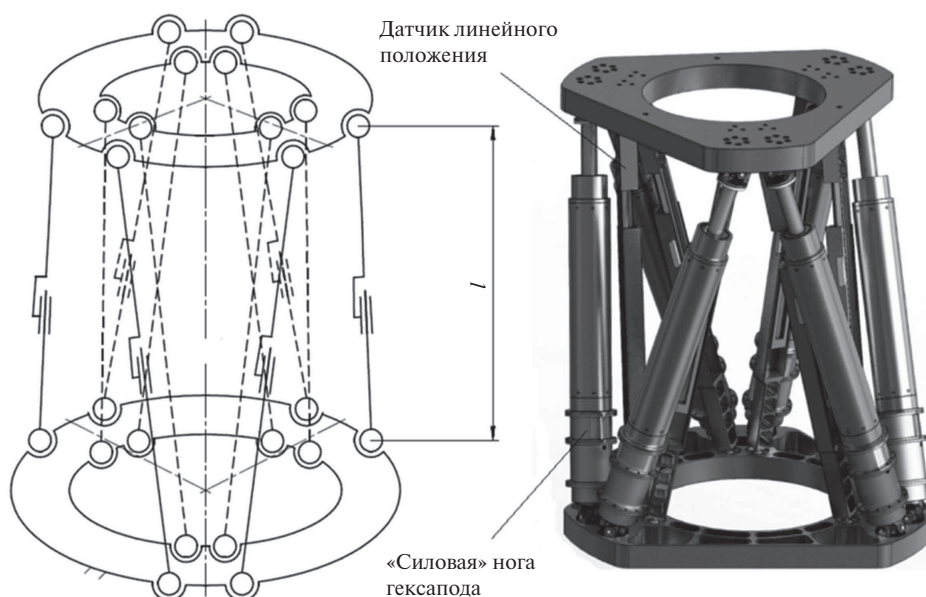


Рисунок 4. Модель гексапода с пространственным датчиком положения



Модель позволяет вычислить статические ошибки управления длиной ног (Legs error) и ошибки позиционирования – ориентации платформы при наличии аддитивной ошибки измерения длины ног в канале обратной связи  $\delta_{leg}$ . Модель динамики

Модель ноги гексапода, показанная на рис. 6, состоит из двух тел: Base cylinder – цилиндрическое твердое тело, соединяющееся с основанием



двухосным шарниром, и Plate cylinder – цилиндрическое тело, соединяющееся с платформой двухосным шарниром. Между собой эти тела имеют две степени свободы: поступательную и вращательную. На вход модели подается сила  $F$ , обеспечивающая поступательное относительное движение тел и порт системы координат шарнира основания, с выхода регистрируется длина ноги гексапода  $L$  и порт системы координат шарнира платформы.

Разработанную модель будем использовать для оценки установившейся ошибки управления гексаподом с системами силовых и измерительных ног. Числовые значения кинематических параметров гексапода будут зависеть от параметра  $h_0$  как нулевой высоты гексапода и конструктивных параметров гексапода:

$R_b, R_p$  – радиусы делительных окружностей основания и платформы соответственно, на которых размещены шарниры;

$C_b, C_p$  – расстояние между смежными парами (1–2, 3–4, 5–6) шарниров основания и парами (2–3, 4–5, 6–1) шарниров платформы соответственно.

Проведено моделирование первого варианта управления гексаподом со следующими параметрами, рассчитанными в ходе проектирования конструкции гексапода:

- для силовой системы:  $h_0 = 0,35$  м,  $R_b = 0,175$  м,  $R_p = 0,15$  м,  $C_b = 0,045$  м,  $C_p = 0,045$  м;

- для измерительной системы:  $h_0 = 0,35$  м,  $R_b = 0,1225$  м,  $R_p = 0,095$  м,  $C_b = 0,035$  м,  $C_p = 0,035$  м;

На вход системы управления подавались задающие воздействия  $Legs\_ref$  – длины ног измерительной системы, полученные решением обратной задачи кинематики (1) для желаемой кинематической конфигурации:

$$q_r = [X_r, Y_r, Z_r, \varphi_r, \theta_r, \psi_r]^T = [-0,1 \text{ м}, -0,1 \text{ м}, 0,375 \text{ м}, -7^\circ, 7^\circ, -7^\circ]^T.$$

На рис. 7 показаны графики кинематических ошибок позиционного управления гексаподом при нулевых ошибках в каналах измерения длин ног.

При этом значения ошибок в установившемся режиме соответствуют погрешности метода численного интегрирования системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta X &= 1,21 \cdot 10^{-8} \text{ м}, \Delta Y = 1,26 \cdot 10^{-8} \text{ м}; \\ \Delta Z &= 4,83 \cdot 10^{-8} \text{ м}, \Delta \varphi = 1,35 \cdot 10^{-6} \text{ угл. с}; \\ \Delta \theta &= 1,26 \cdot 10^{-5} \text{ угл. с}, \Delta \psi = 7,77 \cdot 10^{-6} \text{ угл. с}. \end{aligned}$$

Как видно из результатов моделирования, при точном определении конструктивных параметров гексапода и отсутствии ошибок в каналах обратной связи достижима высокая точность позиционного управления гексаподом.

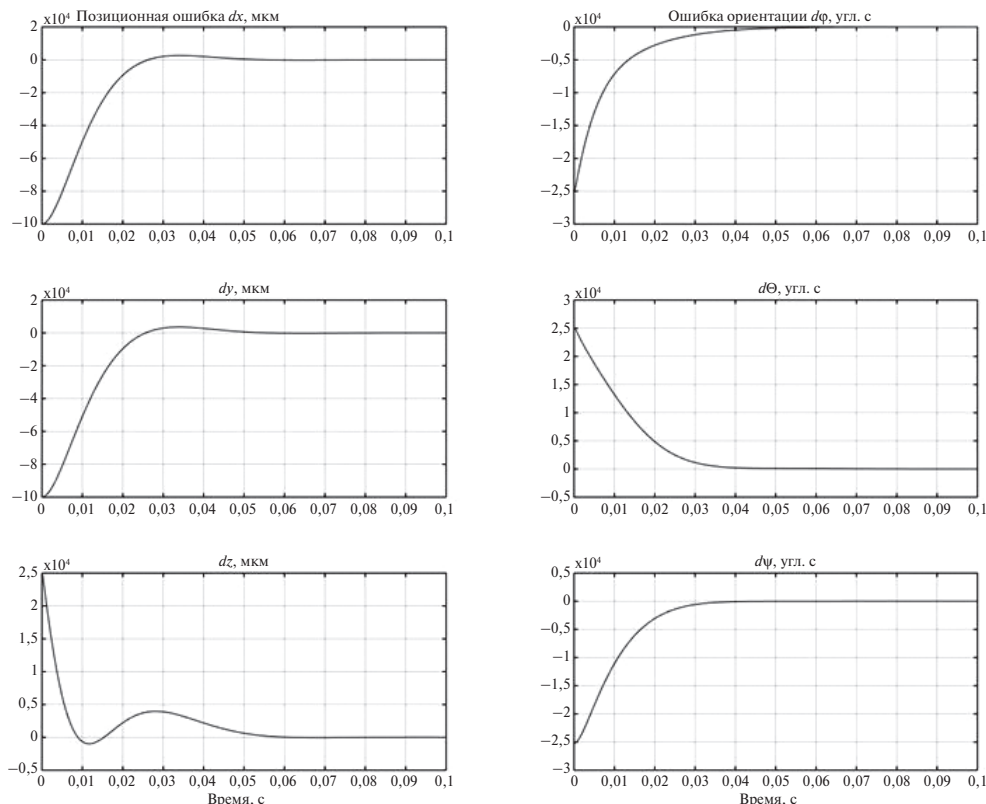


Рисунок 7. Ошибки позиционного управления гексаподом

### Нейросетевое адаптивное управление гексаподом

Наличие параметрических и функциональных неопределенностей гексапода в экстремальных условиях эксплуатации обуславливает применение адаптивных подходов к управлению. Основной целью настоящего раздела является разработка алгоритмов прямого адаптивного нейросетевого управления и оценка его применения в задаче контурного управления гексаподом космического назначения.

В структуре адаптивного нейросетевого алгоритма управления гексаподом, показанной на рис. 8, искусственная нейронная сеть (ИНС) совместно с нелинейным регулятором по ошибке управления формирует силу, воздействующую на линейные приводы – ноги гексапода.

Расчетные силы управления гексаподом формируются из выражения [4, 5]

$$F = J(W^T \sigma(V^T x) + K_v e + F_v(e)), \quad (6)$$

где  $K_v$  – диагональная положительно определенная матрица коэффициентов настройки;  $x = \begin{bmatrix} L_r^T & \dot{L}_r^T & \ddot{L}_r^T \\ (L_r^T - L^T) & (\dot{L}_r^T - \dot{L}^T) \end{bmatrix}^T$  – вход нейросети;  $W^T$  и  $V^T$  – матрицы весов нейросети, значения которых рассчитываются в параллельном контуре адаптации на основе интегрирования дифференциальных уравнений [4]

$$\begin{cases} \dot{W} = \Gamma \sigma(V^T x) e^T - \Gamma \sigma'(V^T x) V^T x e^T - kG \|e\| W \\ \dot{V} = Gx(\sigma'(V^T x) W e)^T e^T - kG \|e\| V \end{cases}, \quad (7)$$

где  $G$ ,  $\Gamma$  – положительно определенные матрицы коэффициентов настройки алгоритма;  $k$  – скалярный коэффициент настройки;  $e$  – фильтрованная ошибка управления;  $\sigma$  – сигмоидальная активационная функция;  $\sigma'$  – производная активационной функции, вычисляемая из выражений

$$\begin{aligned} e &= \Lambda(\ddot{q}_r - \ddot{q}) + (\dot{q}_r - \dot{q}) + (q_r - q), \sigma(z) = (1 - e^{-z})^{-1}, \\ \sigma'(z) &= \sigma(z)(1 - \sigma(z)) \end{aligned} \quad (8)$$

где  $\ddot{q}_r$ ,  $\dot{q}_r$ ,  $q_r$  – задающие ускорений, скоростей и положений в декартовых координатах, получаемые

от эталонной модели на основе сигнала  $q_d$  – желаемой траектории;  $\dot{q}$ ,  $q$  – действительные скорости и положения в декартовых координатах, вычисленные на основе решения прямой задачи кинематики [6–7] по измерениям положений и скоростей длин ног;  $\Lambda$  – диагональная положительно определенная матрица коэффициентов фильтра;  $J$  – матрица Якоби, алгоритм вычисления которой подробно описан в [8];  $F_v(e)$  – правило робастности обеспечивает устойчивость алгоритма при вариации весов нейросети и находится из выражения

$$F_v(e) = K_z (\|Z\|_F + Z_m) e, Z = \begin{bmatrix} W & 0 \\ 0 & V \end{bmatrix}, \quad (9)$$

где  $\|Z\|_F$  – норма Фробениуса от блочной матрицы  $Z$ ;  $K_z$  – положительно определенная матрица коэффициентов настройки;  $Z_m$  – максимальное значение нормы Фробениуса неизвестных целевых весов для матрицы  $Z$ .

Процедура синтеза адаптивного алгоритма заключается в выборе коэффициентов настройки  $K_v$ ,  $\Lambda$ ,  $k$ ,  $G$ ,  $\Gamma$ ,  $K_z$  и  $Z_m$ . Отметим, что пара коэффициентов  $K_v$  и определяют пропорционально-дифференциальный (ПД) алгоритм управления гексаподом, поэтому рациональным является последовательный синтез параметров ПД-регулятора, а затем – настройка коэффициентов адаптивного нейросетевого регулятора.

### Моделирование системы управления гексаподом

Для оценки качества управления гексаподом в пакете математического моделирования SimMechanics системы MATLAB Simulink создана модель системы управления гексаподом, показанная на рис. 9.

Моделируется управление гексаподом в условиях нулевой гравитации. Система управления гексаподом формирует усилия в ногах на основе регулятора, реализованного в S-Function «nnet\_control\_cartesian». На вход блока S-Function поступают сигналы: задающие положения, скорости,

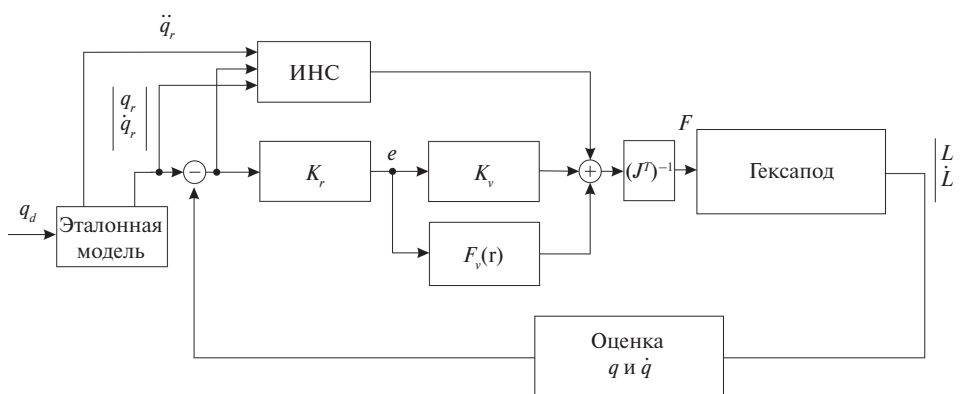


Рисунок 8. Структурная схема контроллера адаптивного управления гексаподом



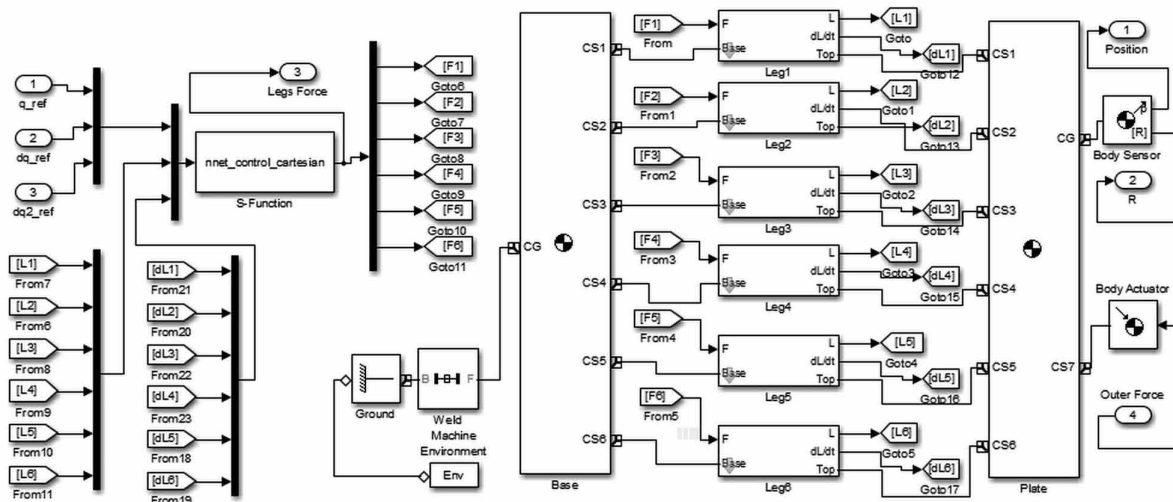


Рисунок 9. Модель системы управления гексаподом в среде MATLAB Simulink

ускорения длин ног ( $q_{ref}$ ,  $dq_{ref}$ ,  $d2q_{ref}$ ) и сигналы обратной связи – положения и скорости длин ног. Задающие в декартовых координатах вычисляются по заданному желаемому положению платформы на основе решения задачи планирования траекторий.

Модель динамики гексапода состоит из следующих элементов: Base – основание; Plate – платформа; (Leg1-Leg6) – модели динамики ног гексапода; Machine Environment – общие параметры окружения системы моделирования (задано нулевое ускорение свободного падения, точность сборки модели механики); Ground – основание абсолютной системы отсчета; Weld – спайка основания с абсолютной системой координат. Модель позволяет вычислить ошибки позиционирования и ориентации платформы по сигналу с датчика абсолютного положения Body Sensor. На вход Outer Force подаются сигналы внешних сил, приведенных к центру масс платформы. Модель ноги гексапода, показанная на рис. 11, соответствует кинематической структуре [9] RRPRR – состоит из двух тел полуштанг Base Cylindrical и Plate Cylindrical, связанных цилиндрическим шарниром Leg Cylindrical, двухосевых шарниров основания и платформы,

представленных объектами 2d joint base и 2d joint plate соответственно. Блок Joint Sensor – элемент информационной системы – формирует в модели сигналы линейного положения и скорости привода, Joint Actuator передает в модель механики результирующую силу, определяющую движение тел в линейном приводе. В модели учитывается сила вязкого трения, линейно зависящая от скорости изменения длины ноги.

Заданы параметры механики гексапода космического назначения: масса платформы с инерционной нагрузкой – 100 кг; главные моменты инерции платформы  $J_{xx} = 4900 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ,  $J_{yy} = 4900 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ,  $J_{zz} = 6300 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ .

Массо-инерционные параметры ног найдены из твердотельной модели гексапода, созданной в среде SolidWorks.

### Результаты моделирования

В ходе моделирования системы управления гексаподом синтезированы параметры ПД регулятора – параметры матриц  $K_p$  и  $\Lambda$ . Синтез проводился в режиме позиционного управления при подаче на вход спланированных траекторий, сгенерированных в эталонной модели. После процедуры синтеза

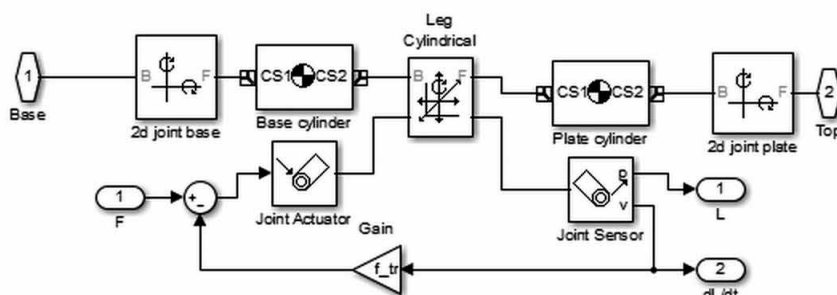


Рисунок 10. Модель ноги гексапода «Leg» в среде MATLAB Simulink

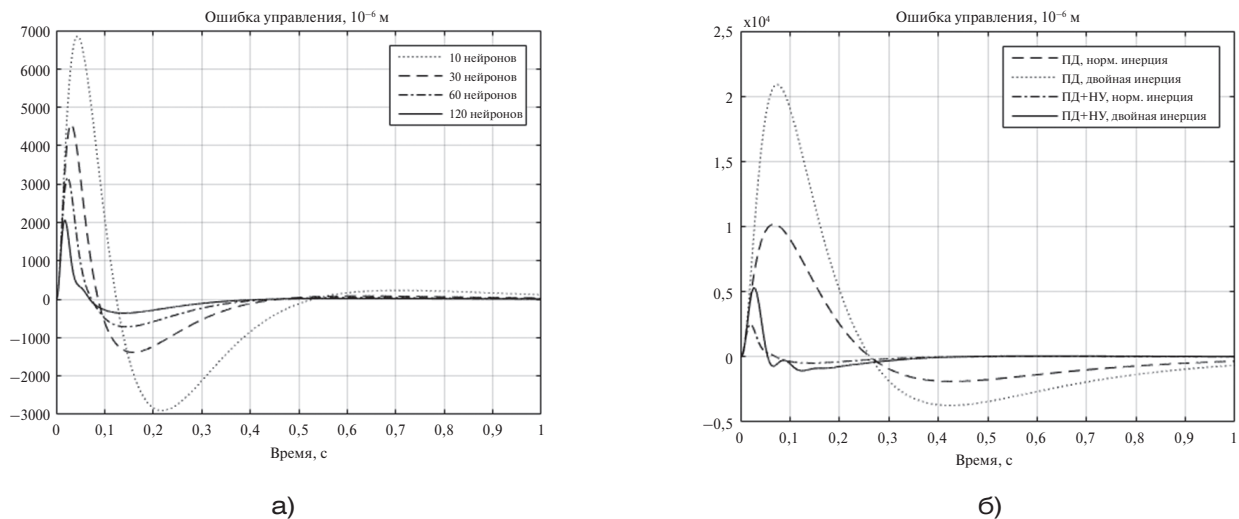


Рисунок 11. Ошибка управления: а – при вариации нейронов в сети; б – при изменении инерционных параметров

ПД-регулятора определены параметры искусственной нейронной сети для успешной адаптации регулятора. Исследовано влияние количества нейронов на ошибку регулирования. На рис. 11а показаны позиционные ошибки обработки координаты  $X$  в тестовом скачкообразном режиме при постоянных параметрах динамики и отсутствии внешних сил.

Результаты моделирования демонстрируют существенную зависимость качества аппроксимации от числа нейронов в скрытом слое: с ростом числа нейронов ошибка уменьшается. Однако отметим, что чрезмерное увеличение числа нейронов приводит к плохой сходимости контура адаптации, поэтому при оценке регулятора в условиях действия параметрических и функциональных неопределенностей примем число нейронов, равное 90. Также исследовано влияние параметрической неопределенности на качество управления. На рис. 11б

демонстрируется влияние двукратного изменения инерционных параметров на ошибку управления. Отметим, что даже при двукратном изменении параметров время переходного процесса при нейросетевом управлении (НУ) почти не изменяется.

Для оценки качества адаптации проведены сравнительные исследования синтезированного ПД и адаптивного регулятора при гармоническом входном воздействии, двукратном увеличении массоинерционных характеристик, а также при действии на платформу гармонических внешних сил

$$F_x(t) = F_0 \sin(\omega t), F_y(t) = F_0 \sin(2\omega t), \quad (10)$$

$$F_z(t) = F_0 \sin(3\omega t),$$

где  $F_0$  – амплитуда;  $\omega$  – частота воздействия. Результаты моделирования представлены на рис. 12.

Анализ ошибок управления показывает, что адаптивный нейросетевой регулятор успешно

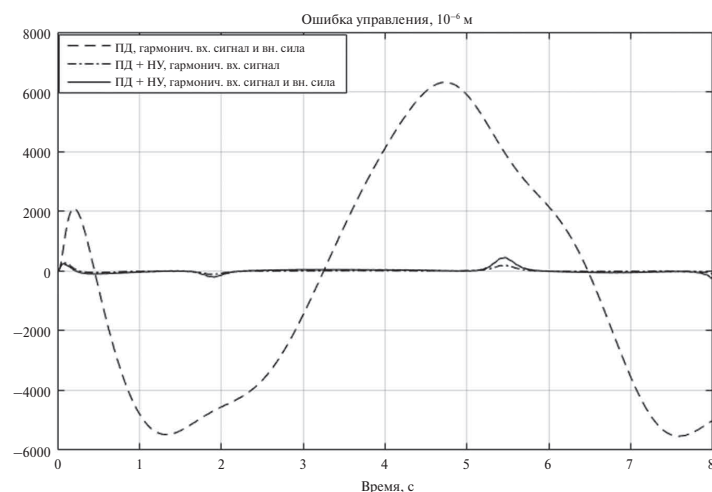


Рисунок 12. Ошибки позиционного управления гексаподом в гармоническом режиме при действии внешней силы

справляется с вариациями задающих воздействий и внешних сил, улучшая качество управления гексаподом.

### Аппаратная реализация системы управления гексаподом

Блок управления гексаподом представляет собой аппаратную часть (электронные модули) системы управления гексаподом (рис. 13).

В состав каждого из каналов (основного и резервного) БУГ входят модули и элементы, электрически объединяемые жгутом БУГ и кросс-платой.

В разрабатываемых образцах системы управления гексаподом предусматривается определение положения платформы с помощью учета информации от:

- датчиков углового положения вала электродвигателя линейного механизма (путем пересчета определяется линейное перемещение подвижного штока линейного привода);
- датчиков температуры, распределенных по линейному приводу и платформам гексапода (путем пересчета определяются температурные деформации конструкции).

В составе БУГ имеется шесть модулей управления линейного привода (МУЛП), каждый из которых осуществляет управление линейным приводом ноги гексапода, получение и обработку информации от датчика положения, температуры в составе линейного привода, расчет и формирование сигналов управления электродвигателями линейных

приводов, а также взаимодействует с модулем контроллера БУГ.

Основным компонентом является модуль контроллера, формирующий на основе расчета задач кинематики и динамики гексапода управляющие сигналы МУЛП с учетом полученной по интерфейсу связи с бортовым компьютером космического аппарата управляющей информации и обеспечивающий сбор и отправку телеметрической и другой информации БККА.

В [10] приведено описание каждого из модулей.

Модуль усилителя выполняет следующие функции:

- Получение широтно-импульсно-модулированных (ШИМ) сигналов управления электродвигателями линейных приводов и формирование в соответствии с ними напряжений на обмотках двигателей.
- Формирование сигнала обратной связи по току.

Модуль вторичного источника питания выполняет преобразование входного напряжения в необходимые для функционирования электроники гексапода значения.

Конструкция блока управления гексаподом показана на рис. 14.

Передняя крышка 1 предназначена для фиксации шлейфов разъемов аппаратуры БУГ 7. Задняя крышка 5 является одновременно корпусом контроллера СОТР, предназначенного для стабилизации температурных режимов БУГ. Набор из передней и задней крышек с расположенными между

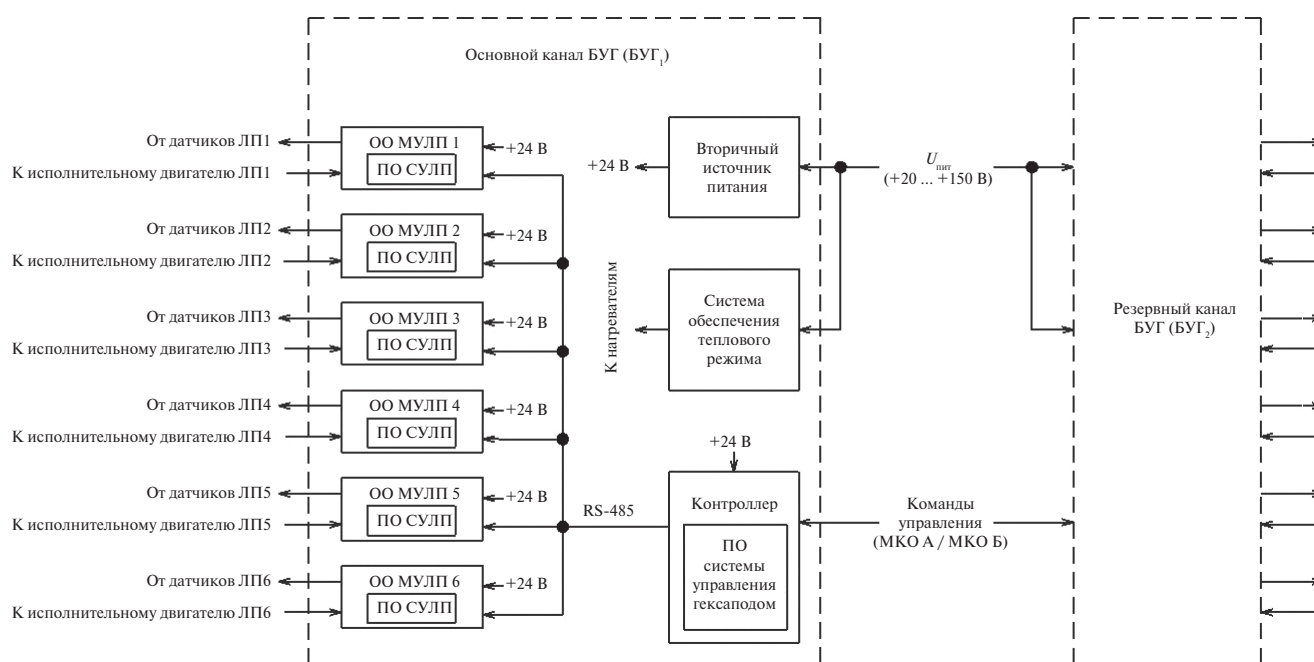


Рисунок 13. Структурная схема блока управления гексаподом

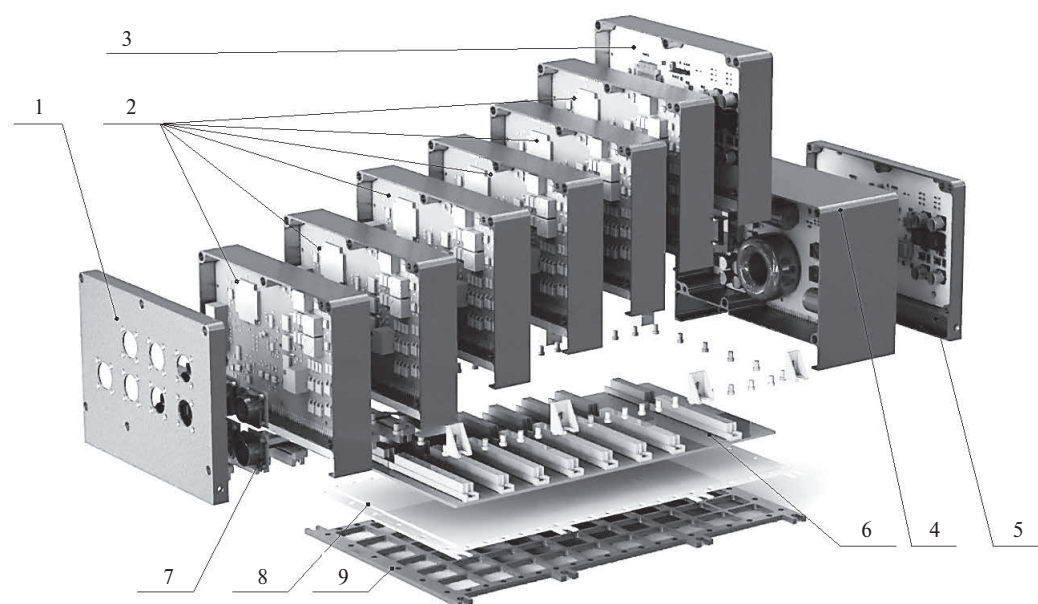


Рисунок 14. Конструкция БУГ: 1 – передняя крышка; 2 – модули управления линейными приводами; 3 – модуль контроллера БУГ; 4 – модуль вторичного источника питания; 5 – задняя крышка (одновременно является корпусом электронного модуля СОТР); 6 – кросс-плата; 7 – соединительные шлейфы с разъемами; 8 – прокладка, обеспечивающая необходимое тепловое сопротивление между корпусом БУГ и установочной поверхностью; 9 – основание БУГ

ними кассетами стягивается специальными стержневыми заделками, после чего устанавливается кросс-плата 6. Между платой 6 и элементами конструкции устанавливается прокладка, предназначенная для контроля теплового сопротивления 8, которая притягивается алюминиевым основанием 9.

### Заключение

В ходе настоящей работы решены следующие частные, но актуальные вопросы реализации и моделирования системы управления гексаподом:

1. Для линейного привода, выполненного по схеме с кинематической парой винт-гайка и с двумя двухосными шарнирами, решена расширенная обратная задача кинематики гексапода, позволяющая вычислить корректирующий угол  $\gamma$ , задающий положение линейного привода ноги гексапода, что повышает точность позиционирования платформы.
2. Предложена схема управления гексаподом с пространственным датчиком положения верхней платформы. Основная необходимость – парировать (компенсировать) погрешности измерения длин ног, которые образуются под

действием температурных деформаций в условиях открытого космоса и не измеряются при косвенном методе измерения длин ног.

3. Проведено моделирование кинематики гексапода для рассмотренных предложений.

Разработаны алгоритмы прямого адаптивного нейросетевого управления и дана оценка его применения в задаче контурного управления гексаподом космического назначения.

Реализована модель системы управления гексаподом на основе адаптивного нейросетевого регулятора. Проведено моделирование системы управления гексаподом с рабочей нагрузкой в условиях параметрических и функциональных неопределенностей.

Дано описание электронного блока управления, представляющего собой аппаратное воплощение приведенных разработок. Выполненные исследования показали эффективность применения адаптивного нейросетевого управления в задачах контурного управления гексаподом. В будущем планируется реализация регулятора в системе управления на основе отечественного радиационно стойкого микроконтроллера [11–12].

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С. Система управления механизмом с параллельной кинематикой для перемещения бортовых приборов КЛА на базе современного отечественного радиационно стойкого микроконтроллера с процессорным ядром Cortex-M4F // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 48–54.



2. Гавриленко В. А., Жуков Ю. А., Мороз А. В. Реализация задач кинематики на микропроцессоре ARM-архитектуры для мехатронных систем управления гексаподом // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 92–98.
3. Горбунов А. В., Коротков Е. Б., Слободзян Н. С. Высокоточная система наведения и ориентации космических бортовых приборов на базе гексапода с пространственным датчиком положения // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 42–48.
4. Lewis F., Yegildirek A., Kai L. Multilayer neural-net robot controller with guaranteed tracking performance. IEEE Transactions on Neural Networks. IEEE Computational Intelligence Society. New Jersey, 1996, vol. 7, pp. 388–399.
5. Lewis F., Dawson D., Abdallah C. Robot Manipulator Control Theory and Practice. New York, CRC Press Book, 2004, 614 p.
6. Cardona M. N. A new approach for the forward kinematics of general Stewart-Gough platforms. Proc. of the 2015 IEEE Thirty Fifth Central American and Panama Convention, 2015, pp. 1–6.
7. Campa R., Bernal J., Soto I. Kinematic modeling and control of the hexapod parallel robot. Proc. of American Control Conference, 2016, pp. 1203–1208.
8. Liu K., Fitzgerald J., Lewis F. Kinematic Analysis of a Stewart platform manipulator. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1993, 40 p. 282–293.
9. Lung-Wen T. Robot Analysis the Mechanics of Serial and Parallel Manipulators. New York, Wiley, 1999, 520 p.
10. Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Мороз А. В. Имитационная модель цифровой системы управления гексаподом с линейными приводами на базе шаговых двигателей // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 35–41
11. Микроконтроллер 1986BE8T [Электронный ресурс]. Сайт АО «ПКК Миландр». URL: <http://milandr.ru/> (дата обращения: 10.01.2018)
12. Бойко С. О., Комаров С. А., Харитонов С. Г. Проектирование высокоточных линейных приводов для шестистепенного механизма типа «гексапод» космического применения // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. 2013. № 6 (52). С. 142–149.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Горбунов Андрей Владимирович**, ведущий инженер, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 556-66-61, e-mail: anygos@yandex.ru.

**Коротков Евгений Борисович**, к.т.н., доцент, главный научный сотрудник, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 938-15-11 e-mail: ebkorotkov@yandex.ru.

**Леканов Анатолий Васильевич**, к.т.н., доцент, зам. директора, Отраслевой центр крупногабаритных трансформируемых мехатронных систем, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», 662972, Красноярский край, Железногорск, ул. Ленина, д. 52, тел.: 8 (913) 830-46-43, e-mail: lekan@iss-reshetnev.ru.

**Матвеев Станислав Алексеевич**, к.т.н., проректор по научной работе и инновационно-коммуникационным технологиям, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, 8 (812) 316-43-16, e-mail: sciencebstu@bstu.spb.su.

**Слободзян Никита Сергеевич**, ведущий инженер, научно-исследовательская лаборатория робототехнических и мехатронных систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (953) 345-38-27, e-mail: ja-nikita@mail.ru.

**Яковенко Николай Григорьевич**, к.т.н., доцент, ведущий научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (911) 211-49-61, e-mail: yakovenko\_ng@mail.ru.

*For citation: Gorbunov A. V., Korotkov E. B., Lekanov A. V., Matveev S. A., Slobodzyan N. S., Yakovenko N. G. Experience of the development of the control system of mechanisms with parallel structure of the type «hexapod» for positioning and introduction of large-sized objects of information space platform. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 111–123.*

DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-111-123

**A. V. Gorbunov, E. B. Korotkov, A. V. Lekanov, S. A. Matveev, N. S. Slobodzyan, N. G. Yakovenko**

## EXPERIENCE OF THE DEVELOPMENT OF THE CONTROL SYSTEM OF MECHANISMS WITH PARALLEL STRUCTURE OF THE TYPE «HEXAPOD» FOR POSITIONING AND INTRODUCTION OF LARGE-SIZED OBJECTS OF INFORMATION SPACE PLATFORM

The problems of designing a hexapod control system – a mechanism with parallel kinematics, designed for guidance and positioning of instruments and antennas of orbiting satellite platforms are considered. Based on the solution of the extended kinematics problem, the algorithm for controlling linear drives with a kinematic pair of screw-nut and two two-axis hinges is specified. The hexapod control scheme with the spatial load position sensor is given, the feasibility of positional control algorithms is estimated on the basis of the modern domestic element base. The estimation is made by the method of mathematical modeling. An algorithm for adaptive neural network control of a hexapod is proposed. An artificial neural network has been developed, which together with a nonlinear controller regulates the force acting on linear actuators by control error. To assess the quality of hexapod control, a dynamic model of the hexapod control system was created in the simulation package SimMechanics of the MATLAB Simulink system. A description is given of the hardware part of the digital control system-the hexapod control unit).

**Keywords:** mechanism with parallel structure, hexapod, linear drive, valve motor, screw-nut transmission, direct and inverse problems of kinematics and dynamics of hexapod, digital control system, electronic control module, ARM processor, stepper motor, inverter, neural network adaptive control, modeling in the MATLAB environment.



## REFERENCES

1. Zhukov Yu. A., Korotkov E. B., Slobodzyan N. S. Radiation resistant microcontroller with Cortex-M4F core based control system of parallel kinematics mechanism designed for spacecraft's onboard devices movements. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 48–54 (In Russian).
2. Gavrilenko V. A., Zhukov Yu. A., Moroz A. V. Realization of kinematics on a microprocessor ARM-architecture for mechatronic control systems of hexapod. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 8, pp. 92–98 (In Russian).
3. Gorbunov A. V., Korotkov E. B., Slobodzyan N. S. High-precision space on-board instruments aiming and orientation system of the hexapod with a spatial position sensor. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 42–48 (In Russian).
4. Lewis F., Yegildirek A., Kai L. Multilayer neural-net robot controller with guaranteed tracking performance. *IEEE Transactions on Neural Networks. IEEE Computational Intelligence Society*. New Jersey, 1996, vol. 7, pp. 388–399.
5. Lewis F., Dawson D., Abdallah C. Robot Manipulator Control Theory and Practice. New York, CRC Press Book, 2004, 614 p.
6. Cardona M. N. A new approach for the forward kinematics of general Stewart-Gough platforms. *Proc. of the 2015 IEEE Thirty Fifth Central American and Panama Convention*, 2015, pp. 1–6.
7. Campa R., Bernal J., Soto I. Kinematic modeling and control of the hexapod parallel robot. *Proc. of American Control Conference*, 2016, pp. 1203–1208.
8. Liu K., Fitzgerald J., Lewis F. Kinematic Analysis of a Stewart platform manipulator. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 1993, 40 p. 282–293.
9. Lung-Wen T. Robot Analysis the Mechanics of Serial and Parallel Manipulators. New York, Wiley, 1999, 520 p.
10. [Mikrokontroler 1986VE8T]. Cite of JSC «PKK Milandr». (In Russian). Available at: <http://milandr.ru/> (accessed 10.01.2017)
11. Zhukov Yu. A., Korotkov E. B., Moroz A. V. Simulation model hexapod control systems with linear stepper drives. *Voprosy radioelektroniki*, 2017, no. 7, pp. 35–41 (In Russian).
12. Boyko S. O., Komarov S. A., Kharitonov S. G. Design of high-precision linear actuators for a six-step mechanism of the «hexapod» type of space application. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva*, 2013, no. 6 (52), pp. 142–149 (In Russian).

## AUTHORS

**Gorbunov Andrey**, leading engineer, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 556-66-61, e-mail: anygos@yandex.ru.

**Korotkov Evgeniy**, PhD, associate professor, chief scientific employee, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 938-15-11, e-mail: ebkorotkov@yandex.ru.

**Lekanov Anatoliy**, PhD, associate professor, vice president of the OC KTMS, JSC Information Satellite Systems named after academician M. F. Reshetnev, 52, ulitsa Lenina, Krasnoyarskiy kray, Zheleznogorsk, 662972, +7 (913) 830-46-43, e-mail: lekan@iss-reshetnev.ru.

**Matveev Stanislav**, PhD, vice-rector for research and innovation and communication technologies, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 316-43-16, e-mail: sciencebstu@bstu.spb.su.

**Slobodzyan Nikita**, leading engineer, Research Laboratory of Robotic and Mechatronic Systems, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (953) 345-38-27, e-mail: ja-nikita@mail.ru.

**Yakovenko Nikolay**, Ph. D., associate professor, leading researcher, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 211-49-61, e-mail: yakovenko\_ng@mail.ru.

**Ю. В. Петров<sup>1</sup>, С. И. Бакарас<sup>1</sup>, С. А. Юхно<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКОВ РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ МЕТОДОМ «МНИМОЙ БАЗЫ» ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ

*В статье рассмотрен способ определения дальности до источника радиоизлучения (ИРИ) методом «мнимой базы» при использовании линейной модели изменения пеленгов на него. В нем при решении триангуляционной задачи одним пассивным пеленгатором используются не только измерения пеленгов на ИРИ, но и их экстраполированные на некоторый интервал времени значения. Показано, что потенциальные характеристики способа определяются точностным, динамическим и геометрическим факторами, а также временем измерения пеленгов на ИРИ и временем экстраполяции. Сделан вывод, что при использовании линейной модели есть ограничения как на время измерения пеленгов на ИРИ, так и на время экстраполяции. Показано, что экстраполяция на большие интервалы времени возможна только при больших расстояниях до ИРИ и относительно небольшой скорости движения ЛА.*

**Ключевые слова:** пеленгация, пассивная локация, источник радиоизлучения, определение местоположения, триангуляция, «мнимая база».

## Введение

При создании авиационных систем радиолокации и радиоразведки большое внимание уделяется выбору рациональных способов определения координат целей, основанных на использовании результатов приема радиосигналов от источников радиоизлучения (ИРИ) и обеспечивающих минимальное время достижения требуемой точности определения координат [1]. Однако из-за отсутствия информации о времени излучения и точном значении несущей частоты излучения непосредственное измерение дальности до ИРИ по запаздыванию радиосигнала и скорости сближения с ней по доплеровскому сдвигу частоты принимаемых сигналов в однопозиционной системе невозможно. В этом случае основным источником информации об ИРИ могут быть только измерения их угловых координат.

На практике, как правило, ЛА и ИРИ находятся на большом расстоянии друг от друга, при этом разница их высот может быть небольшой. Поэтому угол места получается достаточно мал и соизмерим с ошибками его определения, и можно рассматривать движение ЛА и цели только в одной горизонтальной плоскости.

Известны различные методы определения координат излучающих целей по угломерным данным в однопозиционных системах [2–11]. Проведенный

патентный поиск [12–19] показал, что одним из перспективных методов является метод «мнимой базы» [9] (в литературе встречается другое название – метод «фиктивных пеленгов» [6]).

## Геометрия решаемой задачи

Пусть задача определения местоположения ИРИ решается только в горизонтальной плоскости. Опустим перерасчет координат из разных систем координат. На рис. 1 представлена геометрия решаемой задачи для одного пеленгатора, находящегося в начальный момент времени в точке 1. ИРИ – источник радиоизлучения,  $D_1$ ,  $D_2$  – дальности до ИРИ в начальный и экстраполированный моменты времени соответственно,  $b$  – «база» решаемой задачи.

Суть метода «мнимой базы» состоит в том, что дальность до ИРИ  $D_2$  определяется по «мнимой» базе  $b$  и двум пеленгам: «сглаженному» ( $\varphi_{a31}$ ), полученному по результатам  $N$  измерений, и экстраполированному ( $\varphi_{a32}$ ), рассчитанному на момент времени  $T_{\text{экстр}} = M_{\text{экстр}} \Delta t$ :

$$D_2 = b \frac{\sin \varphi_{a31}}{\sin(\varphi_{a32} - \varphi_{a31})} = b \frac{\sin \varphi_{a31}}{\sin(\varphi)},$$

$$\varphi = \varphi_{a32} - \varphi_{a31}.$$

Экстраполяция значения пеленга  $\varphi_{a32}$  (а также интерполяция пеленга  $\varphi_{a31}$ ) производится с помощью метода наименьших квадратов полиномом степени,

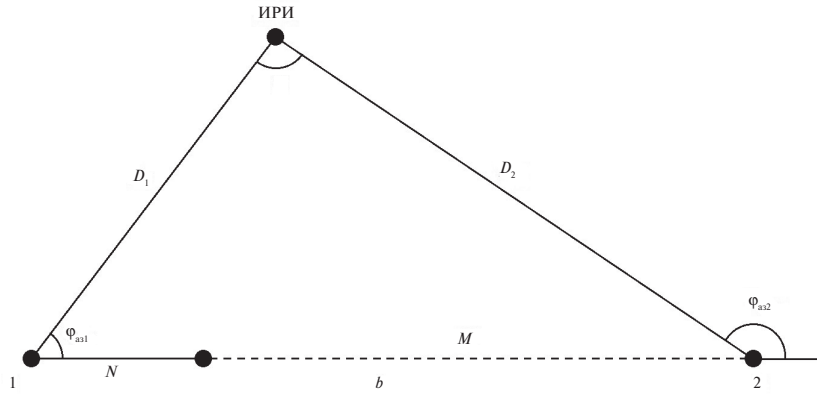


Рисунок 1. Взаимное положение пеленгатора и источника радиоизлучения

$p$  что позволяет иметь более точные оценки их значений:

$$\varphi_{a32} = \sum_{j=0}^{p-1} a_j T_{\text{экстр}}^j,$$

где  $a_j$  – коэффициенты полинома, полученные методом наименьших квадратов.

Если носитель пеленгатора движется равномерно и прямолинейно на достаточно большом расстоянии от ИРИ, то значения пеленга меняются медленно, и можно предполагать линейное их изменение. Однако очевидно, что при уменьшении расстояния гипотеза о линейном изменении пеленга во времени становится несправедлива. Использование для преодоления возникающих трудностей алгоритмов линеаризации на основе расширенного фильтра Калмана [3, 8] не дает ощутимых результатов, поскольку такие алгоритмы требуют достаточно точного начального приближения, долгого времени и не работают в плохо наблюдаемых ситуациях.

#### Оценка потенциальной точности определения местоположения ИРИ

Ошибка определения дальности до ИРИ  $\Delta D_2$  в линейном приближении в этом случае будет равна

$$\begin{aligned} \Delta D_2 &= \frac{\partial D_2}{\partial b} \Delta b + \frac{\partial D_2}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial D_2}{\partial \varphi_{a31}} \Delta \varphi_{a31} = \\ &= D_2 \left( \frac{\Delta b}{b} - \text{ctg} \varphi \Delta \varphi_{a32} + \text{ctg} \varphi \Delta \varphi_{a31} + \text{ctg} \varphi_{a31} \Delta \varphi_{a31} \right), \end{aligned}$$

где  $\Delta b$ ,  $\Delta \varphi$ ,  $\Delta \varphi_{a31}$  – ошибки определения соответствующих параметров.

В предположении, что математические ожидания ошибок оценивания пеленгов и «базы» равны нулю и не коррелированы между собой, математическое ожидание и дисперсия относительной ошибки определения дальности до ИРИ будут равны

$$M \left( \frac{\Delta D_2}{D_2} \right) = 0.$$

$$\frac{\sigma_{\Delta D_2}^2}{D_2^2} = \frac{\sigma_{\Delta b}^2}{b^2} + (\text{ctg} \varphi)^2 \sigma_{\Delta \varphi_{a32}}^2 + [(\text{ctg} \varphi)^2 + (\text{ctg} \varphi_{a31})^2] \Delta \sigma_{\Delta \varphi_{a31}}^2.$$

Рассмотрим по отдельности три слагаемых в этом выражении.

«База» решаемой задачи определяется как

$$b = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}.$$

Тогда ошибка определения базы в линейном приближении

$$\Delta b = \frac{\partial b}{\partial x_1} \Delta x_1 + \frac{\partial b}{\partial x_2} \Delta x_2 + \frac{\partial b}{\partial y_1} \Delta y_1 + \frac{\partial b}{\partial y_2} \Delta y_2,$$

где  $\Delta x_1$ ,  $\Delta x_2$ ,  $\Delta y_1$ ,  $\Delta y_2$  – ошибки определения соответствующих координат.

Дисперсия ошибки определения базы будет равна

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta b}^2 &= \left( \frac{\partial b}{\partial x_1} \right)^2 \sigma_{\Delta x_1}^2 + \left( \frac{\partial b}{\partial x_2} \right)^2 \sigma_{\Delta x_2}^2 + \left( \frac{\partial b}{\partial y_1} \right)^2 \sigma_{\Delta y_1}^2 + \\ &+ \left( \frac{\partial b}{\partial y_2} \right)^2 \sigma_{\Delta y_2}^2 = (-\cos \Psi)^2 \sigma_{\Delta x_1}^2 + (\cos \Psi)^2 \sigma_{\Delta x_2}^2 + \\ &+ (-\sin \Psi)^2 \sigma_{\Delta y_1}^2 + (\sin \Psi)^2 \sigma_{\Delta y_2}^2, \end{aligned}$$

где  $\sigma_{\Delta x_1}^2$ ,  $\sigma_{\Delta x_2}^2$ ,  $\sigma_{\Delta y_1}^2$ ,  $\sigma_{\Delta y_2}^2$  – дисперсии ошибок определения соответствующих координат;  $\Psi$  – путевой угол ЛА.

Измерения координат ЛА в начальный момент времени (точка 1) «сглаживаются» при обработке методом наименьших квадратов ( $N$  – количество измерений), дисперсия ошибок их определения будет равна [8]

$$\sigma_{\Delta x_1}^2 = \sigma_{\Delta y_1}^2 = \frac{4\sigma_{\bar{x}}^2}{N}.$$

Ошибки определения координат  $x_2$ ,  $y_2$  (точка 2) будут зависеть не только от навигационных ошибок, но и от ошибок экстраполяции:

$$\sigma_{\Delta x_2}^2 = \sigma_{\Delta y_2}^2 = \frac{4\sigma_{\bar{x}}^2}{N} \left( 1 + 3 \frac{M_{\text{экстр}}^2}{N^2} \right).$$

Учитывая эти соотношения, получаем для дисперсии ошибок определения базы

$$\sigma_{\Delta b}^2 = \frac{4\sigma_{\tilde{x}}^2}{N} + \frac{4\sigma_{\tilde{x}}^2}{N} \left( 1 + 3 \frac{M_{\text{экстр}}^2}{N^2} \right) = \frac{4\sigma_{\tilde{x}}^2}{N} \left( 2 + 3 \frac{M_{\text{экстр}}^2}{N^2} \right).$$

Дисперсия ошибок определения пеленга в начальный момент времени (точка 1) с учетом их «сглаживания» по методу наименьших квадратов

$$\sigma_{\Delta \varphi_{a1}}^2 = \frac{4\sigma_{\varphi}^2}{N},$$

где  $\sigma_{\varphi}^2$  – дисперсия ошибок измерения пеленгов на ИРИ.

Ошибки определения пеленга в экстраполированный момент времени (точка 2) будут содержать ошибки экстраполяции, которые, в свою очередь, зависят от ошибок вычисления коэффициентов функции регрессии и ограничения их количества:

$$\begin{aligned} \Delta \varphi_{a2 \text{ экстр}} &= \varphi_{a2 \text{ экстр}} - \varphi_{a2 \text{ ист}} = \sum_{j=0}^{p-1} \hat{a}_j T_{\text{экстр}}^j - \sum_{j=p}^{\infty} a_j^{\text{ист}} T_{\text{экстр}}^j = \\ &= \sum_{j=0}^{p-1} (\hat{a}_j - a_j^{\text{ист}}) T_{\text{экстр}}^j - \sum_{j=p}^{\infty} a_j^{\text{ист}} T_{\text{экстр}}^j = \\ &= \Delta a_0 + \Delta a_1 T_{\text{экстр}}^1 - \dots - a_p T_{\text{экстр}}^p - \dots, \end{aligned}$$

где  $\Delta \varphi_{a2 \text{ ист}}$  – истинное значение пеленга в момент времени, соответствующий времени экстраполяции;  $\Delta a_j$  – ошибки в определении первых  $p$  коэффициентов полинома.

Дисперсия ошибки экстраполяции будет равна

$$\sigma_{\Delta \varphi_{a2 \text{ экстр}}}^2 = \sigma_{\Delta a_0}^2 + \sigma_{\Delta a_1}^2 M_{\text{экстр}}^2 \Delta t^2 + \dots + a_p^2 M_{\text{экстр}}^{2p} \Delta t^{2p} + \dots$$

Если учесть, что [20]

$$\sigma_{\Delta a_0}^2 = \frac{4\sigma_{\varphi}^2}{N},$$

$$\sigma_{\Delta a_1}^2 = \frac{12\sigma_{\varphi}^2}{N^3 \Delta t^2},$$

то для линейной модели ( $p = 2$ ) можно записать

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta \varphi_{a2 \text{ экстр}}}^2 &= \sigma_{\Delta \varphi_{a2}}^2 = \frac{4\sigma_{\varphi}^2}{N} + \frac{12\sigma_{\varphi}^2}{N^3 \Delta t^2} M_{\text{экстр}}^2 \Delta t^2 + \\ &+ \sum_{j=2}^{\infty} (a_j^2 M_{\text{экстр}}^{2j} \Delta t^{2j}). \end{aligned}$$

Остаточный член разложения этого ряда, записанный в форме Лагранжа, будет равен

$$\sum_{j=2}^{\infty} a_j T_{\text{экстр}}^j \leq a_2 L^2 \Delta t^2,$$

где  $0 \leq L \leq M_{\text{экстр}}$ . Очевидно, что максимальное значение остаточного члена (по модулю) будет при  $L = M_{\text{экстр}}$ . Введем условие, чтобы остаточный член

разложения ряда был меньше последнего (линейного) в  $K$  раз (например,  $K = 10$ ):

$$K a_2 M_{\text{экстр}}^2 \Delta t^2 < a_1 M_{\text{экстр}} \Delta t.$$

С учетом того, что

$$a_1 = \dot{\varphi} = \frac{V \sin \varphi_{a31}}{D_2};$$

$$a_2 = \frac{1}{2!} \ddot{\varphi} = \frac{1}{2} \cdot \frac{2V^2 \sin \varphi_{a31} \cos \varphi_{a31}}{D_2^2} = \dot{\varphi}^2 \text{ctg} \varphi_{a31},$$

получаем

$$K \dot{\varphi}^2 \text{ctg} \varphi_{a31} M_{\text{экстр}}^2 \Delta t^2 < \dot{\varphi} M_{\text{экстр}} \Delta t$$

или

$$M_{\text{экстр}} < \frac{\text{tg} \varphi_{a31}}{K \dot{\varphi} \Delta t} = \frac{D_2 \text{tg} \varphi_{a31}}{KV \Delta t \sin \varphi_{a31}} = \frac{D_2 \cos \varphi_{a31}}{KV \Delta t}.$$

На рис. 2 приведены графики зависимости максимального значения интервала экстраполяции  $M_{\text{экстр}}^{\text{макс}}$  от скорости изменения пеленга на ИРИ (зависит от дальности до ИРИ  $D_2$  и скорости движения ЛА  $V$ ) и начального пеленга на ИРИ (зависит от путевого угла ЛА). Как видно из него, экстраполяция на большие интервалы времени возможна только при больших расстояниях до ИРИ и относительно небольшой скорости движения ЛА.

Отметим, что оценку  $M_{\text{экстр}}^{\text{макс}}$  можно производить по оценкам пеленга на ИРИ и коэффициента  $a_1$  (соответствующего первой производной пеленга  $\varphi$ , получаемой при использовании метода наименьших квадратов):

$$M_{\text{экстр}}^{\text{макс}} = \frac{\text{tg} \hat{\varphi}_{a31}}{K \hat{a}_1 \Delta t}.$$

Окончательно для дисперсии относительной ошибки определения дальности до ИРИ при использовании линейной модели с учетом

$$b = V (M_{\text{экстр}} + N) \Delta t,$$

$$\text{ctg} \varphi = \frac{D_2}{V \sin \varphi_{a31} (M_{\text{экстр}} + N) \Delta t} = \frac{1}{\dot{\varphi} (M_{\text{экстр}} + N) \Delta t}$$

получаем

$$\frac{\sigma_{\Delta D_2}^2}{D_2^2} = \frac{4 \left( 2 + 3 \frac{M_{\text{экстр}}^2}{N^2} \right)}{N (M_{\text{экстр}} + N)^2} \left\{ \frac{\sigma_{\tilde{x}}^2}{V^2 \Delta t^2} + \frac{\sigma_{\varphi}^2}{\dot{\varphi}^2 \Delta t^2} \right\} + \frac{4\sigma_{\varphi}^2}{N} (\text{ctg} \varphi_{a31})^2.$$

### Оценка времени набора измерений и времени экстраполяции

Определим значение  $M_{\text{экстр}}$  (как функцию  $N$ ), при котором  $\frac{\sigma_{\Delta D_2}^2}{D_2^2}$  достигает минимального значения. Для этого возьмем производную первого сомножителя по  $M_{\text{экстр}}$  и приравняем ее нулю:

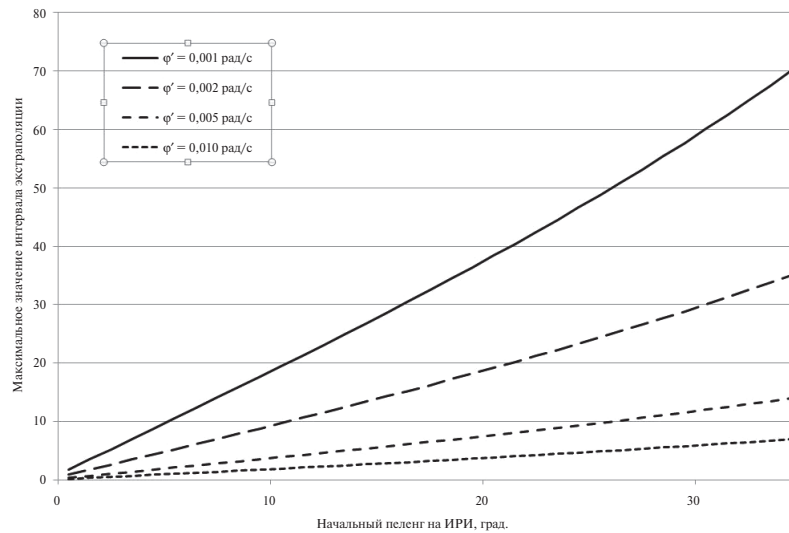


Рисунок 2. Зависимость максимального значения интервала экстраполяции  $M_{\text{экстр}}^{\text{макс}}$  от скорости изменения пеленга на ИРИ (зависит от дальности до ИРИ  $D_2$  и скорости движения ЛА  $V$ ) и начального пеленга на ИРИ (зависит от путевого угла ЛА)

$$\frac{d \left[ \frac{4 \left( 2 + 3 \frac{M_{\text{экстр}}^2}{N^2} \right)}{N (M_{\text{экстр}} + N)^2} \right]}{dM_{\text{экстр}}} = 4 \frac{6 \frac{M_{\text{экстр}}}{N} - 4}{N (M_{\text{экстр}} + N)^3} = 0,$$

откуда следует, что

$$M_{\text{экстр}} = \frac{2}{3} N.$$

Сомножитель в выражении при этом будет равен

$$\frac{4 \left( 2 + 3 \frac{M_{\text{экстр}}^2}{N^2} \right)}{N (M_{\text{экстр}} + N)^2} = \frac{24}{5N^3}.$$

Учитывая введенное выше ограничение (на линейную модель), получаем

$$\frac{\sigma_{\Delta D_2}^2}{D_2^2} = \frac{24}{5N^3} \left[ \frac{\sigma_{\bar{x}}^2}{(V\Delta t)^2} + \frac{\sigma_{\bar{\varphi}}^2}{(\dot{\varphi}\Delta t)^2} \right] + \frac{4}{N} \sigma_{\bar{\varphi}}^2 (\text{ctg} \varphi_{\text{азл}})^2,$$

$$N \leq \frac{3 \text{tg} \varphi_{\text{азл}}}{2 K \dot{\varphi} \Delta t}.$$

На рис. 3, 4 приведены графики зависимостей СКО относительной ошибки оценивания дальности до ИРИ от количества отсчетов при различных значениях СКО ошибок измерения пеленгов и скорости их изменения. Как видно из этих графиков, при использовании линейной модели изменения пеленгов на ИРИ, точной оценки дальности до него (СКО – 0,05–0,10) можно достичь только при точных измерениях пеленгов и малых значениях скорости

их изменения (что соответствует большим дальностям до ИРИ).

Отметим, что СКО относительной ошибки оценивания дальности до ИРИ практически не зависит от скорости движения ЛА и начального пеленга на ИРИ. Но эти параметры сильно влияют на значение максимально возможного интервала экстраполяции (рис. 2).

### Заключение

1. В статье получено выражение для оценки потенциальной точности определения местоположения методом «мнимой базы» при линейной модели изменения пеленгов на ИРИ.
2. Точность оценивания местоположения источника радиоизлучения по методу «мнимой базы» определяется следующими факторами:
  - точностным (точностью измерения координат и пеленгов);
  - геометрическим (пеленгом на ИРИ в начальный момент времени  $\varphi_{\text{азл}}$ );
  - динамическим (скоростью движения ЛА и скоростью изменения пеленга, зависящего, в свою очередь, от дальности, скорости движения ЛА и пеленга на ИРИ), а также временем измерения пеленгов на ИРИ (количеством измерений  $N$ ).
3. Количество измерений при использовании линейной модели ограничено.
4. Для повышения точности определения источника радиоизлучения методом «мнимой базы» необходимо использовать нелинейные модели с высокими степенями экстраполирующего полинома.



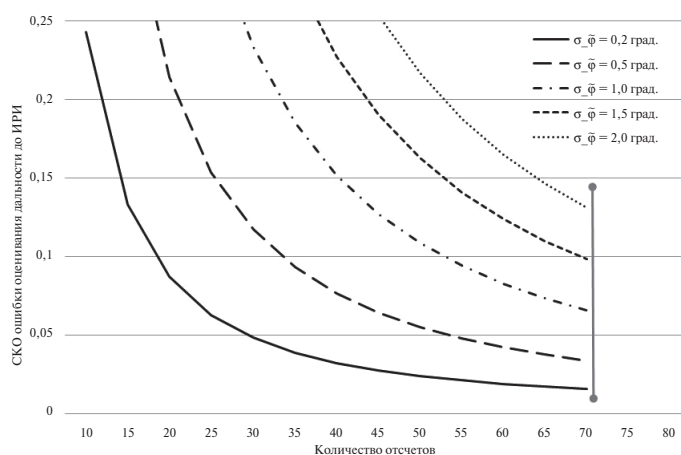


Рисунок 3. Зависимость СКО относительной ошибки оценивания дальности до ИРИ от количества отсчетов при различных значениях СКО ошибок измерения пеленгов ( $N_{\text{макс}} = 70$ )

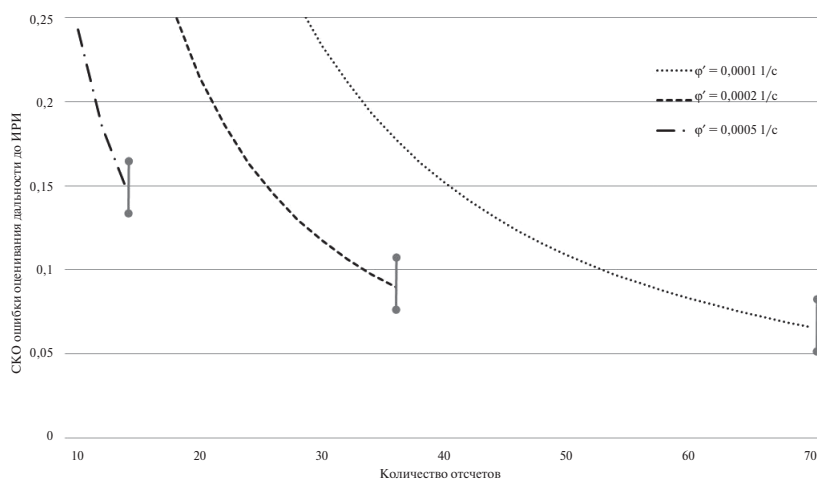


Рисунок 4. Зависимость СКО относительной ошибки оценивания дальности до ИРИ от количества отсчетов при различных значениях скорости изменения пеленгов

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные системы радиоуправления / В.И. Меркулов, В.С. Чернов, В.А. Гандурин и др. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2008. 424 с.
2. Быстров Р.П. Пассивная радиолокация. Методы обнаружения объектов. М.: Радиотехника, 2008. 318 с.
3. Бызов А.Н. Анализ применения расширенного фильтра Калмана для определения дальности до источника радиоизлучения. Современные проблемы радиотехники и телекоммуникаций / Материалы IX Международной молодежной научно-технической конференции РТ-2013. СевГТУ, 2013. С. 310.
4. Бызов А.Н., Петров Ю.В. Определение местоположения источника радиоизлучения пассивными средствами летательного аппарата // Вопросы радиозлектроники. 2014. № 4. С. 47–56.
5. Оценивание дальности и скорости в радиолокационных системах. Ч. 3 / В.С. Верба, В.И. Меркулов, В.В. Дрогалин и др.; под ред. В.С. Вербы, В.И. Меркулова. М.: Радиотехника, 2010. 472 с.
6. Мельников Ю.П., Попов С.В. Радиотехническая разведка. Методы оценки эффективности местоположения источников излучения. М.: Радиотехника, 2008. 432 с.
7. Петров Ю.В. Определение местоположения излучающих целей в пассивных однопозиционных радиолокационных системах // Известия РАН. 2016. № 3. С. 155–158.
8. Рудинский А.В., Шенгелия М.В. О возможности однопозиционного определения дистанции до объекта в пассивном режиме работы радиотелескопа // Фундаментальные исследования. 2013. № 11. С. 648–650.
9. Шовгун В.А. Измерение курса и дальности воздушного излучающего объекта с помощью подвижного пассивного радиопеленгатора // Радиозлектроника. 2005. Т. 48. № 4. С. 34–40.
10. Белик Б.В., Сузанский Д.Н., Чернов В.С. Способы оценивания дальности до подвижного источника радиоизлучения на основе угломерных данных на борту летательного аппарата // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2014. Т. 12. № 3. С. 19–25.

11. Мельников Ю. П., Попов С. В. Возможности кинематического определения дальности до источника радиоизлучения движущимся наблюдателем // Радиотехника. 2006. № 9. С. 17–21.
12. Патент РФ № 2442184. Способ определения местоположения источника радиоизлучения / Гриценко А. А., Екимов О. Б., Жиров В. А., Логинов Ю. И. Заявитель и патентообладатель: ЗАО «Информационный Космический Центр «Северная Корона»; заявл. 15.10.2010, опубл. 10.02.2012. Бюл. № 4.
13. Патент РФ № 2234712. Способ определения координат движущегося источника радиоизлучения с неизвестными параметрами и устройство для его осуществления / Климин В. В. Заявитель и патентообладатель: Климин Валентин Васильевич; заявл. 20.09.2001, опубл. 20.08.2004. Бюл. № 23.
14. Патент РФ № 2226701. Способ определения координат объектов и радиолокационная станция для его реализации / Беляев Б. Г., Голубев Г. Н., Жибинов В. А., Кисляков В. И., Лужных С. Н. Заявитель и патентообладатель: ОАО «Научно-исследовательский институт измерительных приборов»; заявл. 13.03.2001, опубл. 10.04.2004. Бюл. № 10.
15. Патент РФ № 2217773. Способ определения координат источника радиоизлучения и радиолокационная станция для его реализации / Беляев Б. Г., Голубев Г. Н., Жибинов В. А., Кисляков В. И., Лужных С. Н. Заявитель и патентообладатель: ФГУП «Научно-исследовательский институт измерительных приборов»; заявл. 10.04.2001, опубл. 27.11.2003. Бюл. № 33.
16. Патент РФ № 2298805. Способ определения координат источника радиоизлучения (варианты) и радиолокационная станция для его реализации / Беляев Б. Г., Голубев Г. Н., Жибинов В. А., Кисляков В. И., Лужных С. Н. Заявитель и патентообладатель: ОАО «Научно-исследовательский институт измерительных приборов»; заявл. 06.05.2005, опубл. 10.05.2007. Бюл. № 13.
17. Патент РФ № 2334244. Способ определения местоположения источника радиоизлучения / Дидук Л. И., Акиншина Г. Н., Дидук Д. Л. Заявитель и патентообладатель: ФГУ «Федеральный государственный научно-исследовательский испытательный центр радиоэлектронной борьбы и оценки эффективности снижения заметности Министерства обороны РФ»; заявл. 27.06.2007, опубл. 20.08.2008. Бюл. № 26.
18. Патент РФ № 2231806. Способ оценки текущих координат источника радиоизлучения / Арапов Д. П., Лихачев В. П. Заявитель и патентообладатель: Военный институт радиоэлектроники; заявл. 30.05.2002, опубл. 27.06.2004. Бюл. № 18.
19. Патент РФ № 2444749. Способ определения дальности до источника радиоизлучения с направленной антенной / Верхогляд Д. Г., Червинский С. Ю., Четвергов В. В., Шик В. А. Заявитель и патентообладатель: ОАО «Конструкторское бюро по радиоконтролю систем управления, навигации и связи»; заявл. 26.07.2010, опубл. 10.03.2012. Бюл. № 7.
20. Шор Я. Б. Статистические методы анализа и контроля качества и надежности. М.: Госэнергоиздат, 1962. 552 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Петров Юрий Витальевич**, к.т.н., доцент, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 926-63-39, e-mail: petrov-i4@yandex.ru.  
**Бакарас Святослав Игоревич**, магистрант, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (909) 578-20-94, e-mail: bakar1337@gmail.com.  
**Юхно Семен Александрович**, аспирант, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (911) 900-92-14, e-mail: yukhno.s.a@gmail.com.

*For citation: Petrov Yu. V., Bakarar S. I., Yukhno S. A. Determination of radio sources location by the method of «imaginary base» when using the linear model. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 124–130.  
 DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-124-130*

Yu. V. Petrov, S. I. Bakarar, S. A. Yukhno

## DETERMINATION OF RADIO SOURCES LOCATION BY THE METHOD OF «IMAGINARY BASE» WHEN USING THE LINEAR MODEL

This article presents the expressions which allow evaluating the potential accuracy of radio source location by the method of «imaginary base» when using the linear model of changing the bearing on it. The concept of the method of «imaginary base» is to be used in solving the triangulation problem not only of measuring bearing, but also their extrapolated values at a certain time interval. Potential characteristics is determined by accuracy, dynamic and geometrical factors, bearing measurement and extrapolation times. The article shows that when using a linear model, there are limitations both on the time of measuring bearing and on the time of extrapolation. It will be because of the increase in the variance of the error of estimating the distance. Limiting of series decomposition members number of non-linear bearing change dependence from time there are. It depends on the speed of changing bearing (depends on the range and speed) and the initial bearing (depends on the track angle). Extrapolation over long time intervals is possible only at long distances and at relatively low speeds.

**Keywords:** direction finding, passive location, radio source, positioning, triangulation, «imaginary base».

## REFERENCES

1. Merkulov V. I., Chernov V. S., Gandurin V. A. et al. *Aviacionnye sistemy radioupravleniya* [Aircraft radio control systems]. Moscow, VVIA named after N. I. Zhukovskiy, 2008, 424 p. (In Russian).

2. Bystrov R. P. *Passivnaya radiolokatsiya. Metody obnaruzheniya obektov* [Passive radar. Objects detection methods]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2008, 318 p. (In Russian).
3. Byzov A. N. Analysis of the extended Kalman filter application to determine the radio emission source range. Modern problems of radio engineering and telecommunications. *Materialy IX Mezhdunarodnoy molodyezhnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. RT-2013*. SevGU, 2013, p. 310 (In Russian).
4. Byzov A. N., Petrov Yu. V. Determination of the radio emission source location by passive tools of the aircraft. *Voprosy radioelektroniki*, 2014, vol. 2, no. 4, pp. 47–56 (In Russian).
5. Verba V. S., Merkulov V. I., Drogalin V. V. et al. *Ocenivanie dalnosti i skorosti v radiolokatsionnykh sistemakh* [Distance and speed estimation in radar systems]. Ch. 3. In: V. S. Verba, ed. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2014, 526 p. (In Russian).
6. Melnikov Yu. P., Popov S. V. *Radiotekhnicheskaya razvedka. Metody ocenki jeffektivnosti mestopolozheniya istochnikov izlucheniya* [Electronic exploration. Efficiency estimation methods of radio emission source location]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2008, 432 p. (In Russian).
7. Petrov Yu. V. *Opreделение mestopolozheniya izluchayuschih teley v passivnykh odnopozitsionnykh radiolokatsionnykh sistemakh* [The emission targets location in single-position passive radar systems]. *Izvestiya RARAN* Publ., 2016, no. 3, pp. 155–158 (In Russian).
8. Rudinskiy A. V., Shengeliya M. V. About the possibility of a single-site determination of the distance to the object in a passive mode of operation of the radio telescope. *Fundamentalnye issledovaniya*, 2013, no. 11, pp. 648–650 (In Russian).
9. Shovgun V. A. The course and range measurement of the air emitting object using a mobile passive direction finder. *Radioelektronika*, 2005, no. 4, pp. 34–45 (In Russian).
10. Belik B. V., Suzanskiy D. N., Chernov V. S. Methods for estimating the range to a mobile radio emission source based on the goniometer data on Board the aircraft. *Informatsionno-izmeritelnye i upravlyayushchie sistemy*, 2014, vol. 12, no. 3, pp. 19–25 (In Russian).
11. Melnikov Yu. P., Popov S. V. Possibilities of kinematic determination of the range to the source of radio emission by a moving observer. *Radiotekhnika*, 2006, no. 9, pp. 17–21 (In Russian).
12. Patent RF № 2442184. Sposob opredeleniya mestopolozheniya istochnika radioizlucheniya [Method for determining the location of the radio emission source]. Grichenko A. A., Ekimov O. B., Zhiron V. A., Loginov Yu. I. Zayavitel i patentoobladatel: ZAO «Informatsionnyi kosmicheskii tsentr “Severnaya korona”»; zayavl. 15.10.2010, opubl. 10.02.2012. Bul. no. 4 (In Russian).
13. Patent RF № 2234712. Sposob opredeleniya koordinat dvizhushchegosya istochnika radioizlucheniya s neizvestnymi parametrami i ustroystvo dlya ego osuschestvleniya [A method for determining the coordinates of a moving radio emission source with unknown parameters and a device for its implementation]. Klimin V. V. Zayavitel i patentoobladatel: Klimin Valentin Vasilevich; zayavl. 20.09.2001, opubl. 20.08.2004. Bul. no. 23 (In Russian).
14. Patent RF № 2226701. Sposob opredeleniya koordinat obektov i radiolokatsionnaya stantsiya dlya ego realizatsii [Method of determining the objects coordinates and radar for its implementation]. Belyaev B. G., Golubev G. N., Zhibinov V. A., Kislyakov V. I., Luzhnykh S. N. Zayavitel i patentoobladatel: OAO «Nauchno-issledovatel'skii institut izmeritelnykh priborov»; zayavl. 13.03.2001, opubl. 10.04.2004. Bul. no. 10 (In Russian).
15. Patent RF № 2217773. Sposob opredeleniya koordinat istochnika radioizlucheniya i radiolokatsionnaya stantsiya dlya ego realizatsii [Method for determining the coordinates of the radio emission source and radar for its implementation]. Belyaev B. G., Golubev G. N., Zhibinov V. A., Kislyakov V. I., Luzhnykh S. N. Zayavitel i patentoobladatel: FGUP «Nauchno-issledovatel'skii institut izmeritelnykh priborov»; zayavl. 10.04.2001, opubl. 27.11.2003. Bul. no. 33 (In Russian).
16. Patent RF № 2298805. Sposob opredeleniya koordinat istochnika radioizlucheniya (varianty) i radiolokatsionnaya stantsiya dlya ego realizatsii [Method for determining the coordinates of the radio emission source (options) and radar for its implementation]. Belyaev B. G., Golubev G. N., Zhibinov V. A., Kislyakov V. I., Luzhnykh S. N. Zayavitel i patentoobladatel: OAO «Nauchno-issledovatel'skii institut izmeritelnykh priborov»; zayavl. 06.05.2005, opubl. 10.05.2007. Bul. no. 13 (In Russian).
17. Patent RF № 2334244. Sposob opredeleniya mestopolozheniya istochnika radioizlucheniya [Method for determining the location of the radio emission source]. Diduk L. I., Akinshina G. N., Diduk D. L. Zayavitel i patentoobladatel: FGU «Federalnyi gosudarstvennyi nauchno-issledovatel'skii ispytatelnyi tsentr radioelektronnoi borby I otsenki jeffektivnosti snizheniya zametnosti Ministerstva oborony RF»; zayavl. 27.06.2007, opubl. 20.08.2008. Bul. no. 26 (In Russian).
18. Patent RF № 2231806. Sposob ocenki tekushchikh koordinat istochnika radioizlucheniya [A method of estimating the current position of the radio source]. Arapov D. P., Likhachev V. P. Zayavitel i patentoobladatel: Voennyi institut radioelektroniki; zayavl. 30.05.2002, opubl. 27.06.2004. Bul. no. 18 (In Russian).
19. Patent RF № 2444749. Sposob opredeleniya dalnosti do istochnika radioizlucheniya napravlennoy antennoy [A method for determining the range to the source of radio source from a directional antenna]. Verkhoglyad D. G., Chervinskiy S. Yu., Chetvergova V. V., Shik V. A. Zayavitel i patentoobladatel: OAO «Konstruktorskoe byuro po radiokontrolyu system upravleniya, navigatsii i svyazi»; zayavl. 26.07.2010, opubl. 10.03.2012. Bul. no. 7 (In Russian).
20. Shor Ya. B. *Statisticheskie metody analiza i kontrolya kachestva i nadyozhnosti* [Statistical methods of analysis and quality and reliability control]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1962, 552 p. (In Russian).

## AUTHORS

**Petrov Yuriy**, PhD, associate professor, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 926-63-39, e-mail: petrov@gtn.ru.

**Bakaras Svyatoslav**, undergraduate student, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (909) 578-20-94, e-mail: bakar1337@gmail.com.

**Yukhno Semen**, postgraduate student, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (911) 900-92-14, e-mail: yukhno.s.a@gmail.com.

Для цитирования: Петров Ю. В., Гармаш В. Н., Коробочкин Д. М. Обнаружение осадков и определение уровня их интенсивности по изображениям, формируемым системой улучшенного видения бортового радиоэлектронного комплекса обеспечения поисково-спасательных операций // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 131–138. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-131-138 УДК 004.932.2

**Ю. В. Петров<sup>1</sup>, В. Н. Гармаш<sup>2</sup>, Д. М. Коробочкин<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, <sup>2</sup> АО «Заслон»,  
<sup>3</sup> ООО «Ситимап»

# **ОБНАРУЖЕНИЕ ОСАДКОВ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ УРОВНЯ ИХ ИНТЕНСИВНОСТИ ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ, ФОРМИРУЕМЫМ СИСТЕМОЙ УЛУЧШЕННОГО ВИДЕНИЯ БОРТОВОГО РАДИОЭЛЕКТРОННОГО КОМПЛЕКСА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОИСКОВО- СПАСАТЕЛЬНЫХ ОПЕРАЦИЙ\***

*В статье предлагается способ автоматического обнаружения осадков и оценки их интенсивности по изображениям, формируемым системой улучшенного видения бортового радиоэлектронного комплекса обеспечения поисково-спасательных операций. Благодаря возможности определения интенсивности осадков по одному изображению, а также за счет уменьшения количества операций свертки и умножения, характерных для известных аналогичных способов, предлагаемый способ обладает меньшей вычислительной сложностью и может применяться на подвижных носителях в режиме реального времени. Результат достигается путем использования таких методов цифровой обработки изображений, как построение ориентированной гистограммы градиентов, цифровая фильтрация, дискретная свертка, вейвлет-анализ. Использование предложенного способа в составе бортового радиоэлектронного комплекса обеспечения поисково-спасательных операций позволит повысить ситуационную информированность экипажа на различных этапах полета воздушного судна.*

**Ключевые слова:** обнаружение осадков, системы улучшенного видения, определение интенсивности осадков, цифровая обработка изображений.

## **Введение**

В настоящее время одним из наиболее востребованных направлений модернизации бортовых радиоэлектронных комплексов воздушных судов как гражданского, так и ведомственного назначения является применение систем улучшенного или синтезированного видения. Такие системы содержат в своем составе датчики изображений закабинного пространства, работающие в различных диапазонах спектра: видимом, инфракрасном, радиолокационном и т.д. Благодаря свойствам электромагнитных волн различных диапазонов комплексирование,

автоматическая совместная обработка и индикация разноточных данных позволяют экипажу получать оперативную информацию об окружающей обстановке даже в темное время суток и в сложных метеорологических условиях. Эти характеристики систем улучшенного видения определяют особую актуальность их использования в составе комплексов обеспечения поисково-спасательных операций.

Алгоритмическое и программное обеспечение систем улучшенного видения, помимо пространственно-временной синхронизации разноточных кадров и синтеза единого

\* Работа проведена в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218 (Проект 218) в рамках НИОКТР, выполняемой при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение № 03.G25.31.0294). Работы выполняются в организации Головного исполнителя НИОКТР ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.



комплексированного видеоизображения, решает множество дополнительных задач. К ним относятся предварительная обработка изображений отдельных спектральных каналов, обнаружение и распознавание объектов заданных типов, а также оценка метеорологических условий, в том числе определение интенсивности осадков методом анализа видеоданных. Последней задаче и посвящена данная статья.

Традиционными способами определения интенсивности осадков являются методы прямого измерения объема осадков, собираемых в специальные осадкосборные устройства [1, 2], либо количества капель осадков, пролетающих через пространство между обкладками специальных измерительных конденсаторов [3]. Данные способы обеспечивают высокую точность измерений, однако их применимость существенно ограничена, поскольку для реализации требуются специальные условия организации процесса сбора осадков (минимизация воздействия ветра на прибор, а также влияния самой станции на воздушный поток и т.д.). Известны дорогостоящие системы, основанные на зондировании исследуемой области атмосферы с помощью поочередно посылаемых оптических лазерных [4], радиолокационных [5] или акустических импульсов [6]. В процессе зондирования осуществляется прием обратного рассеянного излучения с последующей обработкой принятых сигналов и анализом метеорологических параметров. Указанные системы требуют специальной настройки, монтажа и обслуживания, обладают высоким энергопотреблением.

Известен ряд способов, позволяющих получать информацию о наличии осадков и уровне их интенсивности на основе видеоданных [7–13]. Все эти способы ориентированы на обработку видеоизображений, получаемых с помощью стационарных камер, поскольку используют стохастическую

модель неподвижного заднего плана и дают существенно худшие результаты на фоне движущихся объектов.

Таким образом, задача автоматического обнаружения осадков и определения их интенсивности без специализированного и дорогостоящего оборудования при помощи камеры видимого диапазона, установленной на подвижном носителе, является актуальной.

### Описание способа

Присутствие осадков на видеоизображении, помимо общего снижения контрастности, приводит к проявлению импульсных аномалий особого вида. Данные аномалии, в случае дождя, представляют собой сонаправленные протяженные низкоуровневые детали, подобные штриховым линиям. Пример таких деталей показан на рис. 1а. Суть способа заключается в выделении этих аномалий (рис. 1б) и оценке их количества на изображении [14].

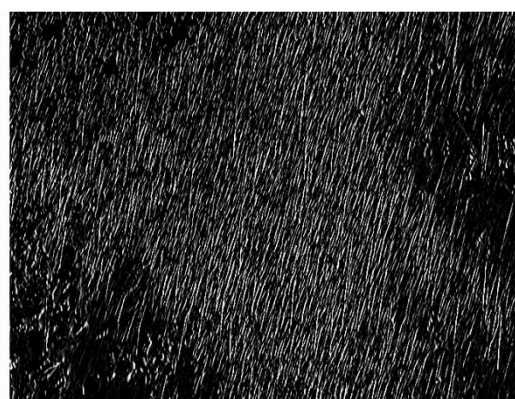
Как можно заметить на рис. 1а, следы выпадения дождя имеют вид протяженных линий с близким друг к другу углом наклона, поэтому на первом этапе необходимо определить преимущественное направление выпадения осадков. На втором и третьем этапах производится выделение линий изображения, параллельных рассчитанному направлению (рис. 1б). На последнем этапе определяется интенсивность следов выпадения дождя, причем ее необходимо нормировать относительно размера изображения. Интенсивность следов выпадения дождя зависит от объема осадков, выпадающих за единицу времени.

Рассмотрим каждый из этапов обнаружения осадков и определения их интенсивности более подробно.

1. Поиск модуля и направления градиента  $\nabla_I(i, j)$  функции яркости изображения  $I(i, j)$  осуществляется по формулам [15]



а)



б)

Рисунок 1. Пример дождя в виде сонаправленных протяженных линий: а – исходное изображение; б – выделенные аномалии



$$|\nabla_I(i, j)| = \sqrt{\left(\frac{\partial I(i, j)}{\partial i}\right)^2 + \left(\frac{\partial I(i, j)}{\partial j}\right)^2}, \quad (1)$$

$$\arg(\nabla_I(i, j)) = \arctg\left(\frac{\partial I(i, j)}{\partial i} / \frac{\partial I(i, j)}{\partial j}\right). \quad (2)$$

Здесь  $i = 0 \dots N-1$ ,  $j = 0 \dots M-1$ , где  $N$  и  $M$  – размеры изображения по горизонтали и вертикали соответственно. Для нахождения частных производных  $\frac{\partial I(i, j)}{\partial i}$  и  $\frac{\partial I(i, j)}{\partial j}$  в каждой точке изображения (исключая его границы) осуществляется дискретная свертка функции яркости изображения с масочными операторами Собеля  $S_x$  и  $S_y$  методом скользящего окна:

$$\begin{aligned} \frac{\partial I(i, j)}{\partial i} &= \sum_{n=0}^2 \sum_{m=0}^2 I(i+n-1, j+m-1) S_x(n, m), \\ \frac{\partial I(i, j)}{\partial j} &= \sum_{n=0}^2 \sum_{m=0}^2 I(i+n-1, j+m-1) S_y(n, m), \end{aligned} \quad (3)$$

где маски  $S_x$  и  $S_y$  представляют собой двумерные дискретные множества весовых коэффициентов с размерностью  $3 \times 3$  следующего вида [8]:

$$S_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 \\ 2 & 0 & -2 \\ 1 & 0 & -1 \end{bmatrix}, S_y = \begin{bmatrix} 1 & 2 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & -2 & -1 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

После нахождения градиентов в каждой точке изображения по формулам (1) и (2) строится их ориентированная гистограмма [16]. Ориентированная гистограмма градиентов двумерной функции яркости изображения состоит из следующих угловых компонент:  $0^\circ$  ( $180^\circ$ ),  $30^\circ$  ( $210^\circ$ ),  $45^\circ$  ( $225^\circ$ ),  $60^\circ$  ( $240^\circ$ ),  $\pm 90^\circ$ ,  $120^\circ$  ( $-60^\circ$ ),  $135^\circ$  ( $-45^\circ$ ),  $150^\circ$  ( $-30^\circ$ ). Возможно формирование гистограммы градиентов и с меньшим угловым шагом, однако для этого на следующем этапе потребуется осуществлять свертку изображения с двумерными масками большей размерности ( $5 \times 5$ ,  $7 \times 7$  и т.д.), что связано с дополнительными вычислительными затратами. Формируется гистограмма следующим образом: каждая точка изображения  $(i, j)$  вносит вклад, равный (1), в ту угловую компоненту гистограммы, которая ближе всего соответствует направлению градиента (2). Преимущественное направление вектора градиента  $\theta$  лежит в промежутке, покрываемом максимальной компонентой гистограммы. Именно эта компонента соответствует углу выпадения осадков.

2. С целью выделения контуров, соответствующих углу выпадения осадков, производится свертка исходного изображения  $I(i, j)$  с одной из масок  $S_\theta$ :

$$R(i, j) = I(i, j) * S_\theta, \quad (5)$$

где

$$\begin{aligned} S_0 &= \begin{bmatrix} 1 & 2 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & -2 & -1 \end{bmatrix}, S_{30} = \begin{bmatrix} 2 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & -1 & -1 \end{bmatrix}, \\ S_{45} &= \begin{bmatrix} 2 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & -1 \\ 0 & -1 & -2 \end{bmatrix}, S_{60} = \begin{bmatrix} 2 & 0 & -1 \\ 2 & 0 & -1 \\ 0 & -1 & -1 \end{bmatrix}, \\ S_{90} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 \\ 2 & 0 & -2 \\ 1 & 0 & -1 \end{bmatrix}, S_{120} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -2 \\ 1 & 0 & -2 \\ 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \\ S_{135} &= \begin{bmatrix} 0 & -1 & -2 \\ 1 & 0 & -1 \\ 2 & 1 & 0 \end{bmatrix}, S_{150} = \begin{bmatrix} 0 & -2 & -2 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (6)$$

Свертка осуществляется аналогично (3) с той маской  $S_\theta$ , угловая ориентация  $\theta$  которой соответствует преимущественному направлению вектора градиента изображения, вычисленному на предыдущем этапе алгоритма. Здесь  $S_0$  и  $S_{90}$  представляют собой горизонтальную и вертикальную маски оператора Собеля (4), а остальные получены путем их поворота на соответствующий угол. Следует отметить, что для масок (4) с размерностью  $3 \times 3$  поворот на углы  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $120^\circ$ ,  $135^\circ$  и  $150^\circ$  реализуется без искажений их дифференцирующих свойств.

Результаты свертки изображений без дождя и с дождем (рис. 2а, 2б) с маской  $S_{90}$  представлены на рис. 2в и 2г соответственно. Как видно, контур выделяемого изображения (препарат [7])  $R(i, j)$ , полученный в дождливую погоду, отличается высокой интенсивностью регулярных сонаправленных протяженных импульсных аномалий («линий дождя»). Оба препарата  $R(i, j)$  при этом содержат контуры объектов изображения, имеющие вид ярких утолщенных линий, а также двумерные импульсные помехи случайной формы.

Для подавления контуров объектов изображения и случайных шумовых составляющих производится дискретная свертка препарата  $R(i, j)$  с двумерным вейвлетом Хаара:

$$G(i, j) = R(i, j) * H_\theta. \quad (7)$$

Вейвлеты Хаара представляют собой кусочно-постоянные функции, заданные на конечных интервалах различных масштабов и принимающие значения  $-1$  или  $+1$  [17, 18]. В настоящее время они находят широкое применение при обработке изображений для поиска объектов на нем [8].

Для детектирования «линий дождя» предлагается использовать вейвлеты Хаара  $H_\theta$  с различными углами наклона  $\theta$ , изображенные на рис. 3.

Маски  $H_\theta$ , соответствующие вейвлетам Хаара, представленным на рис. 3, имеют следующий вид:

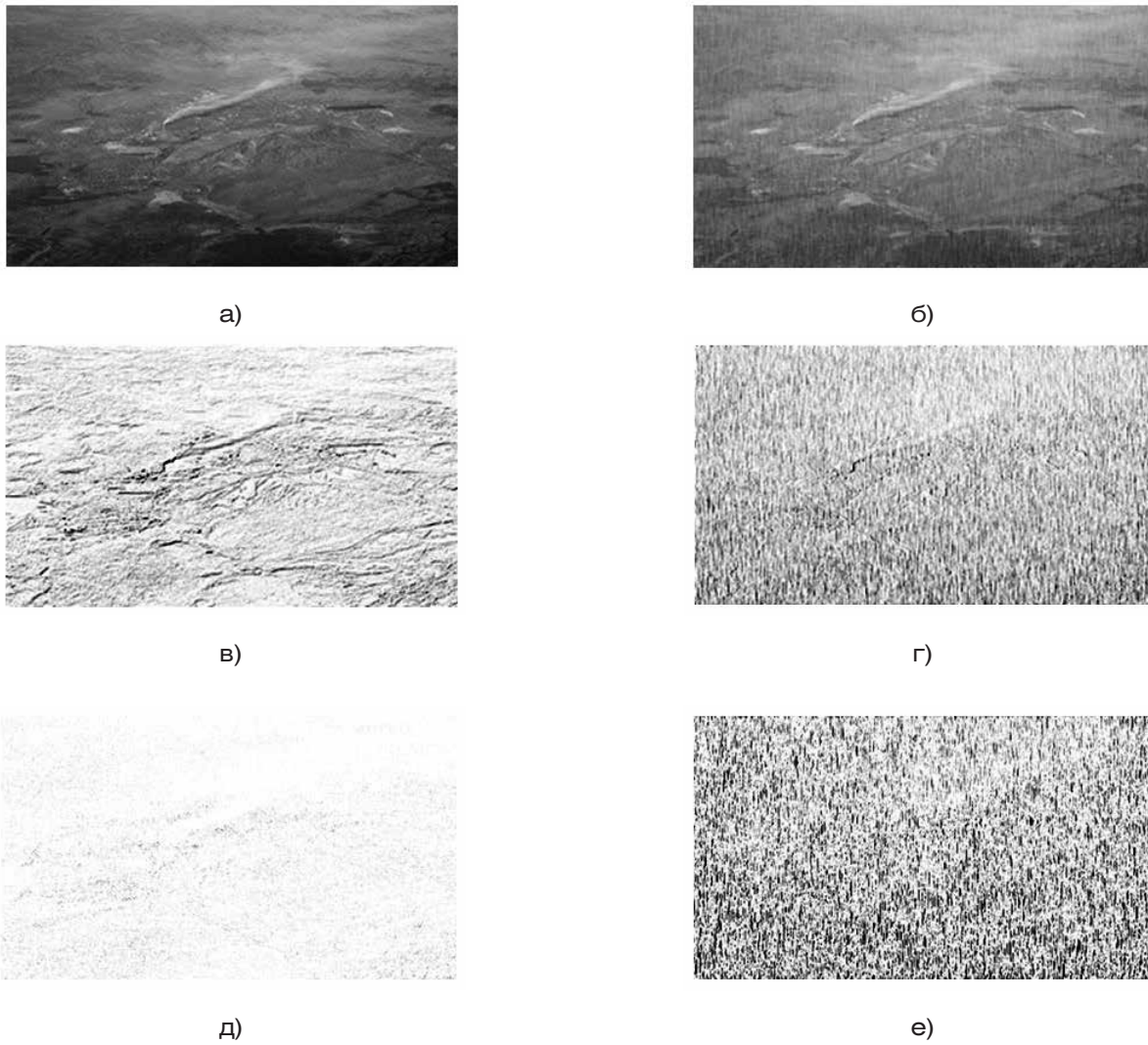


Рисунок 2. Изображения видимого диапазона без дождя (слева) и с дождем (справа) и результаты их обработки: а, б – исходные; в, г – первая свертка; д, е – свертка с соответствующим вейвлетом Хаара (в, г, е – представлены с инверсными цветами)

$$\begin{aligned}
 H_0 &= \begin{bmatrix} -1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 \\ -1 & -1 & -1 \end{bmatrix}, H_{30} = \begin{bmatrix} -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 \\ -1 & -1 & -1 \end{bmatrix}, \\
 H_{45} &= \begin{bmatrix} -1 & -1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 \end{bmatrix}, H_{60} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 \end{bmatrix}, \\
 H_{90} &= \begin{bmatrix} -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 \end{bmatrix}, H_{120} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 \end{bmatrix}, \\
 S_{135} &= \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 \end{bmatrix}, S_{150} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 \\ -1 & -1 & -1 \end{bmatrix}.
 \end{aligned}$$

(8)



Рисунок 3. Разновидности вейвлетов Хаара для детектирования тонких линий с различными углами наклона

направлению вектора градиента изображения, вычисленному на первом этапе алгоритма.

Результаты свертки препаратов  $R(i, j)$  с вейвлетом Хаара представлены на рис. 2д, 2е.

Заключительным этапом является определение интенсивности обнаруженных «линий дождя»  $J^{\text{rain}}$ :

$$J^{\text{rain}} = \frac{\sum_i \sum_j G(i, j)}{MN}, \quad (9)$$

Дискретная свертка осуществляется аналогично (3) с той маской  $H_\theta$  – угловая ориентация  $\theta$  которой соответствует преимущественному

Таблица. Статистические характеристики интенсивности регулярных протяженных «линий дождя»

Параметр	Нет дождя	Слабый дождь	Средний дождь	Сильный дождь
Математическое ожидание $M(J^{rain})$	2,84	8,73	15,73	20,55
Дисперсия $\sigma^2(J^{rain})$	1,81	0,75	3,01	6,15
Среднеквадратическое отклонение $\sigma(J^{rain})$	1,34	0,87	1,74	2,48

где  $M$  и  $N$  – размеры изображения по вертикали и горизонтали. Решение о наличии дождя и его интенсивности принимается при превышении  $J^{rain}$  некоторых пороговых значений.

### Результаты исследований

1. В результате обработки выборки изображений (более пятидесяти), полученных имитационным математическим моделированием, на которых отсутствуют или присутствуют осадки в виде дождя различной интенсивности (слабый, средний и сильный дождь), получены их статистические характеристики, приведенные в таблице.

В результате обработки полученных статистических данных определены пороговые значения, которые позволяют установить соответствие полученных оценок и интенсивности осадков:

- от 0 до 6 – дождь отсутствует;
- от 6 до 12 – «слабый дождь», что соответствует моросящему дождю с интенсивностью осадков от 0,1 до 0,4 мм/ч;
- от 12 до 18 – «средний дождь», что соответствует обложному дождю от 0,4 до 1 мм/ч;
- свыше 18 – «сильный дождь», что соответствует ливню от 1 мм/ч.

2. Проведенный анализ показал, что изменение яркости изображений изменяет оценку интенсивности дождя не более чем на 20%; изменение контрастности изображения – не более чем на 10% (т.е. практически не оказывает влияния); изменение размера изображения – не более чем на 25%.

3. Исследование возможности использования последовательности изображений (видео) проводилось при неподвижной и подвижной камерах. Дождь моделировался как случайный коррелированный во времени процесс (коэффициент

корреляции соседних изображений был равен 0,9). Для оценки интенсивности дождя использовалось среднее значение рассчитанных интенсивностей за период наблюдения. Такая оценка оказалась возможна как для неподвижной, так и для подвижной камеры. Дисперсия ошибки оценивания при этом составила около 2% от ее математического ожидания.

### Выводы

Разработан способ обнаружения и оценки интенсивности осадков в виде дождя [14]. Существующие способы [7–13] используют метод вычитания фона последовательности кадров изображения, что исключает их применение на подвижных носителях. Предлагаемый способ лишен указанного недостатка за счет обработки всего одного кадра изображения. Вычислительная сложность обеспечивает реализацию в реальном времени.

В результате проведенных исследований установлено, что изменение освещенности сцены изображения изменяет оценку интенсивности не более чем на 20%; контрастности изображения – не более чем на 10%; размера изображения – не более чем на 25%. Оценка интенсивности осадков возможна и при использовании последовательности кадров (видеоизображения), дисперсия ошибки оценивания при этом может быть уменьшена до 2% от среднего значения.

Предложенный метод может использоваться для обнаружения осадков и определения уровня их интенсивности в бортовых радиоэлектронных комплексах обеспечения поисково-спасательных операций. Его внедрение будет особенно эффективно при комплексировании полученной информации с информацией, поступающей от геоинформационных систем [19–23], что обеспечивает повышение информативности комплекса в целом.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.с. № 1728830 (СССР), МПК7 G 01 W 1/14. Осадкомер / Куринный С. А., Рогоцкий В. В. Заявитель и патентообладатель: Государственный гидрологический институт и Валдайский филиал Государственного гидрологического института. Заявка № 4714509/10; заявл. 04.07.89, опубл. 15.01.93. Бюл. № 15.
2. Патент РФ № 2054730, МПК Н 01 J 9/04. Способ изготовления многолучевого электронного прибора / Розинский Л. С., Савченков А. Г., Буданова В. Н. и др. Заявитель и патентообладатель: АОО «Эмитрон». Заявка № 5067762/07; заявл. 29.06.1992, опубл. 20.02.1996.

3. Патент РФ № 2097797, МПК G 01 W 1/14. Индикатор атмосферных осадков / Белый Д.М. Заявитель и патентообладатель: Ульяновский государственный технический университет. Заявка № 94043956/28; заявл. 14.12.1994, опубл. 27.11.1997.
4. А.с. № 1187595 (СССР), МПК7 G 01 W 1/16. Способ дистанционного измерения атмосферных параметров / Зуев В.Е., Макушин Ю.С., Пономарев Ю.Н., Тихомиров Б.Л. Заявитель и патентообладатель: Институт оптики атмосферы СО АН СССР. Заявка № 3604918/10; заявл. 11.04.83, опубл. 30.02.93. Бюл. № 4.
5. Патент РФ № 2097798, МПК G 01 W 1/14. Способ измерения осадков / Байсиев Х.-М. Х., Атабиев М.Д., Залиханов М.Ч., Капитанников А.В. Заявитель и патентообладатель: ТОО Фирма «Атаби». Заявка № 95115647/28; заявл. 05.09.1995, опубл. 27.11.1997.
6. А.с. № 932435 (СССР), МПК7 G 01 W 1/14. Способ измерения интенсивности атмосферных осадков / Съедин В.Я., Шамаханева Л.Г. Заявитель и патентообладатель: Институт оптики атмосферы Томского филиала Сибирского отделения АН СССР. Заявка № 2771711/18–10; заявл. 28.05.79, опубл. 30.05.82. Бюл. № 20.
7. Красильников Н.Н. Цифровая обработка 2D- и 3D-изображений: учебное пособие. СПб.: БХВ-Петербург, 2011. 608 с.
8. Barnum P. C., Narasimhan S., Kanade T. Analysis of rain and snow in frequency space. *International Journal of Computer Vision*, 2010, vol. 86, no. 2–3, pp. 256–274.
9. Dalal N., Triggs B. Histograms of oriented gradients for human detection. *Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, 2005, vol. 1, pp. 886–893.
10. Garg K., Nayar S. K. Detection and removal of rain from videos. *Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 2004, vol. 521, pp. I-528–I-535.
11. Malekshahi G., Ebrahimnezhad H. Detection and Removal of Rain from Video Using Predominant Direction of Gabor Filters. *Journal of Information Systems and Telecommunication*. 2015, vol. 3, no. 1, pp. 41–49.
12. Shen M., Xue P. A fast algorithm for rain detection and removal from videos. *IEEE International Conference on Multimedia and Expo*, 2011, pp. 1–6.
13. Viola P., Jones M. Rapid Object Detection using a Boosted Cascade of Simple Features. *Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, 2001, vol. 1, pp. 511–518.
14. Патент РФ № 2611696. Способ определения интенсивности осадков в реальном времени в авиационных системах улучшенного видения / Петров Ю.В., Гармаш В.Н., Коробочкин Д.М. и др. Заявитель и патентообладатель: Российская Федерация в лице Министерства промышленности и торговли Российской Федерации (Минпромторг России). Заявка № 2015147463; заявл. 03.11.2015, опубл. 28.02.2017. Бюл. № 7.
15. Цифровая обработка изображений в информационных системах: учебное пособие / И.С. Грузман, В.С. Киричук и др. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2002. 352 с.
16. Чуи Ч. Введение в вейвлеты. М.: Мир, 2001. 412 с.
17. Park W.-J., Lee K.-H. Rain removal using Kalman filter in video. *International Conference on IEEE*, 2008, pp. 494–497.
18. Anuj B., Rashid A. Image compression using modified fast Haar wavelet transform. *World Applied Sciences Journal*, 2009, vol. 7, no. 5, pp. 647–653.
19. Коробочкин Д.М., Мичурин С.В., Петров Ю.В., Семенова Е.Г. Комплексирование оценок рельефа местности, полученных бортовым радиолокатором в моноимпульсном режиме с геоинформационными данными // *Вопросы радиоэлектроники*. 2016. № 9. С. 17–22.
20. Коробочкин Д.М., Петров Ю.В. Методика расчета прироста информативности при комплексировании оценок рельефа местности, полученных бортовым радиолокатором в моноимпульсном режиме с геоинформационными данными // *Вопросы радиоэлектроники*. 2016. № 9. С. 41–44.
21. Гармаш В.Н., Петров Ю.В. Оценка информативности радиолокационных изображений при их совмещении с цифровыми картами местности // *Информация и космос*. 2011. № 1. С. 41–46.
22. Zhang X., Zhang X., Li H., Qi Y., Leow W. K., Ng T. K. Rain removal in video by combining temporal and chromatic properties. *Multimedia and Expo. IEEE International Conference on Multimedia and Expo*, 2006, pp. 461–464.
23. Zhao X., Liu P., Liu J., Xianglong T. The application of histogram on rain detection in video. *Proceedings of the 11th Joint Conference on Information Science*, 2008.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Петров Юрий Витальевич**, к.т.н., доцент, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 926-63-39, e-mail: petrov-i4@yandex.ru.

**Гармаш Виталий Николаевич**, к.т.н., АО «Заслон», 196084, Санкт-Петербург, ул. Коли Томчака, д. 9, тел.: 8 (960) 234-83-24, e-mail: gar-vitalij@yandex.ru.

**Коробочкин Дмитрий Михайлович**, к.т.н., ООО «Ситимап», 199178, Санкт-Петербург, Малый пр-т В. О., д. 54, к. 2, тел.: 8 (911) 153-58-67, e-mail: dmitriy.korobochkin@gmail.com.



For citation: Petrov Yu. V., Garmash V.N., Korobochkin D.M. The detection of precipitation and the determination of their intensity level based on images generated by the visible range camera. *Voprosy radioelektroniki*, 2018, no. 7, pp. 131–138. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-131-138

Yu. V. Petrov, V. N. Garmash, D. M. Korobochkin

## THE DETECTION OF PRECIPITATION AND THE DETERMINATION OF THEIR INTENSITY LEVEL BASED ON IMAGES GENERATED BY THE VISIBLE RANGE CAMERA

This article provides a method for the automatic detection of precipitation and estimation of their intensity in the images generated by the camera in the visible range. With the ability to determine the rainfall intensity in one image and by reducing the number of operations of convolution and multiplication, characteristic of known similar methods, the proposed has a lower computational complexity and can be used on mobile platforms in real-time mode. The result is achieved by using such methods of digital image processing as the construction of a histogram of oriented gradients (HoG), digital filtering, discrete convolution and wavelet analysis. The main direction of the proposed method is implementation in enhanced and synthetic vision systems as a part of onboard radio-electronic complexes of aviation for the purpose to increase of situational awareness of crew at various stages of flight of the aircraft.

**Keywords:** rainfall detection, enhanced vision systems, rainfall intensity estimation, digital image processing.

## REFERENCES

1. A.s. № 1728830 (SSSR). MPK7 G 01 W 1/14. Osadkomer [Precipitation gauge]. Kurinny S.A., Rogotskiy V.V. Zayavitel i patentoobladatel: Gosudarstvennyi gidrologicheskii institut I Valdaiskii filial Gosudarstvennigj gidrologicheskigj instityuta. Zayavka № 4714509/10; zayavl. 04.07.89, opubl. 15.01.93. Bul. no. 2 (In Russian).
2. Patent RF № 2054730, MPK H 01 J 9/04. Sposob izgotovleniya mnogoluchevogo elektronnoy pribora [Multi-beam electronic device manufacturing method]. Rozinskiy L. S., Savchenkov A. G., Budanova V. N. et al. Zayavitel i patentoobladatel: AO «Emitron». Zayavka № 5067762/07; zayavl. 29.06.1992, opubl. 20.02.1996 (In Russian).
3. Patent RF № 2097797, MPK G 01 W 1/14. Indikator atmosferykh osadkov [Precipitation indicator]. Belyi D. M. Zayavitel i patentoobladatel: Ulyanovskiy gosudarstvenny tekhnicheskii universitet. Zayavka № 94043956/28; zayavl. 14.12.1994, opubl. 27.11.1997 (In Russian).
4. A.s. № 1187595 (SSSR). MPK7 G 01 W 1/16. Sposob distancionnogo izmereniya atmosferykh parametrov [Atmospheric parameters remote measurement method]. Zuev V. E., Makushin Yu. S., Ponomarev Yu. N., Tikhomirov B. L. Zayavitel i patentoobladatel: Institut optiki atmosfery SO AN SSSR. Zayavka № 3604918/10; zayavl. 11.04.83, opubl. 30.02.93. Bul. no. 4 (In Russian).
5. Patent RF № 2097798, MPK G 01 W 1/14. Sposob izmereniya osadkov [Precipitation measurement method]. Baisiev Kh.-M. Kh., Atabiev M. D., Zalikhanov M. Ch., Kapitannikov A. V. Zayavitel i patentoobladatel: TOO Firma «Atabi». Zayavka № 95115647/28; zayavl. 05.09.1995, opubl. 27.11.1997 (In Russian).
6. A.s. № 932435 (SSSR). MPK7 G 01 W 1/14. Sposob izmereniya intensivnosti atmosferykh osadkov [Precipitation intensity measuring method]. Sedin V. Ya., Shamanaeva L. G. Zayavitel i patentoobladatel: Institut optiki atmosfery Tomskogo filiala SO AN SSSR. Zayavka № 2771711/18–10; zayavl. 28.05.79, opubl. 30.05.82. Bul. no. 20 (In Russian).
7. Krasilnikov N. N. *Cifrovaya obrabotka 2D- i 3D-izobrazhenij: uchebnoe posobie* [Digital processing of 2D- and 3D-images]. Saint-Petersburg, BHV-Peterburg, 2011, 608 p. (In Russian).
8. Barnum P. C., Narasimhan S., Kanade T. Analysis of rain and snow in frequency space. *International Journal of Computer Vision*, 2010, vol. 86, no. 2–3, pp. 256–274.
9. Dalal N., Triggs B. Histograms of oriented gradients for human detection. *Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, 2005, vol. 1, pp. 886–893.
10. Garg K., Nayar S. K. Detection and removal of rain from videos. *Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 2004, vol. 521, pp. I-528–I-535.
11. Malekshahi G., Ebrahimnezhad H. Detection and Removal of Rain from Video Using Predominant Direction of Gabor Filters. *Journal of Information Systems and Telecommunication*, 2015, vol. 3, no. 1, pp. 41–49.
12. Shen M., Xue P. A fast algorithm for rain detection and removal from videos. *IEEE International Conference on Multimedia and Expo*, 2011, pp. 1–6.
13. Viola P., Jones M. Rapid Object Detection using a Boosted Cascade of Simple Features. *Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, 2001, vol. 1, pp. 511–518.
14. Patent RF № 2611696. Sposob opredeleniya intensivnosti osadkov v realnom vremeni v aviacionnykh sistemakh uluchshennogo videniya [A method for determining the precipitation intensity in real time in improved vision aviation systems]. Petrov Yu. V., Garmash V. N., Korobochkin D. M. et al. Zayavitel i patentoobladatel: Rossiyskaya Federatsiya v litse Ministerstva promyshlennosti i torgovli Rossiyskoy Federatsii (Minpromtorg Rossii). Zayavka № 2015147463; zayavl. 03.11.2015, opubl. 28.02.2017. Bul. no. 7 (In Russian).
15. Gruzman I. S., Kirichuk V. S. et al. *Cifrovaya obrabotka izobrazhenij v informacionnykh sistemah: uchebnoe posobie* [Digital image processing in information systems]. Novosibirsk, Izd-vo NGTU Publ., 2002, 352 p. (In Russian).
16. Chui Ch. *Vvedenie v veyvlety* [Introduction to wavelets]. Moscow, Mir Publ., 2001, 412 p. (In Russian).
17. Park W.-J., Lee K.-H. Rain removal using Kalman filter in video. *International Conference on IEEE*, 2008, pp. 494–497.
18. Anuj B., Rashid A. Image compression using modified fast Haar wavelet transform. *World Applied Sciences Journal*, 2009, vol. 7, no. 5, pp. 647–653.
19. Korobochkin D. M., Michurin S. V., Petrov Yu. V., Semenova E. G. The aggregation of terrain estimates, obtained on-Board radar monopulse mode, with GIS data. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 9, pp. 17–22 (In Russian).



20. Korobochkin D.M., Petrov Yu.V. The method of informativeness increase calculation when integrating terrain estimates, obtained on-Board radar monopulse mode, with GIS data. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 9, pp. 41–44 (In Russian).
21. Garmash V.N., Petrov Yu.V. Radar images informativeness evaluation when combined with digital maps. *Informatsiya i kosmos*. 2011. no. 1, pp. 41–46 (In Russian).
22. Zhang X., Zhang X., Li H., Qi Y., Leow W.K., Ng T.K. Rain removal in video by combining temporal and chromatic properties. *Multimedia and Expo. IEEE International Conference on Multimedia and Expo*, 2006, pp. 461–464.
23. Zhao X., Liu P., Liu J., Xianglong T. The application of histogram on rain detection in video. *Proceedings of the 11th Joint Conference on Information Science*, 2008.

## AUTHORS

**Petrov Yuriy**, PhD, associate professor, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 926-63-39, e-mail: petrov-i4@yandex.ru.

**Garmash Vitaliy**, PhD, JSC Zaslon, Saint-Petersburg, 9, ulitsa Koli Tomchaka, 196084, Russian Federation, tel.: +7 (960) 234-83-24, e-mail: gar-vitalij@yandex.ru.

**Korobochkin Dmitriy**, PhD, Sitimap Ltd, 54/2, Maly prospekt V. O., Saint-Petersburg, 199178, Russian Federation, tel.: +7 (911) 153-58-67, e-mail: dmitriy.korobochkin@gmail.com.

Для цитирования: Гармаш В. Н., Коробочкин Д. М., Матвеев С. А., Петров Ю. В., Рудыка С. А., Сухов Т. М. Комплексирование информации от разнородных источников в бортовых комплексах обеспечения поисково-спасательных операций // Вопросы радиоэлектроники. 2018. № 7. С. 139–146.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-139-146  
УДК 621.396.969.1

**В. Н. Гармаш<sup>1</sup>, Д. М. Коробочкин<sup>2</sup>, С. А. Матвеев<sup>3</sup>, Ю. В. Петров<sup>3</sup>,  
С. А. Рудыка<sup>3</sup>, Т. М. Сухов<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> АО «Заслон», <sup>2</sup> ООО «Ситимап», <sup>3</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ ОТ РАЗНОРОДНЫХ ИСТОЧНИКОВ В БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОИСКОВО- СПАСАТЕЛЬНЫХ ОПЕРАЦИЙ\*

Одной из актуальных проблем как гражданской, так и ведомственной авиации является обеспечение информационной поддержки экипажа в части предупреждения об опасных ситуациях и объектах, а также контроля расстояния до земной поверхности. Наиболее остро данная проблема стоит в условиях ограниченной видимости вследствие низкой освещенности, интенсивных осадков, тумана, задымленности, характерных при проведении различных поисково-спасательных операций. Поэтому разработчики бортовых комплексов стремятся к созданию систем, обеспечивающих возможность всепогодного, всесезонного, круглосуточного мониторинга окружающего пространства, для чего используются разнообразные датчики, как пассивные, так и активные, работающие в различных спектральных диапазонах. Кроме того, использование современных высокоточных навигационных систем и цифровой вычислительной техники позволяет осуществлять комплексирование информации от этих датчиков с априорными геопространственными данными, сосредоточенными в электронных топографических картах. В статье рассмотрены методы комплексирования данных об окружающей обстановке от разнородных источников информации, получившие распространение в бортовых комплексах обеспечения поисково-спасательных операций.

**Ключевые слова:** комплексирование, информативность, спектральный диапазон, обзор, безопасность полета.

## Введение

Разнообразие источников информации о подстилающей поверхности порождает проблему рационального комплексирования формируемых ими данных. Изображения, получаемые от датчиков различных диапазонов, имеют существенную корреляцию, поскольку имеются естественные взаимосвязи между физическими величинами, которые измеряются этими датчиками [1, 2]. Это означает, что со статистической точки зрения данные, формируемые различными каналами многоканальных систем дистанционного зондирования, не могут рассматриваться как независимые источники информации об объектах сцены наблюдения. Тем не менее каждый диапазон несет и определенную специфическую информацию. В качестве источников информации могут использоваться телевизионные,

инфракрасные и УФ-датчики различных спектральных диапазонов [3, 4], радары [5–7], лидары, априорные геопространственные данные, базы данных аэропортов и объектов ВПП [8, 9], а также ряд других источников.

Рассмотрим методы комплексирования данных об окружающей обстановке от разнородных источников информации, получившие на сегодня широкое распространение в бортовых авиационных комплексах обеспечения поисково-спасательных операций.

## Формирование синтезированных изображений

Наиболее перспективным подходом к комплексированию данных различной физической природы представляется формирование и индикация единых синтезированных изображений, получаемых

\* Работа проведена в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218 (Проект 218) в рамках НИОКТР, выполняемой при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение № 03.G25.31.0294). Работы выполняются в организации Головного исполнителя НИОКТР ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

на основе кадров от датчиков различных диапазонов и содержащих наиболее информативные фрагменты каждого из этих кадров. Задача комплексирования при этом делится на два этапа: привязку, необходимую для пространственного совмещения кадров, и непосредственно синтез комплексированного изображения, позволяющий объединить информацию разных спектральных каналов.

На рис. 1 представлено синтезированное изображение автомобиля (в), полученное на основе видеок кадров телевизионного (а) и тепловизионного (б) каналов наблюдения. Синтезированное изображение обладает повышенными локальными контрастами малоразмерных объектов, естественными полутонами и детальной информацией от тепловизионного канала. По характеру яркостного распределения оно больше похоже на телевизионное, но в то же время содержит информативные элементы, взятые из тепловизионного канала, такие как структура капота, решетки радиатора и области клиренса автомобиля. Комплексированное изображение более эффективно при восприятии, чем два исходных в отдельности.

Для получения синтезированных изображений могут использоваться следующие алгоритмы:

- Алгоритм комплексирования на основе добавления отличий, заключающийся в поиске яркостных отличий между изображениями некоторого канала, выбранного в качестве опорного, и всеми остальными каналами многоспектральной системы [10].
- Локально-энтропийный метод, основанный на попиксельном комплексировании с выбором значения яркости в каждой точке формируемого изображения в соответствии с некоторым критерием максимума локальной энтропии [11].
- Алгоритм морфологического комплексирования, основанный на расчете морфологических форм и проекций изображений разных спектральных каналов [11].
- Комплексирование с использованием пирамиды лапласианов [12].

Каждый из перечисленных алгоритмов обладает своими достоинствами и недостатками, и выбор того или иного способа получения синтезированных изображений обусловлен производительностью имеющейся вычислительной системы и спецификой решаемой задачи.

### **Комплексирование изображений от разнотипных датчиков с электронными картами местности**

Повышения информированности экипажа об окружающей обстановке также можно добиться посредством комплексирования изображений от разнотипных датчиков с электронными картами местности [13]. При этом наиболее эффективные для визуального восприятия изображения получаются при наложении в режиме реального времени контурной карты на кадры подстилающей поверхности, полученные от разнотипных датчиков. Использование цифровой карты также делает возможным организацию «справочной системы», позволяющей по запросу оператора декодировать семантику выбранного объекта местности с последующим выводом на индикатор текстового сообщения, содержащего информацию о типе объекта и его характеристиках.

Кроме того, наличие цифровой карты высот позволяет формировать информацию о рельефе местности, соответствующей зоне обзора (рис. 2), что позволяет экипажу летательного аппарата заблаговременно предпринять меры для выбора безопасной траектории полета [14], а комплексирование информации о рельефе с данными, полученными при помощи бортового радиолокатора [15], существенно повышает их информативность [16].

### **Оценка и компенсация навигационных ошибок**

Существенное влияние на точность совмещения электронной карты с изображениями, формируемыми физическими датчиками, оказывают ошибки определения навигационной системой текущего местоположения, истинного курса, крена и тангажа



а)

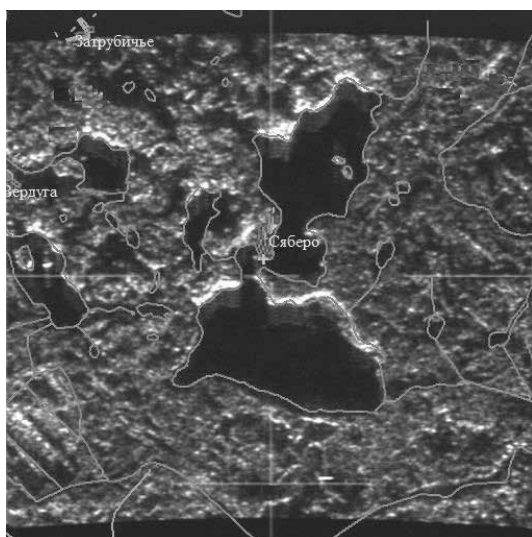


б)

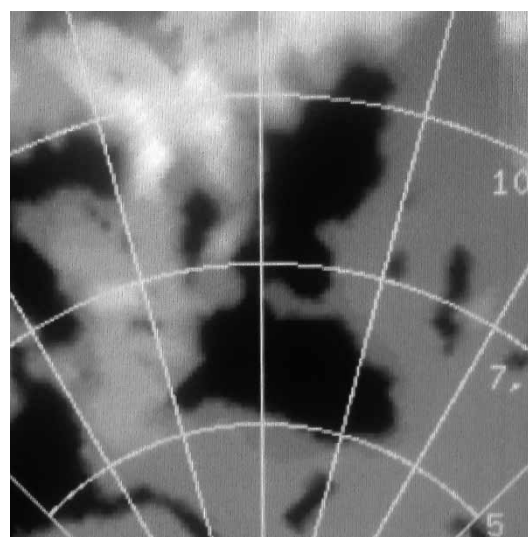


в)

Рисунок 1. Синтезированное изображение автомобиля (в), полученное на основе телевизионного (а) и тепловизионного (б) видеок кадров



а)



б)

Рисунок 2. Совмещенное с электронной картой радиолокационное изображение (а) и схема рельефа местности, соответствующей зоне обзора радиолокатора (б)

летательного аппарата. Навигационные ошибки приводят к взаимному сдвигу и изменению ракурса совмещаемых кадров. Однако в этом случае с помощью современных методов цифровой обработки изображений возможно определение параметров их пространственного рассогласования, а также оценка и компенсация ошибок навигации, приведших к этому рассогласованию, т.е. автономная коррекция навигационной системы.

При этом автоматическое совмещение изображений, формируемых физическим датчиком, с изображением электронной карты осуществляется в три этапа:

1. Сегментация и оконтуривание изображения датчика, приводящие его к виду, сопоставимому с электронной картой.
2. Привязка контурных изображений на основе поиска соответствующих фрагментов.
3. Расчет поправок к навигационным параметрам.

На рис. 3а представлен пример радиолокационного изображения земной поверхности, совмещенного с электронной картой местности при наличии ошибок навигации, на рис. 3б – радиолокационное изображение, прошедшее процедуры марковской сегментации, оконтуривания и выделения информативных участков [17], на рис. 3в – соответствующие информативные участки электронной карты, на рис. 3г – результат автоматической привязки изображений.

Комплексное использование данных цифровой карты совместно с информацией от разнородных источников целесообразно не только в режиме обзора земной поверхности, но и в режиме

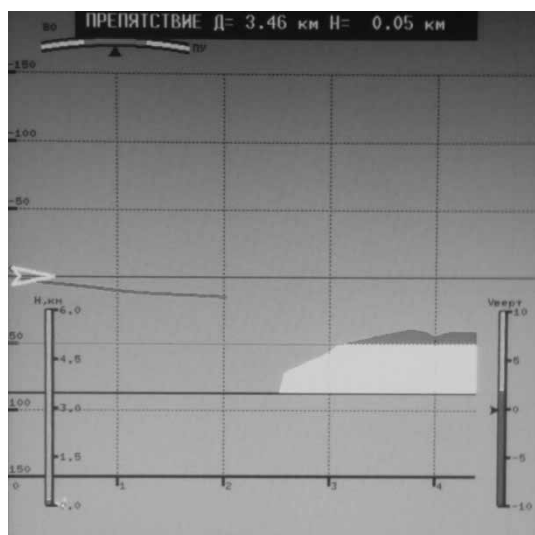
маловысотного полета. В данном случае речь идет об активных датчиках, таких как радиолокаторы и лазерные дальномеры, способные излучать электромагнитные импульсы и по принятому отраженному сигналу определять дальность до препятствия в заданном направлении [18]. В этом режиме на индикаторе бортовой системы обзора обычно формируется синтезированное изображение вертикального и горизонтального сечений рельефа местности по направлению движения летательного аппарата (рис. 4). Области рельефа в зависимости от уровня угрозы столкновения подкрашиваются в красный, желтый и зеленый цвета; также выводится сообщение о дальности и высоте ближайшего опасного препятствия. Использование цифровой карты позволяет дополнять синтезированные изображения рельефа в зонах радиотени, а также вносить отметки о топографических объектах, имеющих небольшую толщину и плохо различимых физическими датчиками (трубы, провода ЛЭП и т.д.) [13].

### Коррекция радиолокационных изображений за счет использования информации о рельефе местности

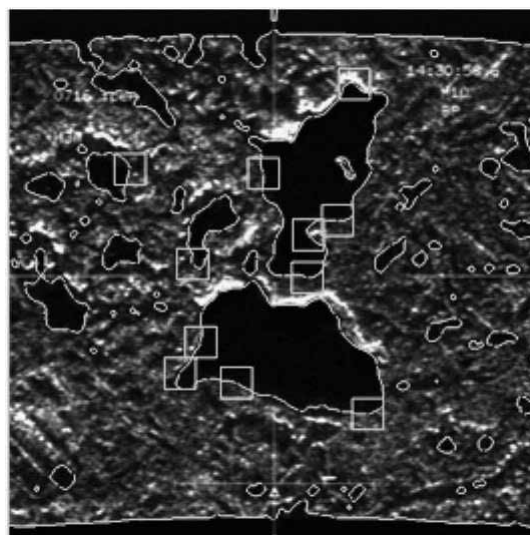
Еще одним актуальным направлением использования априорных геопространственных данных в составе авиационных систем мониторинга является геометрическая коррекция радиолокационных изображений, формируемых в режиме обзора земной поверхности, за счет использования информации о рельефе местности.

Реальная земная поверхность не является плоской и описывается двухмерной функцией рельефа  $z(x, y)$ . При полете в холмистой и горной местностях





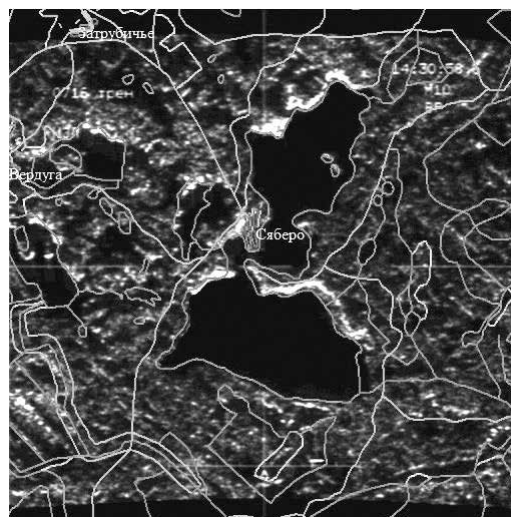
а)



б)



в)



г)

Рисунок 3. Автоматическое совмещение радиолокационного изображения и электронной карты при наличии навигационных ошибок: а – радиолокационное изображение земной поверхности, совмещенное с электронной картой местности при наличии ошибок навигации; б – радиолокационное изображение, прошедшее процедуры марковской сегментации, оконтуривания и выделения информативных участков; в – соответствующие информативные участки электронной карты; г – результат автоматической привязки изображений

разница высот элементов, находящихся в зоне обзора, может измеряться сотнями метров. При отсутствии информации о рельефе сигнал  $i$ -го элемента изображения формируется фокусировкой бортового радиолокатора на элементарной площадке, расположенной на дальности  $R_i$  и наклонном азимуте  $\theta_i$ , обеспечивая тем самым требуемую разрешающую способность, не имея точных данных о том, где на самом деле расположен данный элемент на местности. Перепады высот относительно центра зоны обзора приводят к ошибкам расположения отсчетов радиолокационного изображения вдоль оси  $Y$  (рис. 5).

Ошибка  $\Delta Y$  для участка подстилающей поверхности, расположенного на дальности  $R_i$  и наклонном азимуте  $\theta_i$ , составит

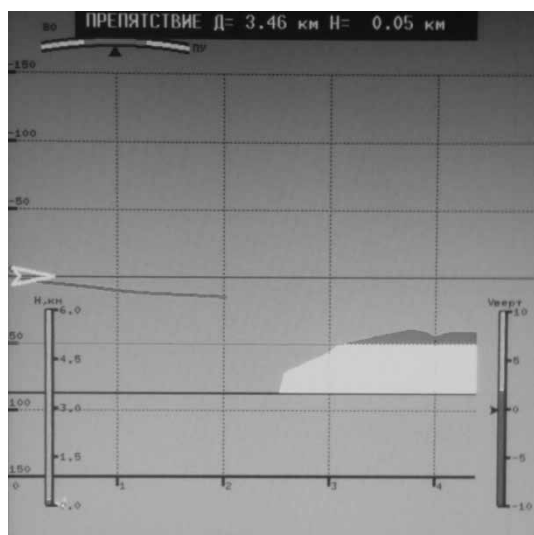
$$\Delta Y = \sqrt{R_i^2 \sin^2(\theta_i) 4 \sin^2\left(\frac{\Delta \beta}{2}\right) - z_i^2}, \quad (1)$$

где

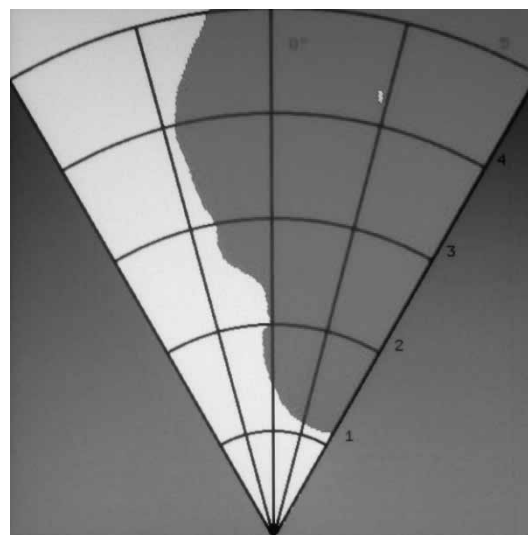
$$\Delta \beta = \arcsin\left(\frac{H}{R_i \sin(\theta_i)}\right) - \arcsin\left(\frac{H - z_i}{R_i \sin(\theta_i)}\right). \quad (2)$$

Например, в случае бокового обзора при высоте полета 10 км, дальности 30 км и высоте объекта относительно центра кадра 100 м ошибка  $\Delta Y$





а)



б)

Рисунок 4. Вертикальное (а) и горизонтальное (б) сечения рельефа в режиме маловысотного полета

составит 35,2 м. При наличии цифровой модели рельефа местности геометрические искажения данного рода могут быть определены и компенсированы на этапе формирования радиолокационного кадра.

### Выводы

Подводя итог вышесказанному, отметим, что на современном этапе развития технологий все более важная роль в решении задачи повышения безопасности полета и эффективности воздушных перевозок отводится системам технического зрения, использующим в качестве источников информации об окружающей обстановке данные от разнородных источников, таких как камеры различных спектральных диапазонов, радиолокаторы, лазерные дальномеры, электронные топографические карты и цифровые модели рельефа местности. Перспективными направлениями комплексирования этих данных бортовыми системами являются:

- формирование единых синтезированных изображений, получаемых в режиме обзора на основе кадров от датчиков различных диапазонов и содержащих наиболее информативные фрагменты каждого из этих кадров;
- комплексирование изображений от разноточных датчиков с электронными топографическими картами и картами оперативно-тактической обстановки;
- автономная коррекция навигационных погрешностей по пространственному рассогласованию электронной карты с изображениями, формируемыми датчиками различной физической природы;

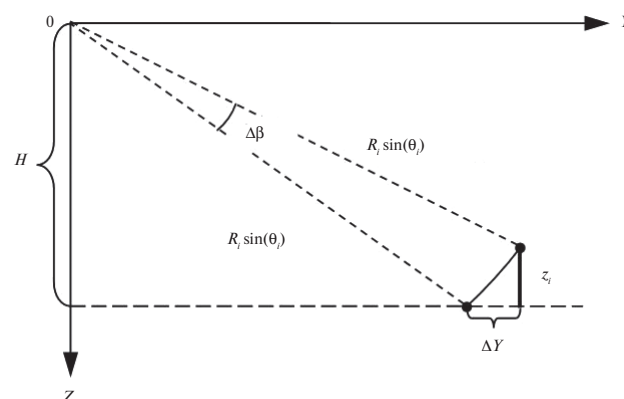


Рисунок 5. Ошибки РЛИ, связанные с рельефом местности

- комплексирование изображений рельефа от разноточных датчиков с цифровыми моделями рельефа в режиме маловысотного полета;
- геометрическая коррекция радиолокационных изображений, формируемых в режиме обзора земной поверхности, за счет использования информации о рельефе местности.

В настоящее время перечисленные в статье методы комплексирования данных об окружающей обстановке от разнородных источников информации получили наибольшее распространение в авиационных системах обзора. Однако нет никаких принципиальных ограничений на их использование в наземных, надводных и даже подводных условиях, где вместо радиолокаторов широко используются гидроакустические станции.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения / Ю.В. Визильтер, С.Ю. Желтов, А.В. Бондаренко, М.В. Ососков, А.В. Моржин. М.: Физматкнига, 2010. 672 с.
2. Разработка элементов авиационной системы улучшенного и синтезированного видения / Ю.В. Визильтер, О.В. Выголов, В.В. Инсаров и др.; под ред. Р.Р. Назирова // 3-я Научно-техническая конференция «Техническое зрение в системах управления, 2012», 14–16 марта 2012 г., Москва. М.: Институт космических исследований, 2012. С. 26–32.
3. Комплексный анализ изображений по данным видео-, гиперспектрального, УФ-С и тепловизионного каналов / А.Н. Виноградов, В.В. Егоров, А.П. Калинин и др. // Техническое зрение в системах управления. 2014. № 1 (5). С. 22–31.
4. Совместное использование сенсоров различных спектральных диапазонов для повышения распознаваемости зондируемых объектов / А.Н. Виноградов, В.В. Егоров, А.П. Калинин, А.И. Родионов, И.Д. Родионов, И.П. Родионова. М.: ИКИ РАН, 2016. 24 с.
5. Муш Б.С., Файнштейн В.А. Метод измерения топографического рельефа местности с помощью когерентной РЛС: монография. НИИРЭК, 2002. 154 с.
6. Достовалов М.Ю., Лифанов А.С., Мусинянц Т.Г. Сравнительный анализ изображений, полученных двухчастотным (X-, L-диапазоны) авиационным РЛ-комплексом // Труды XXIV Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред», Санкт-Петербург, 2006. Вып. 6. С. 86–92.
7. Анцев Г.В., Климентьев В.А., Селькин В.В. Система увеличения дальности видения (EFVS) «Видимость-2000» // Информационные системы. 2012. № 4. С. 24–27.
8. Водов М.А., Пухов Г.Г., Бабуров В.И. ГИС для систем обеспечения безопасности полета самолетов // Геопрофи. 2004. № 3. С. 9–10.
9. Цифровая навигационная система ЦНС-02 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.monitorsoft.ru/products/tsns-02/> (дата обращения: 26.07.2018)
10. Технологии систем улучшенного/синтезированного зрения для управления летательными аппаратами / Л.Н. Костяшкин, С.И. Бабаев, А.А. Логинов, О.В. Павлов; под ред. Р.Р. Назирова // Научно-техническая конференция-семинар «Техническое зрение в системах управления мобильными объектами-2010», Таруса, 2010 г. М.: КДУ, 2011. 328 с.
11. Пытьев Ю.П., Чуличков А.И. Методы морфологического анализа изображений. М.: Физматлит, 2010. 336 с.
12. Rick S. Blum, Zheng Liu. Multi-Sensor Image Fusion and Its Applications. CRC Press, Taylor & Francis Group, 2006. 499 с.
13. Гармаш В.Н., Петров Ю.В. Оценка информативности радиолокационных изображений при их совмещении с цифровыми картами местности // Информация и космос. 2011. № 1. С. 41–46.
14. Овчарук Д.А. Система предупреждения экипажа летательного аппарата о наземных препятствиях на основе геоинформационных и радиолокационных данных о рельефе местности // XX Международная научно-техническая конференция «Радиолокация, навигация, связь», Воронеж, 2015 г. С. 640–651.
15. Комплексирование оценок рельефа местности, полученных бортовым радиолокатором в моноимпульсном режиме с геоинформационными данными / Д.М. Коробочкин, Ю.В. Петров, С.В. Мичурин и др. // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 9. С. 17–22.
16. Коробочкин Д.М., Петров Ю.В. Методика расчета прироста информативности при комплексировании оценок рельефа местности, полученных бортовым радиолокатором в моноимпульсном режиме с геоинформационными данными // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 9. С. 41–44.
17. Гармаш В.Н. Марковская сегментация радиолокационных изображений с использованием априорных данных цифровой карты местности // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2011. Вып. 36. С. 13–17.
18. Комплексирование лазерных и радиолокационных систем в задачах авиационного метеорологического мониторинга / А.С. Борейшо, Д.Н. Васильев, А.С. Михайленко и др. // XX Международная научно-техническая конференция «Радиолокация, навигация, связь», Воронеж, 2014 г. Т. 3. С. 1613–1625.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Гармаш Виталий Николаевич**, к.т.н., начальник лаборатории программного обеспечения, АО «Заслон», 196084, Санкт-Петербург, ул. Коли Томчака, д.9, тел.: 8 (960) 234-83-24, e-mail: gar-vitalij@yandex.ru.

**Коробочкин Дмитрий Михайлович**, к.т.н., ведущий программист, ООО «Ситимап», 199178, Санкт-Петербург, Малый пр-т В. О., д.54, к. 2, тел.: 8 (911) 153-58-67, e-mail: dmitriy.korobochkin@gmail.com.

**Матвеев Станислав Алексеевич**, к.т.н., проректор по научной работе и инновационно-коммуникационным технологиям, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 316-43-16, e-mail: sciencebstu@bstu.spb.su.

**Петров Юрий Витальевич**, к.т.н., доцент, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 926-63-39, e-mail: petrov-i4@yandex.ru.

**Рудыка Станислав Анатольевич**, начальник научно-исследовательской части, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 495-77-308, e-mail: dillon2000@mail.ru.

**Сухов Тимофей Михайлович**, к.т.н., старший преподаватель, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (921) 926-63-39, e-mail: tsuhov@mail.ru.

For citation: Garmash V.N., Korobochkin D.M., Matveev S.A., Petrov Yu. V., Rudyka S.A., Sukhov T.M. Complexing information from different sources in the on-board systems search and rescue operations. *Voprosy radioelektroniki*, 2018, no. 7, pp. 139–146. DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-139-146

V.N. Garmash, D.M. Korobochkin, S.A. Matveev, Yu.V. Petrov, S.A. Rudyka, T.M. Sukhov

## COMPLEXING INFORMATION FROM DIFFERENT SOURCES IN THE ON-BOARD SYSTEMS SEARCH AND RESCUE OPERATIONS

One of the urgent problems civil and military aviation is providing information support to the crew. Control of the surface below and warnings of dangerous situations and objects are required. This problem is most acute in reduced visibility conditions due to low light conditions, heavy precipitation, fog, smoke or dust. Therefore, the developers of avionics seek to create systems that enable all-weather monitoring of the surrounding space. To solve this problem, modern aircraft on-Board survey systems are equipped with image sensors, both passive and active, working in different spectral ranges. In addition, the use of modern high-precision navigation systems and digital computing technology makes it possible to integrate information about the surface below from multispectral sensors with a priori geospatial data concentrated in digital maps.

**Keywords:** aggregation, information, spectral band, survey, flight safety.

## REFERENCES

1. Vizilter Yu. V., Zheltov S. Yu., Bondarenko A.V., Ososkov M.V., Morzhin A.V. *Obrabotka i analiz izobrazhenij v zadachah mashinnogo zreniya* [Image processing and analysis in machine vision tasks]. Moscow, Fizmatkniga Publ., 2010, 672 p. (In Russian).
2. Vizilter Yu. V., Vygolov O.V., Insarov V.V. et al. Development of the aviation system elements of improved and synthesized vision. In: R.R. Nazirova, ed. *3-ya Nauchno-tehnicheskaya konferentsiya «Tekhnicheskoe zrenie v sistemah upravleniya, 2012»*, 14–16 marta 2012 g., Moskva. Moscow, Institut kosmicheskikh issledovaniy, 2102, pp. 26–32 (In Russian).
3. Vinogradov A.N., Egorov V.V., Kalinin A.P. et al. [Complex analysis of the images according to the video, hyperspectral, ultraviolet and infrared imaging channels]. *Tekhnicheskoe zrenie v sistemah upravleniya*, 2014, no. 1 (5), pp. 22–31 (In Russian).
4. Vinogradov A.N., Egorov V., Kalinin A.P. et al. *Sovmestnoe ispolzovanie sensorov razlichnykh spektralnykh diapazonov dlya povysheniya raspoznavаемости zondiruemykh obektov* [Combined use of sensors of different spectral ranges to improve the recognition of the sensed objects]. Moscow, IKI RAN, 2016, 24 p. (In Russian).
5. Mush B.S., Faynshteyn V.A. *Metod izmereniya topograficheskogo relefa mestnosti s pomoshch'yu kogerentnoj RLS: monografiya* [Method of measurement of topographical relief using coherent radar]. NIIREHK, 2002, 154 p. (In Russian).
6. Dostovalov M. Yu., Lifanov A.S., Musinyants T.G. *Sravnitelnyy analiz izobrazhenij, poluchennykh dvukhchastotnym (H-, L-diapazon) aviacionnym RL-kompleksom* [Comparative analysis of images obtained by the two-frequency (X, L-bands) aviation radar]. *Trudy HKHIV Vserossiyskogo simpoziuma «Radiolokatsionnoe issledovanie prirodnih sred»*. Sankt-Peterburg, 2006, iss. 6, pp. 86–92 (In Russian).
7. Antsev G.V., Klimentev V.A., Selkin V.V. [System to increase the vision range (EFVS) «Visibility-2000»]. *Informatsionnye sistemy*, 2012, no. 4, pp. 24–27 (In Russian).
8. Vodov M.A., Pukhov G.G., Baburov V.I. [GIS for aircraft flight safety systems] *Geoprofi*, 2004, no. 3, pp. 9–10 (In Russian).
9. [Digital navigation system CNS-02] (In Russian). Available at: <http://www.monitorsoft.ru/products/tsns-02/> (accessed 26.07.2018)
10. Kostyashkin L.N., Babaev S.I., Loginov A.A., Pavlov O.V. Technology of the enhanced/synthetic vision systems for aircraft control. In: R.R. Nazirova, ed. *Nauchno-tehnicheskaya konferenciya-seminar «Tekhnicheskoe zrenie v sistemah upravleniya mobilnymi obektami-2010»*, Tarusa, 2010 g. Moscow, KDU, 2011, 328 p. (In Russian).
11. Pytev Yu. P., Chulichkov A.I. *Metody morfologicheskogo analiza izobrazhenij* [Methods of morphological image analysis]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010, 336 p. (In Russian).
12. Rick S. Blum, Zheng Liu. *Multi-Sensor Image Fusion and Its Applications*. CRC Press, Taylor & Francis Group, 2006, 499 p.
13. Garmash V.N., Petrov Yu.V. Informativeness evaluation of radar images when it combined with digital maps. *Informatsiya i kosmos*, 2011, no. 1, pp. 41–46 (In Russian).
14. Ovcharuk D.A. The warning system of the aircraft crew about ground obstacles on the basis of geographic information and terrain radar data. *XX Mezhdunarodnaya nauchno-tehnicheskaya konferentsiya «Radiolokatsiya, navigatsiya, svyaz»*. Voronezh, 2015, pp. 640–651 (In Russian).
15. Korobochkin D.M., Petrov Yu. V., Michurin S.V. et al. The aggregation of the terrain estimates, obtained on-Board radar monopulse mode with GIS data. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 9, pp. 17–22 (In Russian).
16. Korobochkin D.M., Petrov Yu.V. The calculation method of informativeness increase, obtained on-Board radar monopulse mode with GIS data. *Voprosy radioelektroniki*, 2016, no. 9, pp. 41–44 (In Russian).
17. Garmash V.N. Markov segmentation of radar images using digital terrain map priori data. *Vestnik Ryazanskogo gosudarstvennogo radiotekhnicheskogo universiteta*, 2011, iss. 36, pp. 13–17 (In Russian).
18. Boreysho A.S., Vasilev D.N., Mihaylenko A.S. et al. Integration of laser and radar systems in aviation meteorological monitoring tasks. *XX Mezhdunarodnaya nauchno-tehnicheskaya konferentsiya «Radiolokatsiya, navigatsiya, svyaz»*, Voronezh, 2014, vol. 3, pp. 1613–1625 (In Russian).

## AUTHORS

**Garmash Vitaliy**, PhD, head of laboratory, JSC Zaslon, Saint-Petersburg, 9, ulitsa Koli Tomchaka, 196084, Russian Federation, tel.: +7 (960) 234-83-24, e-mail: gar-vitalij@yandex.ru.

**Korobochkin Dmitriy**, PhD, lead programmer, Sitimap Ltd, 54/ 2, Maly prospekt V. O., Saint-Petersburg, 199178, Russian Federation, tel.: +7 (911) 153-58-67, e-mail: dmitriy.korobochkin@gmail.com.

**Matveev Stanislav**, PhD, vice-rector for Research and Innovation and Communication Technologies, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 316-43-16, e-mail: sciencebstu@bstu.spb.su.

**Petrov Yuriy**, PhD, associate professor, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 926-63-39, e-mail: petrov-i4@yandex.ru.

**Rudyka Stanislav**, head of Research Unit, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 495-77-308, e-mail: dillon2000@mail.ru.

**Sukhov Timofey**, PhD, senior lecturer, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (921) 926-63-39, e-mail: tsuhov@mail.ru.

**А. И. Митюшов<sup>1</sup>, С. А. Карпов<sup>1</sup>, В. А. Крылов<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

# ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОПИСАНИЯ СЛУЧАЙНЫХ СИГНАЛОВ С ТРЕМЯ УРОВНЯМИ КВАНТОВАНИЯ

*В статье рассматривается способ математического описания аддитивной смеси сигнала с шумом при использовании трехуровневого квантования. Способ основан на представлении реализации принятого сигнала после квантования в виде случайного трехмерного дискретного вектора. Предлагается методика расчета статистических характеристик трехуровневых сигналов. Методика позволяет наглядно представить закон распределения вероятностей радиолокационных сигналов различной формы на фоне шумов с произвольным законом распределения при трехуровневом квантовании и рассчитать его числовые параметры. Знание закона распределения вероятностей при условии, что на входе только шум, и закона распределения вероятностей сигнала с шумом позволяет рассчитать показатели качества обнаружения и построить рабочие характеристики обнаружителя. Трехуровневое квантование позволяет существенно упростить техническую реализацию радиоэлектронных устройств обработки сигналов при допустимых энергетических потерях.*

**Ключевые слова:** дискретные случайные величины, дискретный случайный вектор, полиномиальный закон распределения, уровни квантования, матрица вероятностей.

## Введение

Создание цифровых обнаружителей, реализующих оптимальные алгоритмы обработки сигналов на радиочастоте, наталкивается на ограниченное быстродействие элементной базы. Поэтому количество уровней квантования приходится уменьшать. В пределе входной сигнал  $y(t)$  может быть представлен двумя значениями (уровнями) 0,1. Такие бинарные устройства отличаются простотой технической реализации, однако имеют достаточно большие энергетические потери по сравнению с оптимальными, многоуровневыми устройствами обработки. Введение третьего уровня квантования позволяет существенно сократить потери при сохранении простоты устройства.

## Проблематика вопроса

Известно [1], что для синтеза алгоритма обработки сигналов и оценки показателей качества обнаружения решающее значение имеет знание статистических характеристик обрабатываемых сигналов. Математическое описание сигналов, принимаемых на фоне помех, при трехуровневом квантовании имеет ряд особенностей, которые рассматриваются в данной статье. Предлагается методика расчета статистических характеристик сигналов и шумов после трехуровневого квантования.

## Объект исследования

Устройства с тремя уровнями квантования по сравнению со знаковыми устройствами сохраняют простоту технической реализации и позволяют существенно снизить энергетические потери в процессе обработки. Три уровня квантования обеспечивают идеальный ограничитель (рис. 1) с зоной нечувствительности. Верхний уровень выходного сигнала ограничителя условно обозначим +1, а нижний –1:

$$\eta_i = \begin{cases} +1, & \text{если } Y(t_i) > U_0 \\ 0, & \text{если } -U_0 < Y(t_i) < U_0 \\ -1, & \text{если } Y(t_i) < -U_0 \end{cases} \quad (1)$$

Как правило, при симметричной плотности распределения шумов пороги квантования  $U_0$  выбирают противоположные по знаку и равные по абсолютной величине.

## Методология исследования

Преобразование (1) является существенно нелинейной операцией. Обычно после квантования по уровню осуществляется дискретизация по времени путем подачи тактовых импульсов на временной селектор (на рис. 1 не показан). В результате происходит переход от непрерывной случайной величины  $y(t)$  к дискретной  $\eta_i$ . Интервал дискретизации, как правило, больше времени корреляции шума.

Особенности математического описания  $\eta$  заключаются в следующем.



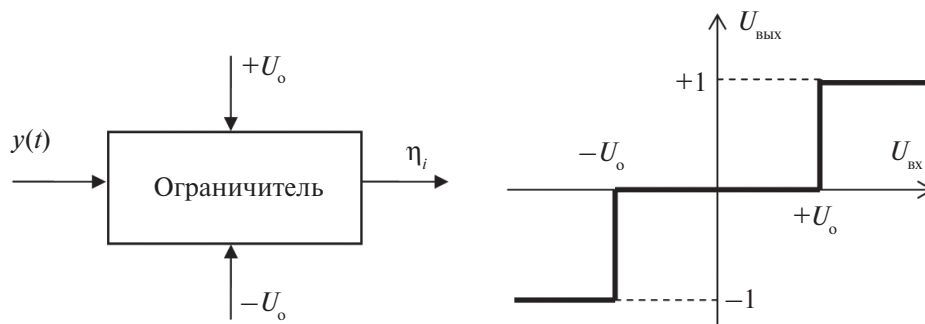


Рисунок 1. Идеальный ограничитель и его выходная характеристика

В каждом отсчете можно получить одно из трех попарно несовместимых значений  $(+1, 0, -1)$ . Вероятности их появления для шума и смеси «сигнал + шум» можно найти, зная плотность распределения входной непрерывной величины и пороги квантования. При независимых отсчетах она определяется по формулам

$$P^+ = \int_{U_0}^{\infty} W(y) dy, P^0 = \int_{-U_0}^{U_0} W(y) dy, P^- = \int_{-\infty}^{-U_0} W(y) dy, \quad (2)$$

где  $P^*$  – вероятность появления  $+1, 0$  или  $-1$ ;  $-U_0$  и  $+U_0$  – пороги трехуровневого квантования;  $W(y)$  – плотность распределения входной непрерывной величины.

В качестве иллюстрации на рис. 2 приведены плотности распределения вероятностей непрерывной реализации на входе, а на рис. 3 – распределение вероятностей на выходе трехуровневого квантователя при отсутствии и при наличии на входе неслучайного сигнала  $U_c$ .

За время полезного сигнала с выхода квантователя снимается  $N$  значений дискретной величины  $\eta$ , которые могут быть представлены [2] как случайный трехмерный дискретный вектор (СТДВ)  $Q = (Q^+, Q^0, Q^-)T$ , где  $Q^+$  – случайная величина числа появлений  $+1$  в серии,  $Q^0$  и  $Q^-$  – случайные величины количества нулей и  $-1$  соответственно.

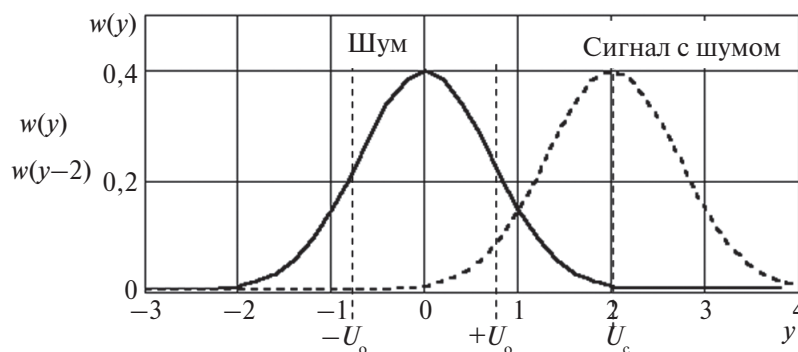
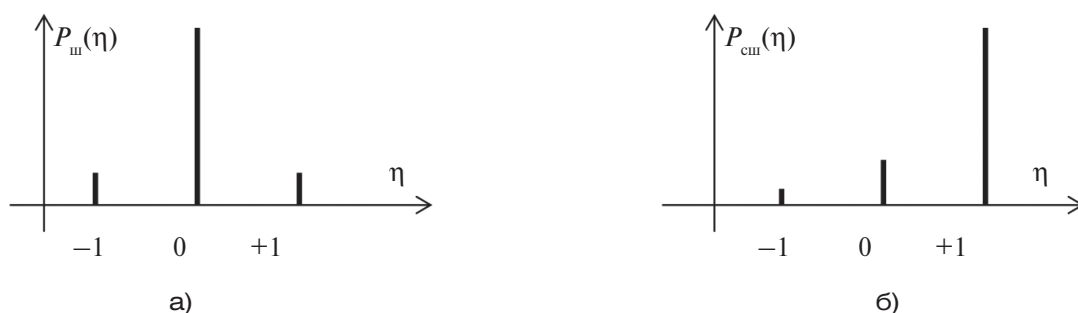
Рисунок 2. Плотности распределения вероятностей нормального шума и аддитивной смеси постоянного сигнала  $U_c = 2$  с шумом

Рисунок 3. Распределение вероятностей дискретной случайной величины после трехуровневого квантования: а – на входе только шум; б – на входе сигнал с шумом

Когда на входе только стационарный шум, вероятности  $P^+$  (появления +1) во всех отсчетах одинаковы, точно так же как  $P^0$  и  $P^-$ . В этом случае СТДВ подчиняется полиномиальному закону распределения. Вероятность реализации вектора, т.е. вероятность того, что в серии из  $N$  отсчетов будет  $i$  единиц,  $j$  нулей и  $k$  минус единиц, рассчитываются по формуле

$$P_{i,j,k} = P(Q^+ = i, Q^0 = j, Q^- = k) = \frac{N!}{i!j!k!} (P^+)^i (P^0)^j (P^-)^k. \quad (3)$$

Отметим, что  $i + j + k = N$ . Следовательно, если известно  $N$ , то набор индексов определяется только двумя составляющими. Например, можно задать  $i$  (количество +1) и  $k$  (количество -1). Количество нулей  $j$  в серии равно

$$j = N - (i + k). \quad (4)$$

Распределение вероятностей реализаций вектора  $\mathbf{Q}$  удобно представить в виде таблицы (матрицы). В таблицу по строкам заносятся вероятности реализаций вектора  $\mathbf{Q}$  с одинаковым количеством +1 (первый индекс), в столбцы заносятся вероятности реализаций вектора  $\mathbf{Q}$  с одинаковым количеством -1 (третий индекс). Второй индекс

на пересечении столбца и строки, то есть число нулей в серии, находится по формуле (4). Пример такой матрицы для пяти отсчетов приведен в таблице.

Так как элементами матрицы являются вероятности всех возможных реализаций СТДВ, то сумма всех элементов должна быть равна единице. Значения элементов матрицы образуют поверхность, по виду которой легко судить о статистических свойствах СТДВ.

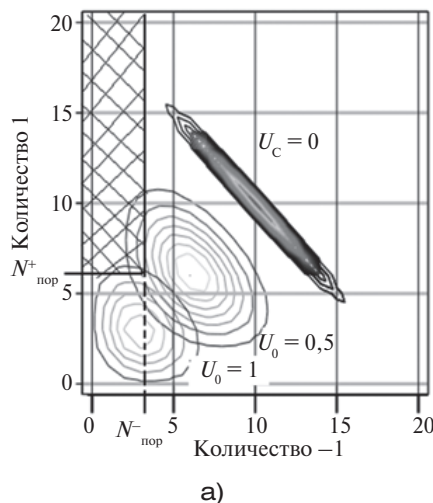
В качестве примера на рис. 4 показано рассчитанное по формуле (3) распределение вероятностей СТДВ для следующих условий: количество отсчетов  $N = 20$ , на входе шум, распределенный по нормальному закону, сигнал отсутствует, т.е.  $U_c = 0$ . Пороги квантования  $\pm U^0$ , нормированные к среднему квадратическому значению шума, в расчетах принимали значения 0; 0,5; 1,0. На рис. 4б приведены поверхности распределения СТДВ, а на рис. 4а – горизонтальные сечения этих поверхностей.

Случай  $U^0 = 0$  соответствует бинарному (знаковому) квантованию, когда

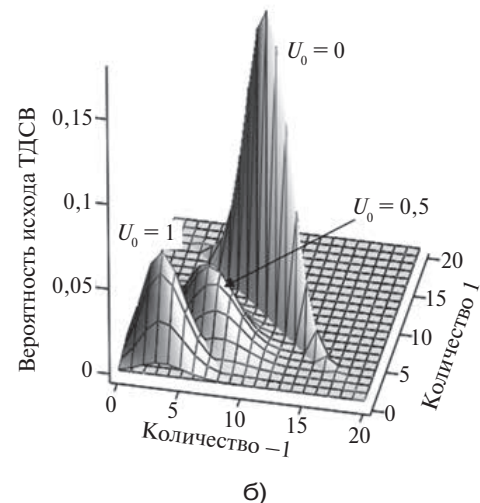
$$\eta_i = \begin{cases} +1, & \text{если } Y(t_i) > 0 \\ -1, & \text{если } Y(t_i) < 0 \end{cases}$$

Таблица. Матрица распределения вероятностей вектора  $\mathbf{Q}$  для пяти отсчетов

		Количество -1 (третий индекс)					
		0	1	2	3	4	5
Кол-во +1 (первый индекс)	5	$P_{500}$	–	–	–	–	–
	4	$P_{410}$	$P_{401}$	–	–	–	–
	3	$P_{320}$	$P_{311}$	$P_{302}$	–	–	–
	2	$P_{230}$	$P_{221}$	$P_{212}$	$P_{203}$	–	–
	1	$P_{140}$	$P_{131}$	$P_{122}$	$P_{113}$	$P_{104}$	–
	0	$P_{050}$	$P_{041}$	$P_{032}$	$P_{023}$	$P_{014}$	$P_{005}$



а)



б)

Рисунок 4. Распределение СТДВ шумов при изменении порога квантования: а – линии уровня; б – поверхность

В результате знакового квантования серии отсчетов будут состоять только из  $+1$  и  $-1$ , причем при симметричном нормальном шуме их количество должно быть одинаковым. Действительно, из рис. 4 следует, что наиболее вероятная серия (максимум распределения) имеет по десять значений  $+1$  и  $-1$ .

При увеличении (при раздвигании) порогов квантования максимум распределения вероятностей смещается в нижний левый угол. В этом случае возрастает вероятность появления нулей в отсчетах и, следовательно, возрастает вероятность серий с большим количеством нулей (см. таблицу). Количество  $+1$  и  $-1$  в сериях сокращается, причем максимумы распределения вероятностей располагаются в точках, где количество  $+1$  и  $-1$  одинаково.

Если на входе – смесь неслучайного постоянного сигнала и шума, то для каждого отсчета плотность распределения вероятностей входной аналоговой величины, оставаясь по форме такой же, как для шума, смещается на величину сигнала  $U_c$  (рис. 2). Вероятности  $P^+$ ,  $P^0$  и  $P^-$  будут другими, но также одинаковыми во всех отсчетах (рис. 3б). В этом случае СТДВ также подчиняется полиномиальному закону распределения, а вероятности его реализаций рассчитываются по формуле (3).

На рис. 5 приведены результаты расчета распределения СТДВ для 20 отсчетов при постоянном пороге квантования  $U_{\text{огр}} = 0,5$  и изменяющемся полезном сигнале. Величина сигнала  $U_c$ , нормированная к среднему квадратическому значению шума, в расчетах принимала три значения: 0;  $+2$ ;  $+4$ .

Как видно из рис. 5, при увеличении сигнала максимум распределения смещается в верхний левый угол. Действительно, в этом случае возрастает вероятность появления  $+1$  в отсчетах и, следовательно, серий с большим количеством единиц. Отметим, что при отрицательном сигнале на входе максимум распределения будет смещаться в нижний правый угол, т.е. будет возрастать вероятность серий с большим количеством  $-1$ .

Если на входе – смесь неслучайного изменяющегося сигнала и шума, то для нахождения вероятностей реализаций СТДВ формулу (3) использовать нельзя, так как вероятности  $P^+$ ,  $P^0$  и  $P^-$  будут изменяться от отсчета к отсчету.

Тем не менее для каждого отсчета эти вероятности можно найти [3], учитывая величину неслучайного сигнала в любой момент времени:

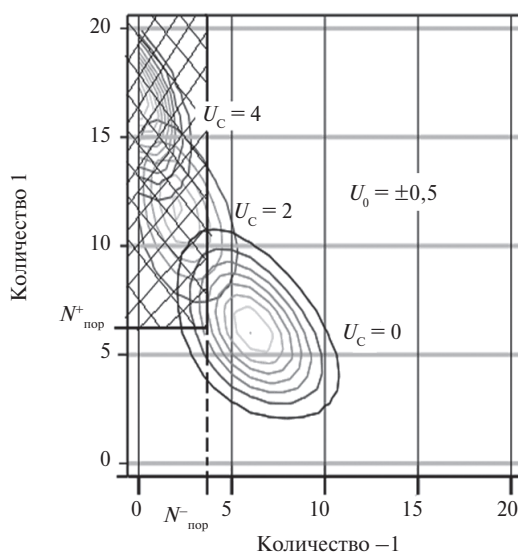
$$U_c(t) = U_m f(t),$$

где  $f(t)$  – известная временная функция.

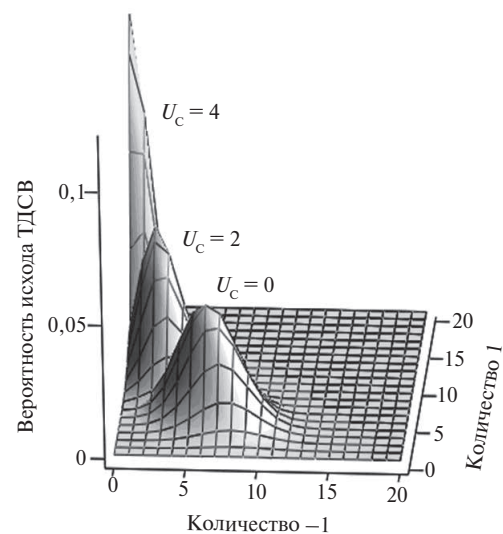
Вероятности  $P^+$ ,  $P^0$  и  $P^-$  в отсчете с номером  $n$  будут равны

$$\begin{aligned} P_n^+ &= \int_{U_{\text{огр}}}^{\infty} W(y - U_c(t_n)) dy, \\ P_n^0 &= \int_{-U_{\text{огр}}}^{U_{\text{огр}}} W(y - U_c(t_n)) dy, \\ P_n^- &= \int_{-\infty}^{-U_{\text{огр}}} W(y - U_c(t_n)) dy. \end{aligned} \quad (5)$$

По формулам (5) можно рассчитать векторы вероятностей появления  $-1$ ,  $0$  и  $+1$  во всех отсчетах:



а)



б)

Рисунок 5. Распределение СТДВ для разных значений  $U_c$ -сигнала: а – линии уровня; б – поверхность

$$\begin{aligned}\overline{P^+} &= (P_1^+, P_2^+, \dots, P_N^+)^T, \\ \overline{P^0} &= (P_1^0, P_2^0, \dots, P_N^0)^T, \\ \overline{P^-} &= (P_1^-, P_2^-, \dots, P_N^-)^T.\end{aligned}\quad (6)$$

После этого можно перейти к расчету вероятности появления серий (т.е. реализаций СТДВ) с заданным количеством +1, 0 и –1.

Проанализируем методику расчета вероятностей реализаций СТДВ при наличии во входном шуме изменяющегося полезного сигнала. Примем следующие обозначения: «+» – появление +1; «0» – появление нуля; «–» появление –1 в очередном отсчете.

В первом отсчете возможны исходы

+
0
–

Следовательно, ТДСВ может принять только три значения:

$$\begin{aligned}Q_{100} &= (1, 0, 0)^T \text{ с вероятностью } P_{100} = P_1^+; \\ Q_{010} &= (0, 1, 0)^T \text{ с вероятностью } P_{010} = P_1^0; \\ Q_{001} &= (0, 0, 1)^T \text{ с вероятностью } P_{001} = P_1^-.\end{aligned}$$

Матрица вероятностей будет иметь вид

$P_{100}$	Пустая
$P_{010}$	$P_{001}$

Во втором отсчете возможны следующие исходы:

++
+0
+–
0+
00
0–
–+
–0
––

То есть возможны варианты, когда после первого отсчета появится +1, 0 или –1.

Серия из двух единиц может появиться только в том случае, если в первом и втором отсчетах были единицы. Вероятность этого при независимых отсчетах равна произведению вероятностей появления +1.

Серия из одной единицы и одного нуля может появиться двумя вариантами: а) в первом отсчете +1, во втором отсчете – 0; или б) в первом отсчете – 0, во втором отсчете +1. Вероятность каждого варианта равна произведению вероятностей появления +1 и 0 в соответствующих отсчетах. Вероятность серии равна сумме вероятностей вариантов.

Рассуждая аналогично, запишем формулы расчета вероятностей всех реализаций СТДВ:

$$\begin{aligned}Q_{200} &\text{ с вероятностью } P_{200} = P_1^+ P_2^+ = P_{100} P_2^+; \\ Q_{110} &\text{ с вероятностью } P_{110} = P_1^+ P_2^0 + P_1^0 P_2^+ = P_{100} P_2^0 + P_{010} P_2^+; \\ Q_{101} &\text{ с вероятностью } P_{101} = P_1^+ P_2^- + P_1^- P_2^+ = P_{100} P_2^- + P_{001} P_2^+; \\ Q_{020} &\text{ с вероятностью } P_{020} = P_1^0 P_2^0 = P_{010} P_2^0; \\ Q_{011} &\text{ с вероятностью } P_{011} = P_1^0 P_2^- + P_1^- P_2^0 = P_{010} P_2^- + P_{001} P_2^0; \\ Q_{002} &\text{ с вероятностью } P_{002} = P_1^- P_2^- = P_{001} P_2^-;\end{aligned}$$

Матрица вероятностей имеет вид

$P_{200}$	Пустая	Пустая
$P_{110}$	$P_{101}$	Пустая
$P_{020}$	$P_{011}$	$P_{002}$

Записывая таким же образом вероятности реализаций СТДВ для четвертого, пятого и последующих отсчетов, можно показать, что в общем случае для  $n$ -го отсчета элемент матрицы вероятностей можно вычислить по рекуррентной формуле

$$P_{i,j,k} = P_{i-1,j,k} P_n^{+1} + P_{i,j-1,k} P_n^0 + P_{i,j,k-1} P_n^{-1}, \quad (7)$$

где  $i + j + k = n$ ;  $P_{i,j,k}$  – вероятность реализации вектора  $Q_n$  в серии из  $n = i + j + k$  отсчетов;  $P_n^{*}$  – вероятность появления –1, 0 и +1 соответственно в отсчете с номером  $n$  (см. выражение (6)).

Из выражения (7) следует, что элемент  $P_{i,j,k}$  матрицы вероятностей СТДВ состоит из трех слагаемых. Первое слагаемое представляет собой произведение вероятности СТДВ для предыдущего  $n-1$ -го отсчета, в котором количество +1 на единицу меньше искомого, на вероятность появления +1 в  $n$ -м отсчете. Второе и третье слагаемые также получаются в результате произведения вероятности того, что в предыдущих отсчетах получено на один 0 или одну –1 меньше, на вероятность появления 0 или –1 в  $n$ -м отсчете.

Поиск распределения вероятностей вектора  $Q_n$  необходимо выполнять методом итераций, начиная с первого отсчета [4]. Целесообразно использовать следующий алгоритм расчета матриц вероятностей вектора  $Q_n$  на каждом шаге. Для получения матрицы  $M_n$  очередного  $n$ -го отсчета необходимы следующие действия:

1. Матрицу предыдущего  $n - 1$  отсчета  $M_{n-1}$  по очереди поэлементно умножить на вероятности появления +1, 0 и -1 в очередном отсчете:

$$\begin{aligned} M_{n-1}^{+1} &= M_{n-1} P_n^{+1}, \\ M_{n-1}^0 &= M_{n-1} P_n^0, \\ M_{n-1}^{-1} &= M_{n-1} P_n^{-1}. \end{aligned} \quad (8)$$

2. Увеличить размерность матриц (получить матрицы  $M_n^{+1}, M_n^0, M_n^{-1}$ ). Для этого:

- к матрице  $M_{n-1}^{+1}$  добавить снизу строку нулей, справа – столбец нулей;
- к матрице  $M_{n-1}^0$  добавить сверху строку нулей, справа – столбец нулей;
- к матрице  $M_{n-1}^{-1}$  добавить сверху строку нулей, слева – столбец нулей.

3. Сложить получившиеся матрицы:

$$M_n = M_n^{+1} + M_n^0 + M_n^{-1}. \quad (9)$$

Знание итоговой матрицы распределения вероятностей  $M_N$  позволяет найти все статистические параметры СТДВ. К таким параметрам в первую очередь следует отнести математическое ожидание и дисперсию количества +1 и -1 в серии из заданного количества  $N$  отсчетов.

Математическое ожидание случайной дискретной величины находится как сумма произведений значений этой величины на вероятность их появления [5]. При трехуровневом квантовании случайная величина количества +1 может принимать только целочисленные значения от 0 до  $N$ . Вероятность  $P_i^{+1}$  появления  $i$  раз +1 равна сумме вероятностей реализации СТДВ, в которых количество +1 равно  $i$ . Другими словами, необходимо просуммировать все элементы строки матрицы вероятностей с номером  $i$ . При этом необходимо учесть, что количество минус единиц  $k$  может изменяться от 0 до  $N - i$ . Тогда выражение для расчета математического ожидания количества +1 примет вид

$$m^{+1} = \sum_{i=0}^N i P_i^{+1} = \sum_{i=0}^N i \sum_{k=0}^{N-i} P_{ijk}, \quad (10)$$

где  $i$  – значение случайной величины количества +1 в серии;  $k$  – значение случайной величины количества -1 в серии;  $P_{ijk}$  – элементы матрицы вероятностей на пересечении соответствующих строк и столбцов (см. таблицу).

Аналогично для подсчета вероятности появления  $k$  раз -1 нужно суммировать элементы матрицы по столбцам. Математическое ожидание для -1

$$m^{-1} = \sum_{k=0}^N k P_k^{-1} = \sum_{k=0}^N k \sum_{i=0}^{N-k} P_{ijk}. \quad (11)$$

Расчет дисперсии этих случайных величин находится при помощи следующих выражений:

$$\begin{aligned} D^{+1} &= \sum_{i=0}^N (i - m^{+1})^2 P_i^{+1} = \sum_{i=0}^N (i - m^{+1})^2 \sum_{k=0}^{N-i} P_{ijk}, \\ D^{-1} &= \sum_{k=0}^N (k - m^{-1})^2 P_k^{-1} = \sum_{k=0}^N (k - m^{-1})^2 \sum_{i=0}^{N-k} P_{ijk}. \end{aligned} \quad (12)$$

Кроме того, рассчитывая распределения СТДВ для различных значений амплитуды сигнала  $U_m$  и порогов квантования  $U_o$ , можно найти зависимость статистических параметров трехуровневых сигналов от величины входного сигнала и уровней квантования.

В ряде случаев использовать амплитуду  $U_m$  для определения показателей качества обнаружения и сравнения возможностей устройств обработки сигналов при трехуровневом квантовании неудобно, так как при одинаковой амплитуде сигналы, отличающиеся по форме, имеют разную энергию [6, 7]. Предпочтительнее использовать параметр обнаружения, который определяется по формуле

$$q = \sqrt{\frac{2\mathcal{E}_c}{N_0}} = \sqrt{\frac{\sum U_i^2}{D_u}}.$$

Задавая амплитуду сигнала и закон его изменения во времени, а также дисперсию шума на входе, можно найти параметр обнаружения  $q$ . Или, наоборот, задавая параметр обнаружения и статистические характеристики шума, можно найти соответствующую заданному параметру амплитуду сигнала.

Знание амплитуды сигнала позволяет найти мгновенные значения сигнала в любой момент времени  $U_c(t) = U_m f(t)$ . Это, в свою очередь, дает возможность рассчитать векторы вероятностей появления -1, 0 и +1 во всех отсчетах и распределение вероятностей СТДВ, т.е. статистические характеристики сигнала после трехуровневого квантователя.

## Выводы

Разработана методика расчета закона распределения вероятностей после трехуровневого квантования.

Достоинства предлагаемой методики заключаются в том, что она позволяет рассчитать статистические характеристики сигналов с трехуровневым квантованием:

- для шумов с любым известным законом распределения;
- для сигналов произвольной формы (в том числе с внутриимпульсной модуляцией параметров);
- для сигналов одинаковой формы с разной амплитудой (энергией);
- для различных уровней квантования.

Знание статистических характеристик сигналов с шумом после трехуровневого квантования



обеспечивает расчет отношения сигнал/шум в устройствах обработки. Кроме того, рассчитанные матрицы вероятностей для шума и сигнала с шумом позволяют найти показатели качества обнаружения устройств обработки при любых заданных порогах квантования.

Моделирование трехуровневого квантования сигналов с использованием датчика случайных чисел, распределенных по нормальному закону, показало, что рассчитанные и полученные в результате эксперимента результаты совпадают, что доказывает правильность предлагаемой методики.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. М.: Радио и связь, 1986. 352 с.
2. Горбунов Ю.Н. Цифровая обработка радиолокационных сигналов в условиях использования грубого (малоразрядного) квантования: монография. М.: ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт (ЦНИРТИ) им. академика А.И. Берга», 2007. 87 с.
3. Митюшов А.И., Косарев О.В. Анализ статистических характеристик сигналов на выходе устройств обработки с тремя уровнями квантования. Актуальные вопросы развития радиоэлектронной техники радиотехнических войск ВВС. СПб.: СПбВУРЭ (ВИ), 2005. 157 с.
4. Литюк В.Н., Литюк Л.В. Методы цифровой многопроцессорной обработки ансамблей радиосигналов. М.: СОЛОН-ПРЕСС, 2007. 592 с.
5. Черенок Н.Г. Сверхширокополосные переносчики, формируемые классическими ортогональными полиномами: монография. СПб.: МВАА, 2018. 210 с.
6. Шахмейстер Л.Е. Цифро-частотные и время-импульсные преобразователи информации. М.: Изд-во КДУ, 2008. 252 с.
7. Хармут Х.Ф. Несинусоидальные волны в радиолокации и радиосвязи / пер. с англ. М.: Мир, 1983. 352 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**Митюшов Александр Иванович**, к.т.н., доцент, профессор, кафедра Е6 автономных информационных и управляющих систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 495-77-58, e-mail: bgty\_e6@mail.ru.

**Карпов Сергей Анатольевич**, к.т.н., доцент, профессор, кафедра Е6 автономных информационных и управляющих систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 495-77-58, e-mail: bgty\_e6@mail.ru.

**Крылов Виктор Александрович**, аспирант, кафедра Е6 автономных информационных и управляющих систем, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, тел.: 8 (812) 495-77-58, e-mail: bgty\_e6@mail.ru.

*For citation: Mityushov A.I., Karpov S.A., Krylov V.A. Especially the mathematical description of random signals with three levels of quantization. Voprosy radioelektroniki, 2018, no. 7, pp. 147–154.  
DOI 10.21778/2218-5453-2018-7-147-154*

A.I. Mityushov, S.A. Karpov, V.A. Krylov

## ESPECIALLY THE MATHEMATICAL DESCRIPTION OF RANDOM SIGNALS WITH THREE LEVELS OF QUANTIZATION

The article describes the method of mathematical description of an additive mixture signal with noise when using the three-level quantization. Method is based on the presentation of the implementation of the signal after quantization in the form of a random discrete 3D vector. It is proposed that statistical calculation technique characteristics of three-level signals. The technique allows visualizing the probability distribution law of radar signals of different shapes on the background noise and calculating its numeric parameters. Knowledge of the law of probability distributions, assuming that the only inlet noise and distribution law of probability signal with noise allows to calculate the detection quality indicators to build a detector performance. Three-level quantization allows to considerably simplify the technical implementation of electronic signal processing device with acceptable energy loss.

**Keywords:** discrete random variables, discrete random vector, polynomial distribution law quantization thresholds, the matrix of probabilities.

## REFERENCES

1. Kuzmin S.Z. *Osnovy proektirovaniya sistem cifrovoy obrabotki radiolokacionnoj informacii* [Fundamentals of designing systems of digital processing of radar information]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1986, 352 p. (In Russian).
2. Gorbunov Yu.N. *Cifrovaya obrabotka radiolokacionnyh signalov v usloviyah ispolzovaniya grubogo (malorazryadnogo) kvantovaniya: monografiya* [Digital processing of radar signals in the conditions of use of gross (malorazryadnogo) quantization: monograph]. Moscow, FGUP «Centralny nauchno-issledovatel'skiy institut (CNIRTI) im. akademika A.I. Berga» Publ., 2007, 87 p. (In Russian).

3. Mityushov A. I., Kosarev O. V. *Analiz statisticheskikh harakteristik signalov na vyhode ustrojstv obrabotki s tremya urovnyami kvantovaniya. Aktualnye voprosy razvitiya radioelektronnoj tekhniki radiotekhnicheskikh vojsk VVS* [Analysis of the statistical characteristics of signals at the output of the processing devices with three tiers of quantization. Topical questions of development of radio-electronic equipment of radio engineering troops of the AIR FORCE]. Saint-Petersburg, SPVVUREH (VI) Publ., 2005, vol. 13, pp. 157 p. (In Russian).
4. Lityuk V. N., Lityuk L. V. *Metody cifrovoj mnogoprocessornoj obrabotki ansamblej radiosignalov* [Methods digital radio ensembles multiprocessing]. Moscow, SOLON-PRESS Publ., 2007, 592 p. (In Russian).
5. Cherenok N. G. *Sverhshirokopolosnye perenoschiki, formiruemye klassicheskimi ortogonal'nymi polinomami: monografiya* [Ultrawideband vectors generated by classical orthogonal polynomials]. Saint-Petersburg, MVAA Publ., 2018, 210 p. (In Russian).
6. Shakhmeyster L. E. *Cifro-chastotnye i vremya-impulsnye preobrazovateli informacii* [D-frequency and time-switching converters information]. Moscow, Izdatelstvo KDU Publ., 2008, 252 p. (In Russian).
7. Kharmut H. F. *Nesinusoidalnye volny v radiolokacii i radiosvyazi* [Nesinusoidalnye waves in radar and radio]. Trans. from Eng. Moscow, Mir Publ., 1983, 352 p. (In Russian).

## AUTHORS

**Mityushov Aleksandr**, PhD, associate professor, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 316-24-77, e-mail: bgty\_e6@mail.ru.

**Karpov Sergey**, PhD, associate professor, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 316-24-77, e-mail: bgty\_e6@mail.ru.

**Krylov Viktor**, postgraduate student, Baltic State Technical University VOENMEH, 1, 1ya Krasnoarmeyskaya ulitsa, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation, tel.: +7 (812) 316-24-77, e-mail: bgty\_e6@mail.ru.

## ПРАВИЛА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ СТАТЕЙ

К рассмотрению принимаются нигде не опубликованные ранее рукописи статей с оригинальными результатами теоретических и экспериментальных исследований в области радиоэлектроники. Максимальный объем статьи – 23 000 печатных знаков (с пробелами), включая формулы, иллюстрации, таблицы.

Обязательными являются следующие элементы статьи:

- **Тематическая рубрика журнала**, к которой должна быть отнесена статья.
- **Индекс УДК**.
- **Название статьи**, максимально конкретное и информативное, на русском и английском языках.
- **Ф.И.О. всех авторов** (полностью) на русском и английском языках.
- **Информация об авторах** на русском и английском языках: регалии; место работы (полное и сокращенное название организации, почтовый адрес с указанием города и почтового индекса), должность; электронный адрес; телефон. Если авторов несколько, то информация должна быть представлена по каждому из них.
- **Аннотация статьи** на русском и английском языках. В аннотации подчеркивается новизна и актуальность темы (без повтора заглавия статьи в тексте аннотации). Аннотация статьи должна быть информативной и подробной, описывать методы и главные результаты исследования. Из аннотации должно быть ясно, какие вопросы поставлены для исследования и какие ответы на них получены. Предпочтительна структура аннотации, повторяющая структуру статьи и включающая введение, цели и задачи, методы, результаты/обсуждение, заключение/выводы. Объем аннотации составляет 100–200 слов.
- **Ключевые слова** на русском и английском языках. Должны отражать основное содержание статьи, но, по возможности, не повторять ее название. Рекомендуемый объем – 3–6 слов или коротких словосочетаний.
- **Основной текст статьи**. Следует соблюдать единообразие терминов, а также единообразие в обозначениях, системах единиц измерения, номенклатуре. Следует избегать излишних сокращений, кроме общеупотребительных. Если сокращения все-таки используются, то они должны быть расшифрованы в тексте при первом упоминании.
- **Список литературы**, на русском и английском языках. Должен в достаточной мере отражать современное состояние исследуемой области и не быть избыточным. Должен содержать ссылки на доступные источники. Не цитируются тезисы, учебники, учебные пособия, диссертации без депонирования. Допустимый объем самцитирования автора не более 20% от источников в списке литературы.
- **Список иллюстраций** должен располагаться в конце статьи и содержать названия статей и подписи, размещенные на рисунке.

## Правила оформления статей

Материалы статьи представляются для публикации в электронном виде.

В состав электронной версии статьи должны входить текстовая часть в формате MS Word (формулы в MathType), а также иллюстрации в виде отдельных графических файлов (каждый файл должен содержать один рисунок).

Статья представляется в итоговом варианте, т.е. не предполагает существенных авторских изменений и дополнений, а также не содержит исправлений, отображаемых на полях или в тексте работы.

Английский блок должен включать (в указанном порядке): заголовок статьи, Ф.И.О. всех авторов, аннотацию, ключевые слова, список литературы в романском алфавите.

## Графический материал

Все иллюстрации должны быть черно-белыми.

Иллюстрации для каждой статьи должны находиться в отдельной папке с названием статьи; название файла должно включать номер рисунка. Каждый файл должен содержать только один рисунок.

Параметры иллюстраций:

- форматы \*.tif или \*.eps;
- цветовая модель Grayscale (Black 95%), разрешение 300 dpi при 100%-ной величине;
- цветовая модель Bitmap, разрешение не ниже 600 dpi;
- толщины линий не менее 0,5 point;
- не следует использовать точечные закрашки в программах работы с векторной графикой, таких как Noise, Black&white noise, Top noise;
- не следует добавлять сетку или серый фон на задний план графиков и схем;
- желательно иллюстрации предоставлять в двух вариантах (первый – со всеми надписями и обозначениями, второй – без текста и обозначений);
- все надписи на рисунках и названия рисунков обязательно (!) должны быть набраны текстом и располагаться на отдельной странице в текстовой части статьи.

## Текст статьи

Текст должен быть в формате MS Word; набран через двойной интервал; шрифтом Times New Roman, размер шрифта – 12 пунктов.

Не следует вводить больше одного пробела подряд (в том числе при нумерации формул). Используйте абзацный отступ и табуляцию.

Подзаголовки должны быть без нумерации.

Таблицы представляются в формате MS Word. Их следует располагать в тексте непосредственно после ссылки на таблицу.

В тексте статьи должны быть ссылки на все рисунки и таблицы. Если в статье один рисунок и/или таблица, номер не ставится. Рисунки с цифро-буквенной нумерацией обозначаются в тексте без запятой и пробела (например, рис. 1а).

В шапке таблицы пустых ячеек быть не должно.

В таблице не должно быть графы с порядковым номером. Если нумерация строк необходима, то порядковый номер указывается непосредственно перед текстом.

При отсутствии данных в ячейках должны быть прочерки (т.е. пустых ячеек быть не должно).

Подписи к рисункам должны содержать расшифровку всех обозначений, использованных на рисунке.

На отдельном листе в конце статьи должны быть набраны названия рисунков с подписями, а также текст, размещенный на рисунках.

### Формулы и буквенные обозначения

Все формулы должны быть набраны только (!) в математическом редакторе MathType с настройками строго (!) по умолчанию. Не допускается набор из составных элементов (часть – текст, часть – математический редактор). Не допускается также вставка формул в виде изображений. Формулы располагают по месту в тексте статьи.

По возможности следует избегать «многоэтажных» формул. В частности, в сложных формулах экспоненту рекомендуется представлять как «exp».

Дроби предпочтительно располагать отдельной строкой, числитель от знаменателя отделять горизонтальной чертой.

В десятичных дробях для отделения целой части используется запятая (например, 10,5).

В качестве знака умножения используется символ точка (·), при переносе формулы в качестве знака умножения следует использовать символ крест (×).

Знак умножения в формулах ставится только (!) перед цифрой и между дробями.

В формулах и тексте скалярные величины, обозначаемые латинскими буквами, набираются курсивом, обозначаемые греческими буквами – прямым шрифтом. Для обозначения векторных величин используется прямой полужирный шрифт, стрелка сверху не ставится.

Одиночные буквы или символы, одиночные переменные или обозначения, у которых есть только верхний или только нижний индекс, единицы измерения и цифры в тексте, а также простые математические и химические формулы следует набирать в текстовом режиме без использования внедренных рамок (т.е. без использования математических редакторов).

Слова «минус» и «плюс» перед цифрами обозначаются знаками (например, +4; –6).

### Размерности

Размерности отделяются от числа пробелом, кроме градусов, процентов, промилле.

Для сложных размерностей допускается использование как отрицательных степеней, так и скобок. Главное условие – соблюдение единообразия написания одинаковых размерностей по всему тексту и в иллюстрациях.

При перечислении, а также в числовых интервалах размерность приводится только после последнего числа (например, 18–20 кг), за исключением угловых градусов.

Числовой диапазон оформляется коротким тире без пробелов (например, 18–20).

Размерности переменных пишутся после их обозначений через запятую, а не в скобках.

### Список литературы

В журналах принимается Ванкуверская система цитирования – последовательный численный стиль: ссылки нумеруются по ходу их упоминания в тексте, таблицах и рисунках. Единый список литературы оформляется также в порядке упоминания в тексте.

На все работы, включенные в список литературы, должна быть ссылка в тексте.

Допустимый объем самоцитирования автора не более 20% от источников в списке литературы.

Не цитируются:

- тезисы, учебники, учебные пособия;
- диссертации без депонирования.

Единый список литературы на русском языке размещают в конце текста статьи и озаглавливают «Список литературы».

Единый список литературы в романском алфавите (латинице) размещают в англоязычном блоке после ключевых слов (Keywords) и озаглавливают References.

В тексте статьи ссылки приводят квадратных скобках: [1–5] или [1, 3, 5].

Источники приводят на языке оригинала. Русские – на русском, англоязычные – на английском.

Пример оформления статьи из периодического издания:

Таран П.П., Иванов А.А. Глобализация и трудовая миграция: необходимость политики, основанной на правах человека // Век глобализации. 2010. № 1. С. 66–88.

Пример оформления книги:

Костылева Л.В. Неравенство населения России: тенденции, факторы, регулирование. М.: ИСЭРТ РАН, 2011. 200 с.

Пример оформления электронного источника:

Костылева Л.В. Неравенство населения России: тенденции, факторы, регулирование [Электронный ресурс]. М., 2011. 30 с. Адрес доступа: <http://elsevierscience.ru/>

### Подписи к рисункам

На отдельном листе должны быть набраны (в порядке упоминания в тексте) порядковый номер рисунка, его название, а также все надписи, расположенные на рисунке. Подписи к рисункам должны содержать расшифровку всех обозначений, использованных на рисунке.

### Комплект предоставляемых материалов

Комплект материалов рукописи статьи должен включать электронную версию статьи; иллюстрации в виде отдельных графических файлов; акт экспертизы.

Материалы следует присылать на электронную почту [publish@instel.ru](mailto:publish@instel.ru).



## RULES FOR SUBMITTING ARTICLES

Accepted for consideration manuscript with original results of theoretical and experimental research in the field of electronics with no publishing record. The maximum amount of 23000 articles printed characters (with spaces), including formulas, illustrations, tables.

The mandatory elements of the articles are the following:

- Thematic heading of magazine to which article should be carried
- Index of the universal decimal classification.
- The name of article, at the most specific and informative, in Russian and English languages.
- The information on authors, in Russian and English languages: regalia; place of job (the full and short-hand name of the organization, the post address with the indication of city and the postal index), a position; the electronic address; phone. If there're few authors then the information should be presented on each of them.
- The summary of article in Russian and English languages. Novelty and a urgency of subject matter (without repetition of the title of article in the text of the summary) should be emphasized in the summary. The summary of article have to be informative and detailed, describe methods and the main results of research. The summary has to cover what questions are put for research and the answers to them are received. The structure of the summary has to repeat structure of article and including introduction, objectives and problems, methods, results/discussions, the conclusion/conclusions is preferential. The volume of the summary makes 100–200 words.
- Key words in Russian and English languages. Should reflect the main content of the article, but if possible not to repeat its name. The recommended amount – 3–6 words or short phrases.
- The main text of the article. The uniformity of terms should be observed as well as uniformity in the notation, systems of units, nomenclature. Avoid unnecessary abbreviations commonly used in addition. If the abridgement is still used then it must be transcribed in the text at the first mention.
- References in English and Russian languages. Must adequately reflect the current state of the study area and not be excessive. Must contain references to available sources. Not quoted theses, textbooks, manuals, thesis without deposit. The allowable amount of self-citation of the author should not exceed 20% of the sources in the bibliography.
- The list of illustrations should be placed down in the end of article and contain names of articles and the signatures placed in picture.

### Formalized rules for articles

Materials of the Articles are submitted for publication in electronic form.

The electronic version of the paper should include the text portion in MS Word format (formulas in Math-Type), as well as illustrations as separate image files (each file should contain one figure).

The article appears in the final version and copyright does not involve significant changes and additions, as well as does not include patches that are displayed in the fields or in the text of the work.

English unit should include (in indicated order): title of the article, name all authors, abstract, keywords, references in the Roman alphabet.

### Graphical material

All illustrations should be in black and white.

Illustrations for each article must be in a separate folder with the title of the article; File name should include the figure number. Each file must contain only one drawing.

illustrations parameters:

- formats \*.tif or \*.eps;
- color model Grayscale (Black 95%), the resolution of 300 dpi at 100% value;
- color model Bitmap, resolution of at least 600 dpi;
- Lines's thickness of not less than 0,5 point;
- It is not necessary to use dot shadings in programs of work with vector graphics, such as Noise, Black\*white noise, Top noise
- It is not necessary to add a grid or a grey background on a background of charts and diagrams;
- it is desirable to provide the illustrations in two versions (the first – with all the inscriptions and symbols, the second – without text and symbols);
- All signs in the figures and the names of figures is obligatory (!) Should be typed in the text and placed on a separate page in the text of the article.

### The text of article

The text should be in MS Word format; typed double-spaced; font Times New Roman, font size – 12 points.

Do not enter more than one space in a row (including the numbering of formulas). Use indentation and tabs.

Subtitles should be without numbering.

Tables submitted in MS Word format. They should be placed in the text immediately following the reference to the table.

The text of the article should be a reference for all figures and tables. If an article of one figure and / or table number is not assigned. Figures alphanumeric numbering are indicated in the text without a comma and a space (for example, Fig. 1a).



In the header of the table empty cells should not be.

The table should not have graphs with a serial number. If line numbering is needed, the serial number is indicated immediately before the text.

In the absence of data in the cells must be dashes (empty cells should not be).

Captions should include decoding of symbols used in the figure.

On a separate sheet at the end of the article should be typed in the names of images with captions, and also the text that appears in the figures.

### Formulas and letter designations

All formulas should be typed only (!) In MathType mathematical editor. Not allowed set of constituents (Part – text part – mathematical editor). There can be no insert formulas in the form of images. Formula for a place in the text.

If possible, avoid «multi-storey» formulas. In particular, complex formulas recommended exponent of as «exp».

Fractions are preferably arranged separately, the numerator by the denominator separated by a horizontal line.

In decimal fractions to separate the integer part of a comma (eg 10,5).

As a sign of multiplication using the dot (·), when transferring the formula should use the cross symbol (×) as a multiplication sign.

The multiplication sign in the formulas is put only (!) before a figure between fractions.

In the formulas and text scalar quantities, denoted by Latin letters, italicized, denoted by Greek letters – font. To indicate vector quantities used straight bold, arrow at the top is not put.

Single letters or symbols, single variables or symbols that have only the upper or only the lower the index, units, and figures in the text, as well as simple mathematical and chemical formulas should be typed in text mode without the use of embedded frames (ie, without the use of Mathematical editors).

The words «minus» and «plus» to the numbers indicated by signs (eg 4, –6).

### Dimensions

Dimensions are separated from the number by a space, except degrees, percent, per mille.

For complex dimensions allowed as the negative powers, and parentheses. The main condition – that the consistency of writing the same dimensions throughout the text and illustrations.

In the listing, as well as the dimension of the numerical ranges given only after the last day (e.g. 18–20 kg) except angular degrees.

A numeric range is made short dash without spaces (for example, 18–20).

The dimensions of the variables are written after the notation, separated by commas, but not in parentheses.

### Bibliography

The magazines use the Vancouver citation system – consistent numerical style: links are numbered in the course of their appearance in the text, tables and figures. A single list of references is also executed in the order mentioned in the text.

All work included in the list of references should be referenced in the text.

The allowable amount of self-citation is not the author of more than 20% of the sources in the bibliography.

Do not quoted:

- theses, textbooks, teaching aids;
- dissertation without deposit.

A unified list of literature in Russian is placed at the end of the text and the headline «References».

A unified list of references in the Roman alphabet (Roman alphabet) are placed in an English-speaking unit after keywords (CET Keywords) and headline References.

The text of the article links lead brackets: [1–5] or [1, 3, 5].

Sources of lead in the original language. Russian – Russian, English language – English.

A sample of articles from periodicals:

Taran P. P., Ivanov A. A. Globalization and labor migration: the need for a policy based on human rights // Century of Globalization. 2010. № 1. pages 66–88.

### Formalizing example for the book

Kostyleva L. V. Inequality of the Russian population: trends, factors that regulation. M.: ISERT RAS, 2011. 200 p.

Example of electronic sources:

Kostyleva L. V. Inequality population of Russia: tendencies, factors, regulation [electronic resource]. M., 2011. 30 p. Access Location: <http://elsevierscience.ru/>

### Signatures to pictures

On a separate sheet should be typed (in order of appearance in the text) the serial number of the picture, its name, as well as all the inscriptions located in the picture. Captions should include decoding of symbols used in the figure.

### The complete set of provided materials

The complete set of materials of the manuscript of article should include the electronic version of article; illustrations in the form of separate graphic files; the certificate of examination.

Materials should be sent by e-mail **publish@instel.ru**.

