

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

ИЗВЕСТИЯ ВЫСШИХ УЧЕБНЫХ ЗАВЕДЕНИЙ

# ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

ИЗДАНИЕ ГОСУДАРСТВЕННОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ, МЕХАНИКИ И ОПТИКИ»

Журнал издаётся с января 1958 г.

ТОМ 52

АПРЕЛЬ 2009

№ 4

ТЕМАТИЧЕСКИЙ ВЫПУСК

## МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

*Под редакцией доктора технических наук, профессора В. Ф. Фатеева*

### СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ .....	5
<b>КОСМИЧЕСКАЯ ИНФОРМАТИКА</b>	
<b>Фатеев В. Ф., Лагуткин В. Н., Слынько Ю. В.</b> Использование малых космических аппаратов со спектроскопическими приборами для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере .....	7
<b>Фатеев В. Ф., Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Подкорытов Е. Н., Слынько Ю. В., Старостенко А. М.</b> Моделирование входной информации оптической системы малых космических аппаратов .....	12
<b>Мальцев Г. Н., Кунгурцев В. В., Козинев И. А.</b> Дистанционное зондирование Земли на основе кластера малых космических аппаратов многоспектрального наблюдения .....	16
<b>Минаков Е. П., Чичкова Е. Ф.</b> Мониторинг чрезвычайных ситуаций с использованием дистанционного зондирования Земли .....	23
<b>Ксендзук А. В., Фатеев В. Ф., Попов С. А.</b> Метод обработки сигналов в космических многопозиционных радиолокационных системах с синтезом апертуры антенны .....	28
<b>Сахно И. В., Ткачев Е. А., Гаврилов Д. А., Успенский К. К.</b> Малый космический аппарат обзора морской поверхности с использованием сигналов спутниковых радионавигационных систем .....	34
<b>Горбулин В. И., Панченко В. В., Радионов Н. В.</b> Техничко-экономический подход к выбору системы малых космических аппаратов .....	40
<b>Фатеев В. Ф., Каргу Д. Л.</b> Перспективная сеть передачи данных для локальной группировки малых космических аппаратов .....	46

## **КОНТРОЛЬ И ДИАГНОСТИРОВАНИЕ СОСТОЯНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

<b>Барановский А. М., Привалов А. Е.</b> Система контроля и диагностирования бортового оборудования малого космического аппарата.....	51
<b>Барановский А. М., Белозеров В. А., Опрышко Д. И.</b> Комбинированная модель процесса оценивания достоверности контроля технического состояния космических аппаратов в условиях неопределенности .....	56
<b>Аверьянов А. В.</b> Оценивание надежности автоматизированных систем управления подготовкой и проведением пуска космического аппарата .....	62
<b>БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ</b>	
<b>Каргу Д. Л., Кремез Г. В., Минаков Е. П., Николаев П. В., Федоров С. А.</b> Малогабаритный бортовой комплекс управления космическим аппаратом .....	66
<b>Басыров А. Г., Гончаренко В. А., Забузов В. С., Кремез Г. В., Эсаулов К. А.</b> Повышение устойчивости функционирования бортовых вычислительных систем по результатам космических экспериментов .....	70
<b>Аверьянов А. В.</b> Аналитический метод расчета движения малого космического аппарата, связанного с базовым космическим аппаратом.....	75
<b>Кириченко Д. В., Глущенко А. А., Маслов К. К., Упитис К. И.</b> Моделирующий стенд для испытаний бортовых оптико-электронных систем малых космических аппаратов с использованием средств имитации фоноцелевой обстановки .....	78
<b>SUMMARY</b> .....	82

## THEMATIC ISSUE

# SMALL SPACE VEHICLES

*By Edition V. F. Fateev, Doctor of Technical Science, Professor*

## CONTENTS

INTRODUCTION .....	5
<b>SPACE INFORMATICS</b>	
<b>Fateev V. F., Lagutkin V. N., Slynko Yu. V.</b> Application of Spectroscope-Equipped Small Space Vehicle to Observation of Gaseous Exhausts in the Atmosphere .....	7
<b>Fateev V. F., Lagutkin V. N., Lukyanov A. P., Podkorytov E. N., Slynko Yu. V., Starostenko A. M.</b> Simulation of Input Information of Small Space Vehicles Optic System .....	12
<b>Maltsev G. N., Kungurtsev V. V., Kozinov I. A.</b> Remote Multispectral Sensing of the Earth Surface with a Cluster of Small Space Vehicles.....	16
<b>Minakov E. P., Chichkova E. F.</b> Monitoring of Extreme Situations on the Basis of Earth Surface Sensing .....	23
<b>Ksendzuk A. V., Fateev V. F., Popov S. A.</b> Method of Signal Processing in Space-Based Multiposition SAR Systems .....	28
<b>Sahno I. V., Tkachev E. A., Gavrilov D. A., Uspensky K. K.</b> Small Space Vehicle of Sea Surface Observation with Use of Signals From General Navigation Satellite Systems...	34
<b>Gorbulin V. I., Panchenko V. V., Radionov N. V.</b> Technical-Economical Approach to the Choice of Small Space Vehicles System .....	40
<b>Fateev V. F., Kargu D. L.</b> Perspective Network for a Local Group of Small Space Vehicles .....	46
<b>MONITORING AND DIAGNOSING OF A CONDITION SMALL SPACE VEHICLES</b>	
<b>Baranovsky A. M., Privalov A. E.</b> Onboard Monitoring and Diagnostic System of Small Space Vehicles.....	51
<b>Baranovsky A. M., Belozerov V. A., Opryshko D. I.</b> Combined Model of Authenticity Control of Estimation In Conditions of Uncertainty Hardware Space Vehicle.....	56
<b>Averianov A. V.</b> Reliability Estimation of Automatic System of Control Over a Spacecraft Launching .....	62
<b>ONBOARD EQUIPMENT AND RESEARCH OF DRIVING SMALL SPACE VEHICLES</b>	
<b>Kargu D. L., Kremez G. V., Minakov E. P., Nikolaev P. V., Fedorov C. A.</b> Small Dimensional Control Onboard System of Space Vehicle .....	66

<b>Basyrov A. G., Goncharenko V. A., Zabuzov V. S., Kremez G. V., Esaulov K. A.</b> Upgrading of Reliability of Small Space Vehicle Onboard Computer by Experimental Results.....	70
<b>Averianov A. V.</b> Analytical Method for Calculation of Small Space Vehicle Motion Linked to a Basic Spacecraft.....	75
<b>Kirichenko D. V., Gluschenko A. A., Maslov K. K., Upitis K. I.</b> The Modeling Stand for Small Space Vehicles Onboard Optoelectronic Systems Tests with Target-Object Map Imitation Device Use .....	78
SUMMARY .....	82

*Editor-in-Chief E. B. Yakovlev*

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Разработка, создание и практическое использование малых космических аппаратов (МКА) — одно из основных направлений развития мировой и отечественной космонавтики. Благодаря их успешному функционированию на орбите в настоящее время решается широкий спектр научно-исследовательских, социально-экономических, научно-образовательных и оборонных задач. Сокращенные сроки создания, сравнительно низкая стоимость выведения МКА на орбиту позволяют эффективно использовать их как в интересах органов государственного управления, так и для решения проблем регионального, отраслевого и корпоративного характера.

Данный тематический выпуск посвящен результатам исследований, выполненных научной школой „Малые космические аппараты“ в 2007—2008 гг., и является логическим продолжением цикла статей, опубликованных ранее в одноименных тематических выпусках журнала „Известия вузов. Приборостроение“ (№ 3 за 2004 г., № 6 за 2005 г. и № 6 за 2007 г.). Все статьи выпуска скомпонованы в трех разделах.

В разделе „Космическая информатика“ представлены статьи, посвященные использованию МКА для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере, дистанционному зондированию Земли, моделированию входной информации оптической аппаратуры МКА, обработке сигналов в космических многопозиционных радиолокационных системах с синтезом апертуры антенны, а также построению перспективной сети передачи данных для локальной группировки МКА.

Раздел „Контроль и диагностирование состояния МКА“ включает статьи, посвященные системе контроля и диагностирования бортового оборудования, комбинированной модели процесса оценивания достоверности контроля аппаратных средств космических аппаратов и сравнительной оценке надежности автоматизированных систем управления процессом подготовки и проведения пуска ракеты и космического аппарата.

В разделе „Бортовое оборудование и исследование движения МКА“ представлены статьи, в которых описан бортовой комплекс управления МКА, обоснованы предложения по повышению устойчивости функционирования бортовых вычислительных систем МКА по результатам космических экспериментов.

В целом все материалы выпуска оригинальны и нигде не публиковались.

Проведенные исследования выполнены при поддержке гранта для ведущих научных школ Российской Федерации № НШ-14.2008.10.

Авторы рассчитывают на заинтересованность читателей и с благодарностью примут конструктивные предложения и критические замечания.

*Руководитель научной школы  
„Малые космические аппараты“  
Доктор технических наук,  
профессор В. Ф. ФАТЕЕВ*

## INTRODUCTION

The development, creation and practical use of small space vehicles (SSV) is today one of the basic directions of development world and domestic space science and engineering. Due to their successful functioning on an orbit a wide spectrum of research socio-economic, scientific-educational and defensive tasks now is decided. The reduced terms of development and the creations, rather low cost of deduction SSV as passing useful loading open a possibility of their effective utilization as in interests of security of activity of organs of state control, and for a solution of problems of regional, branch and corporate character.

The given thematic issue is devoted to last outcomes of the researches which have been carried out by scientific school „Small Space Vehicles“ in 2007—2008, and is logic prolongation of a cycle of scientific papers published earlier in the same thematic issues of this magazine (N 3, 2004; N 6, 2005; N 6, 2007).

In a heading „Space Informatics“ the papers devoted to use SSV with spectroscopic devices for observation of gaseous ejections in an atmosphere, modeling of the entering information of the optical equipment of SSV, development of appearance of a perspective space system of remote exploration of the Earth are submitted on the basis of a cluster SSV of multispectral observation.

The heading „Monitoring and Diagnosing of a Condition SSV“ includes papers devoted to the monitoring system and diagnosing of the onboard equipment of the SSV, combined model of process of an estimation of reliability of monitoring of hardware of SSV in conditions of indeterminacy and comparative estimation of reliability of the automatized control systems of process of preparation both realization of start-up of a rocket and SSV.

In a heading „Onboard Equipment and Research of Driving SSV“ the papers are submitted, in which is circumscribed highly integrated onboard complex of control of a SSV in small mass and dimensional performance, the sentences on a raise of a stability of functioning of onboard computing systems SSV by results of space experiments are justified.

In whole all materials of issue are original and were not published anywhere.

We consider on interest of the readers and with gratitude we shall accept constructive sentences and critical notes.

*Chief of Scientific School  
„Small Space Vehicles“  
Doctor of Technical Science,  
Professor V. F. FATEEV*

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

ИЗВЕСТИЯ ВЫСШИХ УЧЕБНЫХ ЗАВЕДЕНИЙ

# ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

ИЗДАНИЕ ГОСУДАРСТВЕННОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ, МЕХАНИКИ И ОПТИКИ»

Журнал издаётся с января 1958 г.

ТОМ 52

АПРЕЛЬ 2009

№ 4

ТЕМАТИЧЕСКИЙ ВЫПУСК

## МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

*Под редакцией доктора технических наук, профессора В. Ф. Фатеева*

### СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ .....	5
<b>КОСМИЧЕСКАЯ ИНФОРМАТИКА</b>	
<b>Фатеев В. Ф., Лагуткин В. Н., Слынько Ю. В.</b> Использование малых космических аппаратов со спектроскопическими приборами для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере .....	7
<b>Фатеев В. Ф., Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Подкорытов Е. Н., Слынько Ю. В., Старостенко А. М.</b> Моделирование входной информации оптической системы малых космических аппаратов .....	12
<b>Мальцев Г. Н., Кунгурцев В. В., Козинев И. А.</b> Дистанционное зондирование Земли на основе кластера малых космических аппаратов многоспектрального наблюдения .....	16
<b>Минаков Е. П., Чичкова Е. Ф.</b> Мониторинг чрезвычайных ситуаций с использованием дистанционного зондирования Земли .....	23
<b>Ксендзук А. В., Фатеев В. Ф., Попов С. А.</b> Метод обработки сигналов в космических многопозиционных радиолокационных системах с синтезом апертуры антенны .....	28
<b>Сахно И. В., Ткачев Е. А., Гаврилов Д. А., Успенский К. К.</b> Малый космический аппарат обзора морской поверхности с использованием сигналов спутниковых радионавигационных систем .....	34
<b>Горбулин В. И., Панченко В. В., Радионов Н. В.</b> Техничко-экономический подход к выбору системы малых космических аппаратов .....	40
<b>Фатеев В. Ф., Каргу Д. Л.</b> Перспективная сеть передачи данных для локальной группировки малых космических аппаратов .....	46

## **КОНТРОЛЬ И ДИАГНОСТИРОВАНИЕ СОСТОЯНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

<b>Барановский А. М., Привалов А. Е.</b> Система контроля и диагностирования бортового оборудования малого космического аппарата.....	51
<b>Барановский А. М., Белозеров В. А., Опрышко Д. И.</b> Комбинированная модель процесса оценивания достоверности контроля технического состояния космических аппаратов в условиях неопределенности .....	56
<b>Аверьянов А. В.</b> Оценивание надежности автоматизированных систем управления подготовкой и проведением пуска космического аппарата .....	62
<b>БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ</b>	
<b>Каргу Д. Л., Кремез Г. В., Минаков Е. П., Николаев П. В., Федоров С. А.</b> Малогабаритный бортовой комплекс управления космическим аппаратом .....	66
<b>Басыров А. Г., Гончаренко В. А., Забузов В. С., Кремез Г. В., Эсаулов К. А.</b> Повышение устойчивости функционирования бортовых вычислительных систем по результатам космических экспериментов .....	70
<b>Аверьянов А. В.</b> Аналитический метод расчета движения малого космического аппарата, связанного с базовым космическим аппаратом.....	75
<b>Кириченко Д. В., Глущенко А. А., Маслов К. К., Упитис К. И.</b> Моделирующий стенд для испытаний бортовых оптико-электронных систем малых космических аппаратов с использованием средств имитации фоноцелевой обстановки .....	78
<b>SUMMARY</b> .....	82



## THEMATIC ISSUE

# SMALL SPACE VEHICLES

*By Edition V. F. Fateev, Doctor of Technical Science, Professor*

## CONTENTS

INTRODUCTION .....	5
<b>SPACE INFORMATICS</b>	
<b>Fateev V. F., Lagutkin V. N., Slynko Yu. V.</b> Application of Spectroscope-Equipped Small Space Vehicle to Observation of Gaseous Exhausts in the Atmosphere .....	7
<b>Fateev V. F., Lagutkin V. N., Lukyanov A. P., Podkorytov E. N., Slynko Yu. V., Starostenko A. M.</b> Simulation of Input Information of Small Space Vehicles Optic System .....	12
<b>Maltsev G. N., Kungurtsev V. V., Kozinov I. A.</b> Remote Multispectral Sensing of the Earth Surface with a Cluster of Small Space Vehicles.....	16
<b>Minakov E. P., Chichkova E. F.</b> Monitoring of Extreme Situations on the Basis of Earth Surface Sensing .....	23
<b>Ksendzuk A. V., Fateev V. F., Popov S. A.</b> Method of Signal Processing in Space-Based Multiposition SAR Systems .....	28
<b>Sahno I. V., Tkachev E. A., Gavrilov D. A., Uspensky K. K.</b> Small Space Vehicle of Sea Surface Observation with Use of Signals From General Navigation Satellite Systems...	34
<b>Gorbulin V. I., Panchenko V. V., Radionov N. V.</b> Technical-Economical Approach to the Choice of Small Space Vehicles System .....	40
<b>Fateev V. F., Kargu D. L.</b> Perspective Network for a Local Group of Small Space Vehicles .....	46
<b>MONITORING AND DIAGNOSING OF A CONDITION SMALL SPACE VEHICLES</b>	
<b>Baranovsky A. M., Privalov A. E.</b> Onboard Monitoring and Diagnostic System of Small Space Vehicles.....	51
<b>Baranovsky A. M., Belozerov V. A., Opryshko D. I.</b> Combined Model of Authenticity Control of Estimation In Conditions of Uncertainty Hardware Space Vehicle.....	56
<b>Averianov A. V.</b> Reliability Estimation of Automatic System of Control Over a Spacecraft Launching .....	62
<b>ONBOARD EQUIPMENT AND RESEARCH OF DRIVING SMALL SPACE VEHICLES</b>	
<b>Kargu D. L., Kremez G. V., Minakov E. P., Nikolaev P. V., Fedorov C. A.</b> Small Dimensional Control Onboard System of Space Vehicle .....	66

<b>Basyrov A. G., Goncharenko V. A., Zabuzov V. S., Kremez G. V., Esaulov K. A.</b> Upgrading of Reliability of Small Space Vehicle Onboard Computer by Experimental Results.....	70
<b>Averianov A. V.</b> Analytical Method for Calculation of Small Space Vehicle Motion Linked to a Basic Spacecraft.....	75
<b>Kirichenko D. V., Gluschenko A. A., Maslov K. K., Upitis K. I.</b> The Modeling Stand for Small Space Vehicles Onboard Optoelectronic Systems Tests with Target-Object Map Imitation Device Use .....	78
SUMMARY .....	82

*Editor-in-Chief E. B. Yakovlev*

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Разработка, создание и практическое использование малых космических аппаратов (МКА) — одно из основных направлений развития мировой и отечественной космонавтики. Благодаря их успешному функционированию на орбите в настоящее время решается широкий спектр научно-исследовательских, социально-экономических, научно-образовательных и оборонных задач. Сокращенные сроки создания, сравнительно низкая стоимость выведения МКА на орбиту позволяют эффективно использовать их как в интересах органов государственного управления, так и для решения проблем регионального, отраслевого и корпоративного характера.

Данный тематический выпуск посвящен результатам исследований, выполненных научной школой „Малые космические аппараты“ в 2007—2008 гг., и является логическим продолжением цикла статей, опубликованных ранее в одноименных тематических выпусках журнала „Известия вузов. Приборостроение“ (№ 3 за 2004 г., № 6 за 2005 г. и № 6 за 2007 г.). Все статьи выпуска скомпонованы в трех разделах.

В разделе „Космическая информатика“ представлены статьи, посвященные использованию МКА для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере, дистанционному зондированию Земли, моделированию входной информации оптической аппаратуры МКА, обработке сигналов в космических многопозиционных радиолокационных системах с синтезом апертуры антенны, а также построению перспективной сети передачи данных для локальной группировки МКА.

Раздел „Контроль и диагностирование состояния МКА“ включает статьи, посвященные системе контроля и диагностирования бортового оборудования, комбинированной модели процесса оценивания достоверности контроля аппаратных средств космических аппаратов и сравнительной оценке надежности автоматизированных систем управления процессом подготовки и проведения пуска ракеты и космического аппарата.

В разделе „Бортовое оборудование и исследование движения МКА“ представлены статьи, в которых описан бортовой комплекс управления МКА, обоснованы предложения по повышению устойчивости функционирования бортовых вычислительных систем МКА по результатам космических экспериментов.

В целом все материалы выпуска оригинальны и нигде не публиковались.

Проведенные исследования выполнены при поддержке гранта для ведущих научных школ Российской Федерации № НШ-14.2008.10.

Авторы рассчитывают на заинтересованность читателей и с благодарностью примут конструктивные предложения и критические замечания.

*Руководитель научной школы  
„Малые космические аппараты“  
Доктор технических наук,  
профессор В. Ф. ФАТЕЕВ*

## INTRODUCTION

The development, creation and practical use of small space vehicles (SSV) is today one of the basic directions of development world and domestic space science and engineering. Due to their successful functioning on an orbit a wide spectrum of research socio-economic, scientific-educational and defensive tasks now is decided. The reduced terms of development and the creations, rather low cost of deduction SSV as passing useful loading open a possibility of their effective utilization as in interests of security of activity of organs of state control, and for a solution of problems of regional, branch and corporate character.

The given thematic issue is devoted to last outcomes of the researches which have been carried out by scientific school „Small Space Vehicles“ in 2007—2008, and is logic prolongation of a cycle of scientific papers published earlier in the same thematic issues of this magazine (N 3, 2004; N 6, 2005; N 6, 2007).

In a heading „Space Informatics“ the papers devoted to use SSV with spectroscopic devices for observation of gaseous ejections in an atmosphere, modeling of the entering information of the optical equipment of SSV, development of appearance of a perspective space system of remote exploration of the Earth are submitted on the basis of a cluster SSV of multispectral observation.

The heading „Monitoring and Diagnosing of a Condition SSV“ includes papers devoted to the monitoring system and diagnosing of the onboard equipment of the SSV, combined model of process of an estimation of reliability of monitoring of hardware of SSV in conditions of indeterminacy and comparative estimation of reliability of the automatized control systems of process of preparation both realization of start-up of a rocket and SSV.

In a heading „Onboard Equipment and Research of Driving SSV“ the papers are submitted, in which is circumscribed highly integrated onboard complex of control of a SSV in small mass and dimensional performance, the sentences on a raise of a stability of functioning of onboard computing systems SSV by results of space experiments are justified.

In whole all materials of issue are original and were not published anywhere.

We consider on interest of the readers and with gratitude we shall accept constructive sentences and critical notes.

*Chief of Scientific School  
„Small Space Vehicles“  
Doctor of Technical Science,  
Professor V. F. FATEEV*

В. Ф. ФАТЕЕВ, В. Н. ЛАГУТКИН, Ю. В. СЛЫНЬКО

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СО СПЕКТРОСКОПИЧЕСКИМИ ПРИБОРАМИ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ГАЗООБРАЗНЫХ ВЫБРОСОВ В АТМОСФЕРЕ

Рассмотрены вопросы применения инфракрасных спектроскопических приборов на малых космических аппаратах (МКА) для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере. Приведены оценки требуемого спектрального разрешения спектроскопических приборов. Показано, что более предпочтительно использовать на МКА интерферометры с субнанометровым спектральным разрешением, настраиваемые на наиболее интенсивные спектральные линии газовых образований. Приведены примеры спектров излучения газовых образований, пропускания атмосферы, фона; определены особенности задачи адаптивного выбора спектральных линий.

*Ключевые слова:* малые космические аппараты, мониторинг атмосферы, спектроскопия газов, интерферометры, фон.

В рамках исследования направлений развития и областей применения малых космических аппаратов (МКА) значительное внимание уделяется проблеме создания многоспектральных датчиков для разнообразных систем мониторинга, управления их работой и автоматической обработки полученных с их помощью данных. В работах [1, 2] эта проблема рассматривалась применительно к задачам дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с МКА и, в частности, исследовались методы выбора количества спектральных каналов и их расстановки на оси длины волны. Благодаря тому что спектральные образы наблюдаемых при ДЗЗ объектов являются непрерывными и гладкими (в той или иной степени) функциями длины волны, оказалось возможным при решении задачи определения положения спектральных каналов на оси длины волны использовать методы ортогональных разложений функций [2]. Задача определения ширины полос спектральных каналов детально не рассматривалась, поскольку применительно к ДЗЗ значение этого параметра не является критическим.

Спектральные образы газовых образований в атмосфере как естественного, так и искусственного происхождения кардинально отличаются от образов наземных объектов, так как спектры газов являются линейчатыми и как функции длины волны представляют собой совокупность иглообразных пиков разной высоты. В настоящей работе эта особенность спектров газов используется как базовая при выработке методического подхода к определению принципов организации аппаратуры для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере.

Как известно, взаимодействие оптического излучения с газообразной средой описывается уравнением переноса излучения [3]. Решение этого уравнения для случая отсутствия рассеяния можно представить в виде

$$B_\nu(\mathbf{r}(S), \mathbf{l}) = B_{\nu 0}(\mathbf{l})H_\nu(0, S; \mathbf{l}) + \int_0^S E_\nu^{BB}(T(\mathbf{r}(P)))dH_\nu(P, S; \mathbf{l})dP, \quad (1)$$

где  $B_\nu(\mathbf{r}, \mathbf{l})$  — спектральная плотность яркости излучения как функция координат  $\mathbf{r}$  и направления наблюдения  $\mathbf{l}$ ,  $P$  — длина пути вдоль направления  $\mathbf{l}$  ( $dP > 0$ ),  $S$  — полный путь от наблюдателя до объекта,  $\nu = 1/\lambda$  — частота волны излучения (в  $\text{см}^{-1}$ ),  $\lambda$  — длина волны,  $E_\nu^{BB}(T(\mathbf{r}))$  — спектральная плотность излучения абсолютно черного тела с температурой  $T$ , определяемая формулой Планка,  $H_\nu(P, S; \mathbf{l})$  — спектральная функция пропускания газообразной среды на пути от точки  $\mathbf{r}(P)$  до точки  $\mathbf{r}(S)$  (положение наблюдателя) вдоль направления наблюдения, определяемая соотношением

$$H_\nu(P, S; \mathbf{l}) = \exp \left[ - \int_P^S \beta_\nu(\mathbf{r}(\mathbf{S}')) dS' \right], \quad (2)$$

$\beta_\nu(\mathbf{r})$  — спектральный показатель поглощения.

Заметим, что функция  $H_\nu(P, S; \mathbf{l})$  является неубывающей функцией  $P$ , причем  $0 \leq H_\nu(P, S; \mathbf{l}) \leq 1$ .

Функция  $B_{\nu 0}(\mathbf{l})$  определяет спектральную плотность потока излучения внешнего источника, находящегося на линии наблюдения за газообразным объектом, т.е. фона подстилающей поверхности, облаков или звезд.

Выражение для спектрального показателя поглощения излучения в многокомпонентном газе имеет вид

$$\beta_\nu(\mathbf{r}) = \sum_k \rho_k(\mathbf{r}) \beta'_{\nu k}(T(\mathbf{r}), P(\mathbf{r})), \quad (3)$$

где  $\rho_k(\mathbf{r})$  — плотность  $k$ -й компоненты газа,  $\beta'_{\nu k}(T, P)$  — коэффициент поглощения  $k$ -й компоненты для излучения с частотой  $\nu$ , который представляет собой суперпозицию вкладов отдельных спектральных линий

$$\beta'_{\nu k}(T, P) = \sum_i I_{ki} F_k(\nu - \nu_{ki}, \gamma_{ki}), \quad (4)$$

$I_{ki}$  — интенсивность излучения  $i$ -й линии,  $F_k(\nu - \nu_{ki}, \gamma_{ki})$  — контур линий,  $\nu_{ki}$  — несущая частота,  $\gamma_{ki}$  — полуширина контура. Наиболее часто используемой аппроксимацией контура спектральных линий является лоренцевский контур (подробнее см. [4])

$$F_k(\nu - \nu_{ki}, \gamma_{ki}) = \frac{1}{\pi} \frac{\gamma_{ki}}{(\nu - \nu_{ki})^2 + \gamma_{ki}^2}. \quad (5)$$

Интенсивность и полуширина линий зависят от температуры и давления. Для атмосферных газов типичная полуширина линий в нижней атмосфере составляет  $\gamma \sim 10^{-1} \text{ см}^{-1}$  ( $\Delta\lambda \sim 10^{-1} \text{ нм}$  для средневолнового ИК-диапазона), в верхней —  $\gamma \sim 10^{-2} \text{—} 10^{-3} \text{ см}^{-1}$  ( $\Delta\lambda \sim 10^{-2} \text{—} 10^{-3} \text{ нм}$ ).

Соотношения (1)—(5) представляют собой количественную модель сигналов и помех для различных условий мониторинга газообразных объектов в атмосфере с МКА. Основную роль в этой модели играет спектральная функция пропускания газообразной среды (2), которая, согласно выражениям (3)—(5), зависит от пространственного распределения состава, температуры и давления газообразных объектов. В случае неразрезанных газовых образований эта функция, в основном принимая значения около единицы, имеет очень узкие, порядка ширины контуров спектральных линий, и глубокие, вплоть до нуля, „провалы“. В соответствии с уравнением (1) это означает, что принимаемое излучение от газовых образований сконцентрировано только в узких полосах (линиях), вне которых принимается излучение внешних источников, являющееся в этом случае фоном наблюдения.

В случае разреженных газовых образований спектральная функция пропускания может не иметь глубоких „провалов“ даже в линиях с большой интенсивностью поглощения газов, при этом их собственное тепловое излучение может быть мало по сравнению с излучением фона. Тем не менее, если пространственное распределение фона относительно плавно изменяется или в случае, когда оно заранее известно, газовые образования можно наблюдать „на просвет“, выделяя области потемнения на изображениях фона, полученных в линиях поглощения газов.

Наблюдение и распознавание газообразных выбросов в атмосфере можно осуществлять на базе МКА, оснащенных спектроскопическими приборами. Каждый МКА в зависимости от высоты орбиты может осуществлять мониторинг газообразных выбросов в атмосфере в полосе шириной ~6000 км вдоль орбиты. Использование развитой орбитальной группировки МКА позволит обеспечить, во-первых, оперативный контроль атмосферы на всех широтах и, во-вторых — возможность триангуляционных измерений, на основе которых можно определить пространственное положение выбросов и оценить их пространственную конфигурацию.

В качестве возможных спектроскопических приборов для МКА следует рассматривать фурье-спектрометры и перестраиваемые интерферометры [5]. Оба типа имеют высокое спектральное разрешение, до  $\sim 10^{-2}$  см<sup>-1</sup> и меньше [6]. Сравнительный анализ этих приборов показал, что применение на МКА перестраиваемых интерферометров более предпочтительно. Во-первых, перестраиваемым интерферометром можно управлять, поочередно настраивая его на наиболее интенсивные спектральные (известные) линии газовых образований. Это обеспечивает большее быстродействие, что очень важно для реализации оперативного кругового обзора пространства с низкоорбитальных МКА. Во-вторых, интерферометры, настраиваемые на интенсивные спектральные линии газовых образований, имеют более высокую чувствительность, так как влияние фона в узких линиях сводится к минимуму. В-третьих, интерферометры могут работать в более широком поле зрения и объединяться с многоэлементными фотоприемниками.

При адаптивном определении набора спектральных линий, за которыми должен следить спектральный прибор, необходимо учитывать следующую информацию: возможный состав наблюдаемых газообразных объектов, спектральную функцию пропускания атмосферы, спектральную функцию яркости фона. На основе известных составов газовых образований можно заранее сформировать каталог интенсивных спектральных линий.

На рис. 1 проиллюстрированы расчетные фрагменты спектра излучения продуктов сгорания углеводородного топлива в верхней атмосфере в двух спектральных интервалах средневолевой части ИК-диапазона. Расчет выполнен на модели, описанной в работе [7].

На рис. 1, *а* хорошо видны отдельные линии и яркий дуплет линий паров воды на частоте  $\nu \approx 2994,5$  см<sup>-1</sup>, ширина линий  $\sim 0,1$  см<sup>-1</sup>. Фрагмент спектра, показанный на рис. 1, *б*, интересен тем, что на нем в интервалах частот 3688—3689 и 3691—3692 см<sup>-1</sup> наблюдаются группы плотно расположенных интенсивных линий с общей шириной  $\sim 0,5$  см<sup>-1</sup>. Из рис. 1 видно, что для выделения излучения в спектральных линиях спектроскопические приборы должны обеспечивать разрешение  $\sim (1—5) \cdot 10^{-1}$  см<sup>-1</sup>, т.е. на уровне десятых долей нанометра для средневолевого ИК-диапазона.

На рис. 2 приведен график спектральной функции пропускания атмосферы, рассчитанной на модели [8] в предположении, что газовое образование находится на высоте 10 км и зенитный угол наблюдения равен 45°.

„Провалы“ функции пропускания обусловлены линиями поглощения излучения молекулярными атмосферными составляющими, главным образом, водяным паром и углекислым газом, расположенными на пути от объекта до МКА.

На рис. 3 приведены графики расчетной спектральной плотности яркости фона облаков с высотой верхней границы 5 км в полосе частот 3680—3710 см<sup>-1</sup> (в дБ к Вт/(м<sup>2</sup>·мкм·ср)). Расчет проведен на модели [9] с модернизированным модулем пропускания атмосферы [8].

Спектр фона облаков имеет „обратную“ линейчатую структуру, в которой узкие и глубокие провалы (на 15—20 дБ) обусловлены линиями поглощения атмосферных газов.

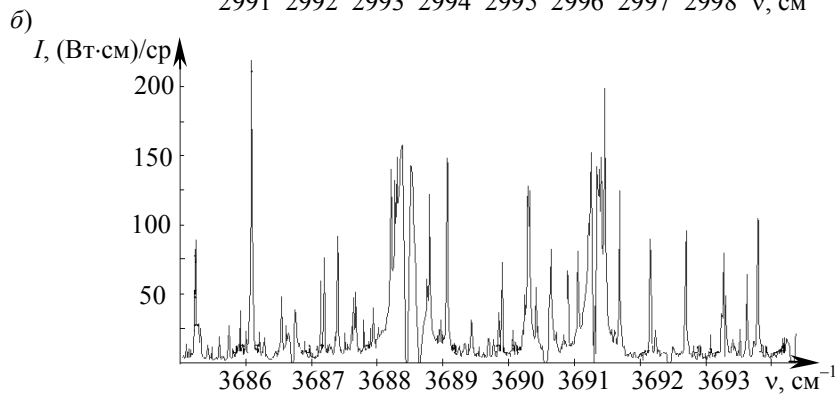
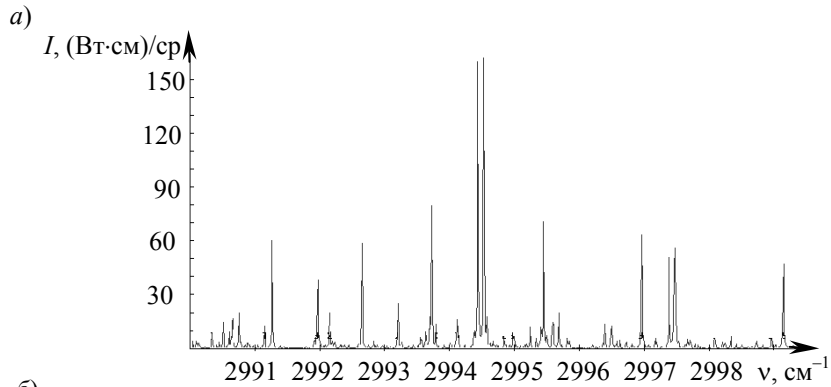


Рис. 1

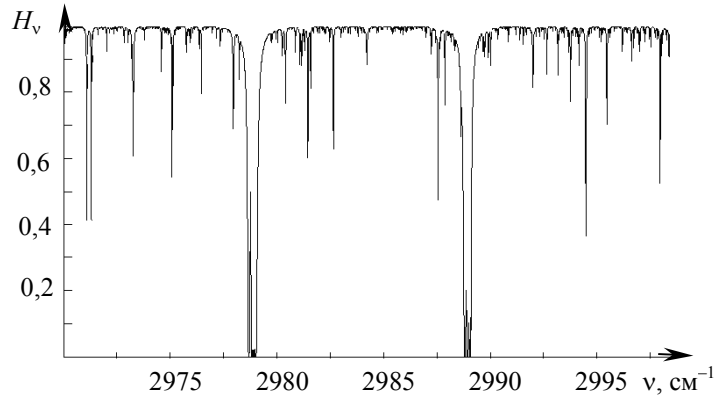


Рис. 2

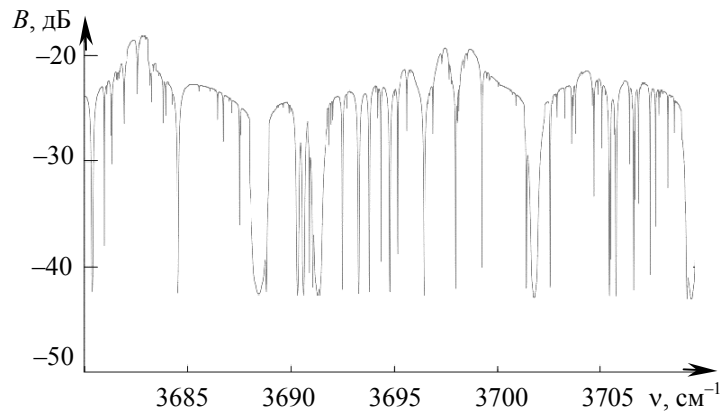


Рис. 3

Спектры пропускания атмосферы и яркости фона зависят от состояния атмосферы, параметров ее влажности и облачности. Совместный анализ спектральных функций излучения газовых образований, фона и пропускания атмосферы, подобных представленным на рис. 1—3,



приводит к заключению, что задача оптимального выбора по критерию максимума отношения сигнал—помеха спектральных линий для настройки интерферометра должна решаться адаптивно с учетом реального состояния атмосферы в текущей зоне контроля МКА. При этом наибольшие значения отношения сигнал—помеха будут иметь место для тех линий газовых образований, которые располагаются в областях минимума спектра фона.

Таким образом, проведенные исследования показали, что применение спектроскопических приборов с субнанометровым разрешением для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере является перспективным направлением работ по созданию МКА.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Фатеев В. Ф., Миньков С. А.* Новое направление развития МКА дистанционного зондирования Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 18—22.
2. *Мальцев Г. Н., Козинев И. А., Фатеев В. Ф.* Методы выбора наиболее информативных спектральных каналов при дистанционном зондировании Земли с малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 23—31.
3. *Чандрасекар С.* Перенос лучистой энергии. М.: ИЛ, 1953. 431 с.
4. *Зуев В. Е.* Распространение видимых и инфракрасных волн в атмосфере. М.: Сов. радио, 1970. 496 с.
5. *Курбатов Л. Н.* Оптоэлектроника видимого и инфракрасного диапазонов спектра. М.: Изд-во МФТИ, 1999. 320 с.
6. Справочник по инфракрасной технике / Под ред. *У. Вольфа и Г. Цисуса*. Т. 4. М.: Мир, 1999. 472 с.
7. *Лагуткин В. Н., Слынько Ю. В.* Метод расчета спектральных яркостей потока смеси газа и частиц // Тр. XLX науч. конф. МФТИ „Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук“. Ч. 1. М.: МФТИ, 2007. С. 119—121.
8. *Слынько Ю. В.* Модель расчета переноса излучения на основе открытой базы данных HITRAN // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РТЛ. 2007. Вып. 4. С. 5—11.
9. *Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Подкорытов Е. Н., Репин В. Г.* Трехмерная динамическая модель полей яркости фона, использующая расчетные индикатрисы многократного рассеяния излучения в облаках и изображения, полученные метеорологическими спутниками // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РТЛ. 2004. Вып. 1. С. 101—117.

#### Сведения об авторах

- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Владимир Николаевич Лагуткин** — канд. техн. наук, доцент; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Юрий Вячеславович Слынько** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: urassl@gmail.com

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

В. Ф. ФАТЕЕВ, В. Н. ЛАГУТКИН, А. П. ЛУКЬЯНОВ, Е. Н. ПОДКОРЫТОВ,  
Ю. В. СЛЫНЬКО, А. М. СТАРОСТЕНКО

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ВХОДНОЙ ИНФОРМАЦИИ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Разработана модель формирования входной информации оптической аппаратуры малых космических аппаратов при наблюдении за природными объектами, учитывающая динамику атмосферных процессов, оптические свойства облаков различного микрофизического состава, а также земной поверхности.

*Ключевые слова:* математическое моделирование, динамика атмосферных процессов, оптическое наблюдение Земли, малые космические аппараты, многоспектральные наблюдения.

**Введение.** Существует концепция создания целого ряда малых космических аппаратов (МКА), предназначенных для решения разнообразных задач [1—3]. В настоящей статье ограничимся рассмотрением МКА, оборудованных аппаратурой, предназначенной для наблюдения Земли в оптическом диапазоне [4]. Система таких МКА на низких орбитах способна получать изображения поверхности Земли и облачного покрова с высоким пространственным и спектральным разрешением [5] для решения ряда специфических задач мониторинга чрезвычайных и аномальных ситуаций на поверхности Земли и в атмосфере. Одной из таких задач является мониторинг метеорологических явлений, в частности, гроз, тайфунов, с использованием метода пеленгации облаков по снимкам, получаемым одновременно с двух МКА, либо с одного МКА при пролете над районом наблюдения.

В концептуальном плане использование МКА не подразумевает замены традиционных космических систем мониторинга, а должно дополнять и уточнять их информацию там, где это практически необходимо.

Для извлечения необходимой информации о состоянии поверхности Земли и облачной атмосферы из многоспектральных и стереоскопических изображений требуются достаточно сложные алгоритмы обработки. Методы, лежащие в основе этих алгоритмов, основываются на решении обратных задач восстановления параметров по известным закономерностям их влияния на получаемые изображения. Для разработки и тестирования таких алгоритмов необходимо иметь компьютерную модель, адекватно описывающую входную информацию оптической аппаратуры и ее изменения в зависимости от географического района, времени суток, сезона.

**Структура и принципы работы модели.** Из анализа задач мониторинга Земли вытекают следующие требования к модели входной оптической информации:

- трехмерность, для описания пространственных форм облаков и земной поверхности;
- динамичность, для учета изменений расположения и формы облаков во времени;
- многоспектральность, для получения одновременных изображений наблюдаемой сцены в разных спектральных диапазонах;
- многопозиционность, для получения стереоизображений.

В соответствии с этими требованиями модель должна включать модули, представленные на структурной схеме (рис. 1).

Принципиальными моментами принятого в модели подхода к формированию изображений Земли из космоса являются [6, 7]:

- использование подробной карты рельефа и оптических свойств земной поверхности;

— трехмерное моделирование изменений атмосферных параметров и поля ветров в квазигеострофическом приближении, описывающем основные атмосферные процессы и не требующем значительных затрат вычислительных ресурсов;

— трехмерное моделирование процесса формирования и развития состояния облачного покрова;

— моделирование оптических свойств облаков различного микрофизического состава в произвольных спектральных диапазонах видимого и ИК-спектров (модель позволяет получать гиперспектральное разрешение);

— учет эффектов ослабления излучения в атмосфере, взаимного затенения облаков и земной поверхности при формировании изображений;

— моделирование цифровых изображений, получаемых оптической аппаратурой с учетом дифракции в оптической системе и фотоэлектронного преобразования в матрице фотоприемника.



Рис. 1

**Результаты моделирования.** На рис. 2 представлены результаты моделирования последовательности многоспектральных изображений Земли при движении МКА на восходящей ветви орбиты (ряды сверху вниз — зенитные углы наблюдения 19, 48, 57°) в трех диапазонах длин волн (столбцы слева направо — 1,6, 2,5, 5,5 мкм).

Спектральные диапазоны работы аппаратуры МКА выбраны в существенно различных областях инфракрасного спектра. Первый спектральный диапазон (в районе 1,6 мкм) соответствует полосе пропускания атмосферы. Второй диапазон (2,5 мкм) находится вблизи полосы

сильного поглощения атмосферы. В обоих диапазонах основной вклад в получаемые изображения вносит рассеянное облаками и земной поверхностью излучение Солнца. В третьем диапазоне (5,5 мкм) рассеянное солнечное излучение незначительно по сравнению с собственным тепловым излучением Земли.

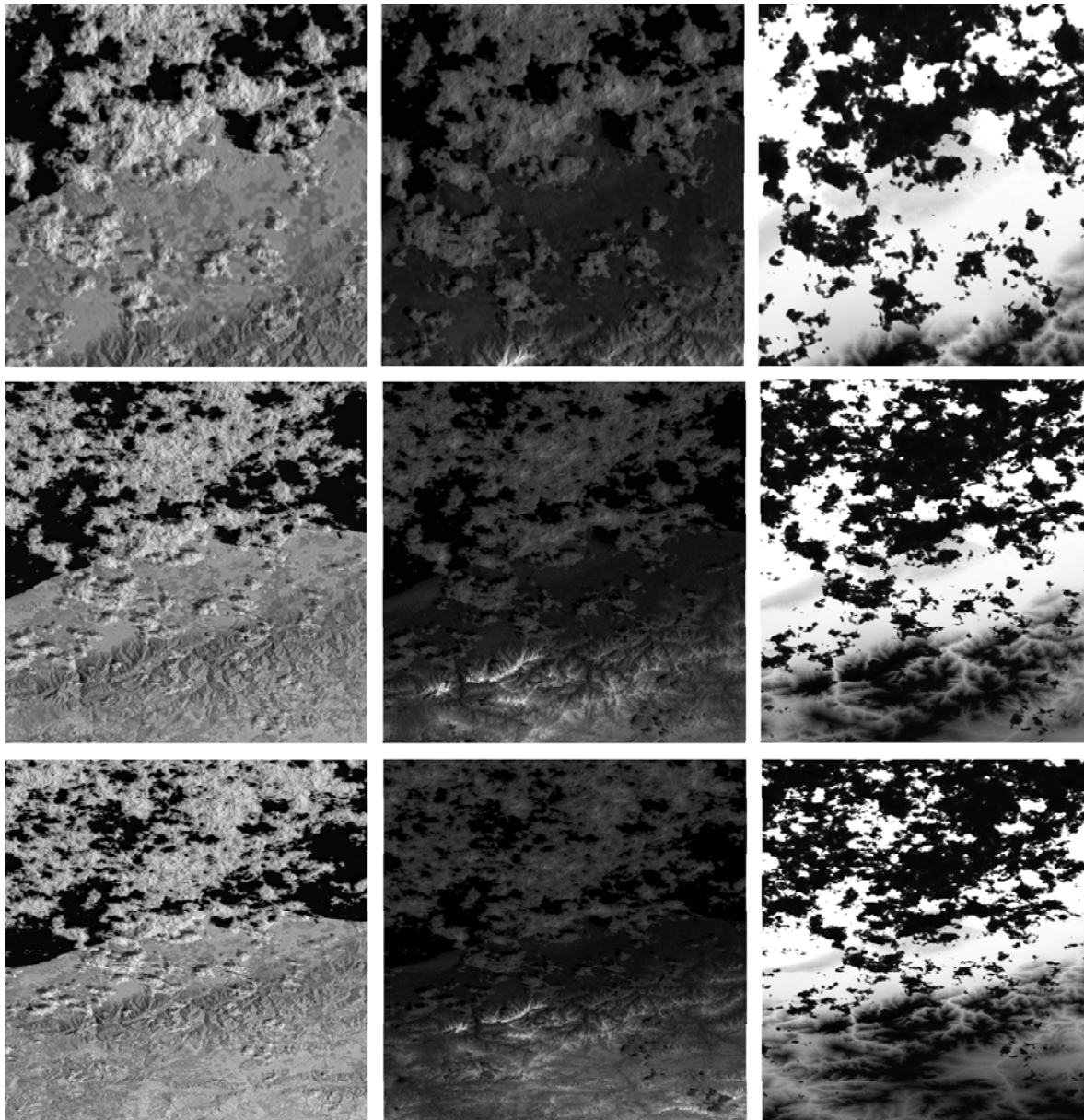


Рис. 2

Сравнение изображений различных спектральных диапазонов выявляет их основные особенности. Изображение в диапазоне прозрачности атмосферы напоминает типичные изображения видимого диапазона. При переходе в диапазон поглощения атмосферы проявляется значительное ослабление излучения земной поверхности (за исключением горных вершин) по сравнению с излучением облаков. Облака становятся самыми яркими излучающими объектами. В тепловом диапазоне можно наблюдать фактически температурную карту Земли. Облака и горные вершины как более холодные объекты излучают меньше, и их изображения относительно темные. Геометрическая трансформация изображений в целом достаточно очевидна — можно отметить эффект параллакса, особенно хорошо заметный при рассмотрении кажущихся смещений облаков над береговой линией.

**Заключение.** Разработанная модель позволяет формировать изображения постоянно существующих либо регулярно возникающих природных объектов. К перспективным направлениям работ по совершенствованию модели можно отнести включение в ее состав объектов, возникающих при чрезвычайных и аномальных ситуациях на поверхности Земли и в атмосфере.

В части практического использования модели можно отметить такое перспективное направление, как решение задачи разработки алгоритмов обнаружения и классификации естественных и искусственных объектов с помощью многоспектральных многопозиционных снимков с МКА. Наличие подробной модели формирования входных изображений позволяет получать оценки реально достижимых характеристик разрабатываемых алгоритмов обработки входной информации.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ардашов А. А. Основные тенденции в конструировании МКА // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 9—15.
2. Фатеев В. Ф. Концепция создания орбитальных группировок сверхмалых космических аппаратов в интересах информационного обеспечения северных территорий России // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 5—9.
3. Зайцев И. Е., Сайбель А. Г., Фатеев В. Ф. Система контроля наземных объектов с использованием перспективных МКА // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 22—27.
4. Фатеев В. Ф., Миньков С. А. Новое направление развития МКА дистанционного зондирования Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 18—22.
5. Мальцев Г. Н., Козин И. А., Фатеев В. Ф. Методы выбора наиболее информативных спектральных каналов при дистанционном зондировании Земли с малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 23—31.
6. Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Подкорытов Е. Н., Репин В. Г. Трехмерная динамическая модель полей яркости фона, использующая расчетные индикатрисы многократного рассеяния излучения в облаках и изображения, полученные метеорологическими спутниками // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РЛТ. 2004. Вып. 1. С. 101—117.
7. Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Репин В. Г. Физико-статистическая модель пространственно-временных полей метеорологических параметров для имитации условий наблюдения оптических средств // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РЛТ. 2006. Вып. 1. С. 78—88.

#### *Сведения об авторах*

- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Владимир Николаевич Лагуткин** — канд. техн. наук, доцент; начальник сектора ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Александр Петрович Лукьянов** — канд. техн. наук, доцент; ведущий научный сотрудник ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: kikkolo@mail.ru
- Евгений Николаевич Подкорытов** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва
- Юрий Вячеславович Слынько** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: urassl@gmail.com
- Алексей Михайлович Старостенко** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

Г. Н. МАЛЬЦЕВ, В. В. КУНГУРЦЕВ, И. А. КОЗИНОВ

**ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ  
НА ОСНОВЕ КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
МНОГОСПЕКТРАЛЬНОГО НАБЛЮДЕНИЯ**

Рассмотрены принципы построения перспективной системы на основе малых космических аппаратов многоспектрального наблюдения. Особенностью системы является кластерное орбитальное построение, расширяющее ее функциональные возможности при решении задач дистанционного зондирования Земли. Приведены характеристики бортовой многоспектральной аппаратуры наблюдения малых космических аппаратов.

*Ключевые слова:* дистанционное зондирование, малые космические аппараты, многоспектральное наблюдение, кластер.

Применение малых космических аппаратов (МКА) и космических систем на их основе является в настоящее время одной из ведущих тенденций развития космических технологий [1, 2]. Ряд успешных экспериментов с МКА показал эффективность решения с их помощью широкого спектра прикладных задач. Можно утверждать, что к настоящему времени сложились условия для создания и развертывания полнофункциональных космических систем на основе орбитальных группировок МКА, в которых потенциальные возможности и преимущества МКА будут реализованы в полной мере. При этом перспективные МКА и космические системы рассматриваются не как альтернатива существующим системам на основе средних и тяжелых космических аппаратов, а как дополнение, существенно расширяющее возможности решения прикладных (целевых) задач в различных сферах деятельности.

Одной из основных областей применения МКА является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) [2, 3]. При решении задач ДЗЗ МКА, оборудованные малогабаритными бортовыми оптико-электронными системами (ОЭС) для съемки Земли, могут быть конкурентоспособными, рентабельными и представлять интерес для широкого класса потребителей космической информации. В настоящее время благодаря прогрессу в развитии бортовой многоспектральной аппаратуры наблюдения, работающей в оптическом и ИК-диапазонах, отмечается повышенный интерес к этому направлению разработок МКА. В мире на различных стадиях разработки и реализации находится несколько десятков программ ДЗЗ из космоса с помощью бортовых многоспектральных ОЭС. Использование современных технологий при реализации элементов бортовой специальной и обеспечивающей аппаратуры МКА и их унификация позволяют в несколько раз сократить сроки разработки и снизить финансовые расходы на реализацию космических проектов.

С помощью новых технологий постоянно совершенствуются характеристики бортовой аппаратуры космических аппаратов. Это дает основание прогнозировать, что в ближайшей перспективе создание космических систем ДЗЗ, интегрированных для оперативной передачи данных наблюдения со спутниковыми телекоммуникационными сетями, станет одним из наиболее приоритетных направлений развития космической техники.

Разрабатываемые в настоящее время бортовые многоспектральные ОЭС характеризуются высокой информативностью в сочетании с небольшими габаритами, массой и энергопотреблением, что хорошо согласуется с требованиями к полезной нагрузке МКА. Так, облегченный космический телескоп диаметром 1 м имеет массу главного зеркала около 300 кг, а 20-канальная многоспектральная ОЭС с телескопом диаметром 5—7 см, размещенная на универсальной малогабаритной космической платформе, вместе с обеспечивающей аппаратурой

имеет массу 25—40 кг. При этом полагается, что масса МКА составляет до нескольких сотен килограммов, что по зарубежной классификации соответствует микро-КА (масса 10—100 кг) и мини-КА (масса 100—500 кг).

В настоящей работе рассматриваются системные вопросы построения перспективной космической системы ДЗЗ на основе МКА многоспектрального наблюдения. В такой системе, с одной стороны, используются сложившиеся общие принципы построения космических систем и организации управления космическими аппаратами, с другой — учитываются особенности применения орбитальных группировок (ОГ) МКА и используются новые подходы к управлению ими. В частности, предполагается, что ОГ МКА многоспектрального наблюдения представляет собой кластер — совокупность нескольких МКА на орбитах со специально выбранными (как правило, близкими) параметрами, совместно и согласованно выполняющих съемку земной поверхности. Выбор параметров орбит МКА выбирается исходя из условий обзора интересующих районов земной поверхности, при этом особый интерес представляют полярные и околополярные орбиты, позволяющие осуществлять глобальный обзор земной поверхности на всех широтах.

В общем случае кластер можно определить как высокоуровневое объединение однотипных элементов, позволяющее повысить надежность, производительность и эффективность функционирования групповых систем путем динамического распределения задач. Применение кластера МКА наблюдения при соответствующем выборе его структуры (орбитального построения) позволяет:

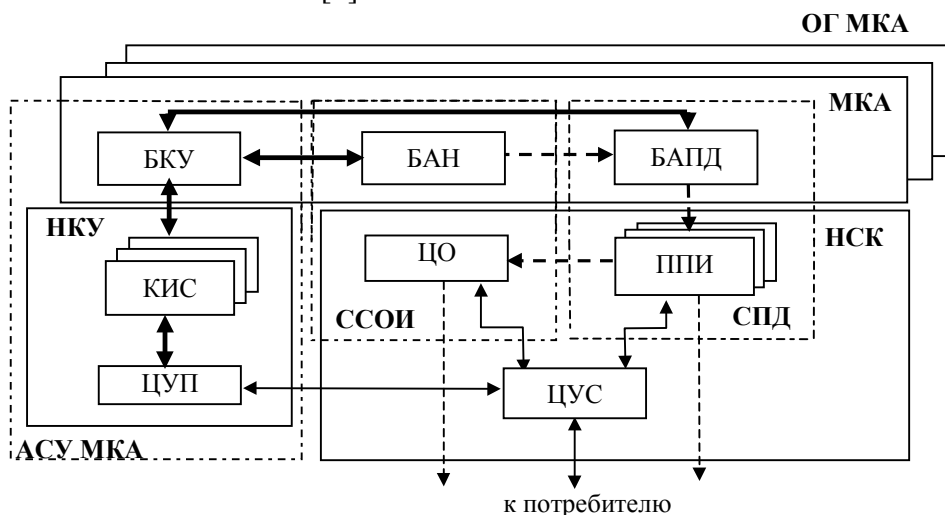
- увеличить мгновенную полосу обзора при съемке земной поверхности бортовыми ОЭС наблюдения нескольких МКА;
- использовать при решении задач ДЗЗ системные возможности кластерного построения орбитальной группировки МКА;
- формировать орбитальную группировку с помощью совместного выведения МКА, образующих кластер;
- реализовать перспективные технологии управления орбитальной группировкой космической системы.

На рисунке представлена функциональная схема космической системы ДЗЗ на основе МКА. В ней можно выделить наземный и космический сегменты, а также три функциональные подсистемы — автоматизированную систему управления космическими аппаратами (АСУ МКА), систему сбора и обработки информации (ССОИ) и систему передачи данных (СПД). Космический сегмент системы образует орбитальная группировка (ОГ) в виде кластера МКА, а наземный сегмент — средства наземного комплекса управления (НКУ) и наземного специального комплекса (НСК). Управление всеми элементами осуществляет Центр управления системой (ЦУС). На схеме не указаны средства технического и стартового комплексов, обеспечивающих подготовку к запуску и выведение МКА на орбиту, и рассматриваемые в настоящее время как комплекс средств по оказанию пусковых услуг.

АСУ МКА осуществляет управление МКА в соответствии с программами их полета и тем самым обеспечивает целевое применение ОГ МКА, а ССОИ и СПД непосредственно выполняют целевую функцию космической системы, осуществляя сбор информации ДЗЗ, ее передачу на Землю и обработку в интересах потребителей. Пунктирными стрелками на рисунке обозначены каналы передачи информации ДЗЗ, жирными стрелками — передача информации управления МКА, светлыми стрелками — информационное взаимодействие ЦУС с элементами наземного сегмента системы.

Разделение функций управления космическими аппаратами и их целевого применения является одним из общих принципов построения отечественных космических систем ДЗЗ [4, 5]. В данном случае этот принцип сохраняется с учетом того, что он используется при разработке перспективных космических платформ, в том числе малогабаритных, и позволяет

унифицировать средства АСУ МКА. При этом в качестве НКУ могут использоваться средства существующего Наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) МКА или средства специализированного НКУ данной космической системы. В первом случае ОГ системы передается на управление НАКУ, а во втором — космическая система функционирует самостоятельно, а ЦУС и Центр управления полетом (ЦУП) могут представлять единый центральный терминал управления системой, реализованный в современных низкоорбитальных многоспутниковых системах связи [6].



АСУ МКА представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных по линиям связи и радиоканалам наземных и бортовых средств, предназначенных для управления МКА космической системы. Все наземные средства АСУ МКА объединяются в НКУ, а бортовые средства представлены на каждом МКА его бортовым комплексом управления (БКУ). В составе НКУ — ЦУП и радиоэлектронные средства управления космическими аппаратами — командно-измерительные системы (КИС). Управление МКА понимается, в широком смысле слова, как совокупность операций оценки состояния движения и аппаратуры космического аппарата, принятия решения и выработки управляющих воздействий и собственно передачи на космический аппарат сигналов управления. Поэтому для информационного обмена с МКА по всем видам информации в АСУ МКА используются КИС — совмещенные системы, имеющие в своем составе каналы передачи на МКА сигналов управления (командно-программной информации), измерения параметров движения, приема телеметрической информации о состоянии бортовой аппаратуры [7, 8].

В составе ССОИ функционально объединены бортовая аппаратура наблюдения (БАН) и наземный центр обработки (ЦО) информации. Очевидно, что тип и характеристики БАН определяют характер данных наблюдения и возможности их последующего использования, для чего и осуществляется обработка данных наблюдения в ЦО. Поэтому функционирование БАН и ЦО однозначно взаимосвязано, хотя они соединяются не непосредственно, а через СПД. В состав СПД входят бортовая аппаратура передачи данных (БАПД) и наземные пункты приема информации (ППИ), образующие радиолинию передачи с МКА данных наблюдения. Передача данных наблюдения может происходить в реальном масштабе времени или при воспроизведении из бортового запоминающего устройства, входящего в состав БАПД. Характеристики средств ССОИ и СПД выбираются исходя из требований потребителя к космической информации ДЗЗ, технологии ее передачи на Землю и алгоритмов обработки.

ЦУС, ЦО и ППИ образуют НСК. ЦУС управляет всеми элементами наземного сегмента системы. Кроме средств НСК он взаимодействует с ЦУП и с потребителями космической системы. В соответствии с заявками потребителей составляются программы работы БАН и БАПД, соответствующие технологические циклы управления МКА и планы применения



средств НКУ и НСК. Полученные с МКА данные наблюдения выдаются потребителям после обработки из ЦО или непосредственно с ППИ. В последнем случае предполагается, что потребитель самостоятельно осуществляет тематическую обработку заказанных им данных наблюдения.

При построении ОГ космической системы ДЗЗ в виде кластера она приобретает новые системные возможности, связанные с многопозиционностью наблюдения за наземными объектами, такие как объединение полос обзора нескольких МКА, одновременная и последовательная съемка одних и тех же объектов несколькими МКА с комплексированием данных наблюдения, выбор одного из нескольких возможных ракурсов съемки интересующих объектов и другие. Соответственно программа полета всех МКА и работы их БАН составляется как единая программа применения ОГ космической системы, реализующая ее системные возможности. Современные достижения в области создания бортовых вычислительных комплексов позволяют добиться высокого уровня организации автономного управления МКА средствами БКУ с сохранением определяющей роли НКУ в планировании применения всей ОГ МКА, контроле ее состояния, составлении и передаче на МКА программ работы БАН и БАПД.

Предполагается использовать несколько вариантов кластеров МКА наблюдения:

- кластер, расширяющий полосу обзора системы путем параллельной съемки прилегающих областей;
- кластер, обеспечивающий повышение разрешения съемки за счет обработки данных нескольких МКА, ведущих одновременную съемку одного и того же региона;
- кластер, позволяющий получать пространственные (трехмерные) изображения участков поверхности путем обработки данных с пространственно распределенных МКА;
- кластер, отслеживающий динамику изменения процессов в заданном регионе Земли за счет разнесения по времени получения данных наблюдения нескольких МКА.

Высокие технические и эксплуатационные показатели при малогабаритном исполнении бортовой аппаратуры космических аппаратов основаны прежде всего на внедрении новых технологий во всех элементах. Например, в ОЭС МКА используются современные высоко разрешающие (до 20 мегапикселей) твердотельные матрицы, в том числе с реализацией систем обработки изображений (цифровых сигнальных процессоров) на базе одной микросхемы. В системах энергообеспечения МКА используются солнечные панели с высоким КПД и современные аккумуляторные батареи повышенной емкости и увеличенных сроков эксплуатации. Высокопроизводительные бортовые процессоры позволяют обеспечивать не только геометрическую и радиометрическую коррекцию, но и многократное сжатие данных наблюдения для передачи на Землю по радиоканалу. Бортовые запоминающие устройства выполняются в виде твердотельных накопителей большой емкости. Наконец, практически вся бортовая радиоэлектронная аппаратура МКА может быть реализована на одной или нескольких интегральных схемах с программируемой логикой (ПЛИС). Расчетный срок активного функционирования МКА ДЗЗ по современным оценкам составляет от 3 до 7 лет.

Основным элементом полезной нагрузки МКА наблюдения является БАН. Как правило, ОЭС наблюдения, устанавливаемые на МКА, жестко связаны с корпусом КА, поэтому либо съемка ведется только в надире, либо для отклонения оптической оси осуществляется разворот всего МКА или используются поворотные зеркала. Для увеличения размера кадра применяются двух- и трехкамерные оптические системы с перекрывающимися полосами обзора. Смена режимов съемки осуществляется переключением с широкоугольной системы (обзорный режим) на узкоугольную (детальный режим). Однако из-за малых размеров МКА применяемые на них оптические системы для съемки земной поверхности обладают сравнительно небольшими размерами входного зрачка (объектива) и фокусного расстояния, которые не превышают единиц и нескольких десятков сантиметров соответственно. Тем самым линейное

разрешение на местности ограничивается единицами—десятками метров. Кроме того, из-за невысокой точности системы ориентации МКА формируемые изображения имеют значительную погрешность геопривязки — от нескольких сотен метров до единиц километров.

Указанные ограничения функциональных возможностей бортовых ОЭС наблюдения, связанные с их установкой на МКА, преодолеваются при переходе от обычных (панхроматических) к многоспектральным ОЭС. Ключевым элементом таких ОЭС является многоспектральный датчик, который формирует так называемый „куб многоспектральных данных“ и может быть выполнен по схеме видеоспектрометра или фурье-спектрометра. Использование многоспектральной аппаратуры наблюдения позволяет повысить информативность данных ДЗЗ с одновременным снижением требований к разрешающей способности бортовых ОЭС за счет использования при распознавании новой системы признаков на основе спектральных характеристик зарегистрированного оптического излучения [9, 10]. При этом увеличение числа спектральных каналов ОЭС в 2—3 раза, например в схеме видеоспектрометра, практически не приводит к увеличению массы бортовой аппаратуры МКА. Преимуществом многоспектрального наблюдения также является возможность автоматизированной обработки данных наблюдения (при разработке соответствующего программного обеспечения для обработки зарегистрированных спектральных характеристик наземных объектов и подстилающей поверхности).

Большинство современных МКА наблюдения и их проектов предусматривают одновременную панхроматическую и многоспектральную съемку поверхности Земли в нескольких десятках спектральных каналов или гиперспектральную съемку в нескольких сотнях каналов [2, 11]. Так, использование трех- и четырехканальной аппаратуры наблюдения в различных спектральных диапазонах в сочетании с панхроматической аппаратурой уже является стандартным техническим решением и используется на МКА ДЗЗ „Konos-2“ (масса 780 кг, США, 1999 г.), „OrbView-3“ (360 кг, США, 2003 г.), „Монитор-Э“ (650 кг, Россия, 2005 г.), „RapidEye“ (175 кг, Германия, 2008 г.). Использование многоспектральной и гиперспектральной бортовой аппаратуры наблюдения предусматривается на перспективных МКА ДЗЗ „OrbView-4“ (370 кг, 280 каналов, США), „Канопус-В2“ (400 кг, 72 канала, Россия), „Diamand“ (180 кг, 12 каналов, Германия—Израиль) и других. При этом проектами перспективных космических систем ДЗЗ предусматривается применение в составе кластеров от 2 до 10 МКА.

Сфера применения космической информации многоспектрального ДЗЗ постоянно расширяется. В настоящее время данные многоспектрального наблюдения Земли из космоса используются в

- гидрометеорологии;
- экологическом мониторинге распространения загрязнений во всех природных сферах (атмосфера, поверхность суши, водная среда);
- мониторинге чрезвычайных ситуаций;
- создании и обновлении общегеографических и тематических картографических материалов;
- информационном обеспечении деятельности по землеустройству, прокладке транспортных магистралей, строительству промышленных объектов и градостроительству;
- информационном обеспечении хозяйственной деятельности в ведущих отраслях социальной экономики;
- океанографии и океанологии.

Задачи космической системы ДЗЗ на основе МКА могут уточняться потребителями с учетом характеристик бортовой аппаратуры наблюдения, наземных средств обработки информации и системных возможностей, определяемых кластерным построением ОГ МКА. К прикладным задачам многоспектрального наблюдения Земли из космоса относятся:

- съемка регионов поверхности Земли в целях мониторинга крупномасштабных стихийных бедствий, происходящих в данных регионах;
- поиск и обнаружение наземных техногенных объектов и наблюдение за состоянием природных ресурсов Земли;
- сбор информации для глобальной Географической информационной системы и формирования цифровых карт местности.

В таблице представлены ориентировочные характеристики бортовых многоспектральных ОЭС наблюдения, которые могут быть использованы на микро-КА и мини-КА. В качестве многоспектрального датчика рассматривается видеоспектрометр как более компактный в технической реализации. Указанное количество спектральных каналов — до 30 на микро-КА (многоспектральная ОЭС) и до 300 на мини-КА (гиперспектральная ОЭС) — перекрывает широкий диапазон задач ДЗЗ.

Параметр	Значение	
	Микро-КА	Мини-КА
Тип ОЭС	многоспектральная камера	
Диаметр входного зрачка ОЭС, см	до 5	до 10
Фокусное расстояние, см	до 50	до 1
Регистрация изображения	кадровая	
Размер элемента фотоприемника, мкм	10×10	
Шумовой эквивалентный сигнал, фотоотсчетов на выборку	100	
Тип спектрального прибора	видеоспектрометр	
Емкость бортового твердотельного накопителя, Гбит	до 100	до 1000
Количество спектральных каналов	15—30	150—300
Ширина спектрального канала, мкм	0,02—0,04	
Скорость информационной радиолинии, Мбит/с	до 50	до 300
Количество разрядов квантования сигнала	до 10	до 8

Следует отметить, что переход к многоспектральному наблюдению при ДЗЗ сопряжен с очевидным усложнением БАПД вследствие увеличения информационных потоков от БАН (несмотря на использование методов сжатия видеоданных) и требуемых скоростей передачи информации на наземные ППИ по радиоканалу. Для передачи данных многоспектрального наблюдения в реальном масштабе времени требуемая скорость передачи информации составляет до сотен мегабит в секунду, что приводит к необходимости использования в СПД специализированной радиолинии, существенно отличающейся по своим характеристикам от радиолинии КИС, по которой осуществляется информационный обмен в АСУ МКА [12]. Кроме того, для сокращения объема передаваемой информации предложены методы адаптивного выбора наиболее информативных спектральных каналов, которые у одной и той же бортовой многоспектральной ОЭС могут быть различными при решении задач ДЗЗ и съемке наземных объектов [13].

Рассмотренные принципы построения космической системы многоспектрального наблюдения на основе кластера МКА и характеристики бортовых многоспектральных ОЭС как основного элемента полезной нагрузки МКА определяют основные системные решения при создании таких систем, а также особенности и варианты их применения при решении различных прикладных задач ДЗЗ.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тяпичев Г. А. Спутники и цифровая радиосвязь. М.: ТехБук, 2004. 288 с.
2. Рябова Н. В., Еськов Д. Н. Малые искусственные спутники Земли с оптико-электронной аппаратурой в программах дистанционного зондирования Земли // Оптич. журн. 1996. № 1. С. 4—19.

3. *Гарбук С. В., Гершензон В. Е.* Космические системы дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во А и Б, 1997. 296 с.
4. *Кравец В. Г.* Автоматизированные системы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1995. 256 с.
5. *Лебедев А. А., Нестеренко О. П.* Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование. М.: Машиностроение, 1991. 224 с.
6. *Невдяев Л. М., Смирнов А. А.* Персональная спутниковая связь. М.: Эко-Трендз, 1998. 216 с.
7. *Галантерник Ю. М., Гориш А. В., Калинин А. Ф.* Командно-измерительные системы и наземные комплексы управления космическими аппаратами. М.: МГУЛ, 2003. 200 с.
8. *Молотов Е. П.* Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. М.: Физматлит, 2004. 256 с.
9. *Фатеев В. Ф., Миньков С. А.* Потенциальные возможности космических многоспектральных оптико-электронных приборов при обнаружении малоразмерных объектов // Оптич. журн. 2000. № 7. С. 5—11.
10. *Мальцев Г. Н., Луцый С. И.* Корреляционное распознавание объектов по многоспектральным данным // Оптич. журн. 2004. № 11. С. 15—18.
11. *Подъезтков Ю. А.* Космическая съемка Земли 2006—2007 гг. М.: Радиотехника, 2008. 275 с.
12. *Мальцев Г. Н., Буриков С. В., Булаев О. А.* Анализ характеристик радиолинии передачи с малогабаритного космического аппарата данных дистанционного зондирования Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 5—11.
13. *Мальцев Г. Н., Козин И. А., Фатеев В. Ф.* Методы выбора наиболее информативных спектральных каналов при дистанционном зондировании Земли с малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 23—31.

**Сведения об авторах**

- Георгий Николаевич Мальцев** — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космических радиотехнических систем, Санкт-Петербург; E-mail: georgy\_maltsev@mail.ru
- Вадим Викторович Кунгурцев** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космических радиотехнических систем, Санкт-Петербург; E-mail: kvadim13@mail.ru
- Игорь Александрович Козин** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космических радиотехнических систем, Санкт-Петербург; E-mail: garry-spb@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

Е. П. МИНАКОВ, Е. Ф. ЧИЧКОВА

## МОНИТОРИНГ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Определены состав задач, возникающих при чрезвычайных ситуациях, и основные требования к эффективности их решения. Предложена структура автоматизированной системы мониторинга таких ситуаций. Приведены данные мониторинга гидрометеорологической и экологической обстановки Северо-Западного региона России с использованием космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и оценена его эффективность.

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование, мониторинг, автоматизированная система, чрезвычайная ситуация, эффективность.

Чрезвычайные ситуации (ЧС) природного и техногенного характера, возникающие в различных регионах России (разливы нефти и нефтепродуктов в акваториях морей, на озерах и реках, загрязнения территориально-природных комплексов, пожары, наводнения, опасные метеорологические явления и т.д.), могут выявляться и контролироваться с использованием различных средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), преимущественно космических аппаратов (КА).

Накопленный к настоящему времени опыт позволяет выявить основные требования к решению возникающих в ходе ЧС задач [1]. Обобщенные требования к мониторинговой информации, основанные на анализе данных организаций министерств и ведомств Российской Федерации, представлены в таблице.

№ п/п	Задача	Время решения, ч	Оперативность обновления информации, ч	Пространственное разрешение, м
1	Определение факта возникновения ЧС:			
	пожар	24	0,25—2	10—20
	разрушение	24	0,25—2	10
	химическое заражение	12	0,20—1	50—100
	затопление	12	0,25—1	30—100
2	Оценка масштабов ЧС:			
	пожар	2—10	1—2	100
	разрушение	12—24	3—6	0,5—10
	химическое заражение	6—24	2—6	50—100
	затопление	6—12	1—6	10
3	Оценка степени разрушения железнодорожных путей и подвижного состава	1—12	0,5—1	1—2
4	Оценка степени разрушения при авариях морских (речных) судов и загрязнения поверхности воды и береговой линии	6—8	3—6	10—20
5	Определение места падения летательных аппаратов	6—8	1—3	10—20
6	Определение характеристик транспортных аварий	3—6	1—3	1—2
7	Определение места и размеров зон аварий на магистральных трубопроводах	6—12	1—3	1—20
8	Оценка характера и объема разрушений при авариях на химически опасных объектах	1—12	0,5—2	10—20

Продолжение таблицы

№ п/п	Задача	Время решения, ч	Оперативность обновления информации, ч	Пространственное разрешение, м
9	Определение типа аварийной ситуации, характера и объема разрушений при авариях на радиационно опасных объектах	1—12	0,5—3	1—2
10	Определение характера и объема разрушений при обрушении зданий	6—12	1—3	1—2
11	Определение зоны разрушения и затопления при гидродинамических авариях	6—12	1—3	5—10
12	Получение данных для расчета характеристик зон экологических бедствий	3—4	2	10—20

Состав задач, указанный в таблице, нельзя считать исчерпывающим, а требования к их решению — окончательными. Тем не менее можно утверждать, что предельным значением для отводимого времени решения задачи является 1 ч, для оперативности обновления информации о ЧС — 0,2 ч. Предельное пространственное разрешение для мониторинговой информации о ЧС составляет 0,5 м.



Рис. 1

Такие высокие показатели в настоящее время могут быть обеспечены только путем комплексного, скоординированного по времени и месту, применения КА, авиационных (вертолетных) пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, а также некоторых других средств, что может быть обеспечено только в рамках единой автоматизированной системы мониторинга ЧС (рис. 1, здесь темные стрелки — команды управления, светлые — данные ДЗЗ).

Система мониторинга должна являться информационным инструментом, позволяющим принимать адекватные решения как для государственных органов управления, так и для за-

интересованных групп пользователей. Создание автоматизированной системы предполагает решение ряда организационных задач, в частности:

- развития информационно-телекоммуникационной среды, адаптированной к особенностям конкретного региона;
- подготовки специалистов по мониторингу окружающей среды средствами ДЗЗ.

Одним из перспективных направлений развития информационно-измерительной подсистемы в структуре, представленной на рис. 1, является баллистическое проектирование и развертывание орбитальной группировки КА ДЗЗ для конкретного региона. Например, показатели, приведенные в таблице, могут быть обеспечены для Северо-Западного региона десятью—двенадцатью малыми КА, движущимися по солнечно-синхронным орбитам и оснащенными бортовыми комплексами управления, проектируемыми в Центральном научно-исследовательском и опытно-конструкторском институте робототехники и технической кибернетики (ЦНИИ РТК). Повышение эффективности работы данной подсистемы возможно также за счет использования данных ДЗЗ вновь вводимых зарубежных КА с высокими тактико-техническими характеристиками.

Указанные на рис. 1 подсистемы, связанные с приемом и первичной тематической обработкой данных ДЗЗ, с их пространственным анализом средствами геоинформационных систем (ГИС), с дешифровкой изображений для территории Северо-Западного региона успешно функционируют в Центре ДЗЗ ЦНИИ РТК. С 2006 г. поводится регулярный космический мониторинг Финского залива по данным КА Terra. В Центре ДЗЗ ведется разработка специального программного обеспечения и методик тематической обработки космической информации.

Так, в частности, с целью оценивания антропогенного воздействия на акваторию восточной части Финского залива и Невской губы, вызванного строительством нефтяных терминалов, портовых зон и других гидротехнических объектов, а также проведением работ по намыву территорий Санкт-Петербурга, используются данные ДЗЗ КА Terra и Aqua (радиометр MODIS), которые позволяют определять степень загрязнения поверхностных вод взвешенными веществами, их температурные поля, площадь зон повышенной мутности и цветения воды сине-зелеными водорослями.

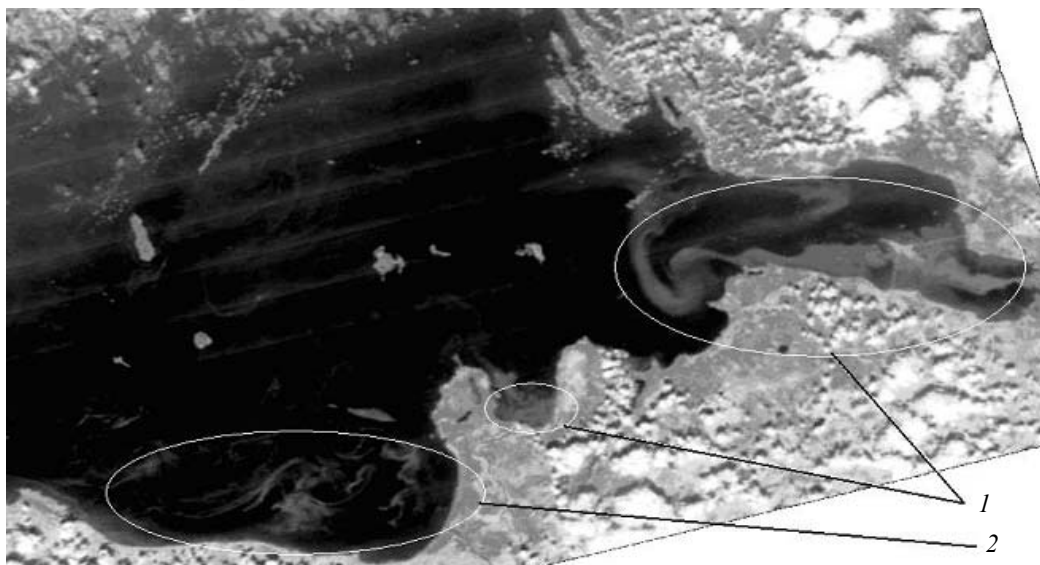


Рис. 2

На рис. 2 на основе анализа данных ДЗЗ, полученных КА Terra 31 июля 2008 г., показаны зоны повышенной мутности в Невской губе и в восточной части Финского залива (1), а также выделена зона цветения воды сине-зелеными водорослями в центральной части Финского залива (2).

Полученные в период 2006—2008 гг. результаты обработки данных ДЗЗ демонстрируют не только значительное ухудшение экологической обстановки, но и большие отклонения в

значениях некоторых из указанных параметров для водных объектов, находящихся в схожих гидрологических условиях относительно фоновых характеристик 2005 г.

В процессе исследований было установлено, что наибольшие отличия между спутниковыми данными и значениями температуры, полученными в ходе натурных измерений, наблюдаются в диапазоне от 0 до 7 °С [2]. Проведенная валидация алгоритма определения температуры поверхностных вод, используемого программным комплексом SeaDAS для информации с КА Aqua и Terra, по данным репрезентативных наблюдений *in situ*, обеспечила возможность применения этого алгоритма со стандартной погрешностью 1°С в диапазоне температур от 0 до 23°С для восточной части Финского залива и Невской губы.

Помимо этого было проведено оценивание температуры поверхности воды по данным с КА NOAA в синхронное время, коэффициент корреляции для которых и для данных КА Aqua и Terra составил 0,95.

Другим важным результатом проведенных исследований явилась разработка технологии оперативного получения изображений зон повышенной мутности и цветения воды сине-зелеными водорослями по данным с КА и передачи их по каналам связи в организации, осуществляющие контроль качества вод Финского залива.

Для оценивания ЧС, связанных с погодными явлениями, разработано специализированное программное обеспечение гидрометеорологического назначения, позволяющее определять по спутниковой информации низкого и среднего разрешения очаги гроз, града, шквала и других опасных явлений. На рис. 3 представлены очаги гроз над территорией Северо-Западного региона 15 мая 2007 г., выявленные по данным ДЗЗ КА NOAA.

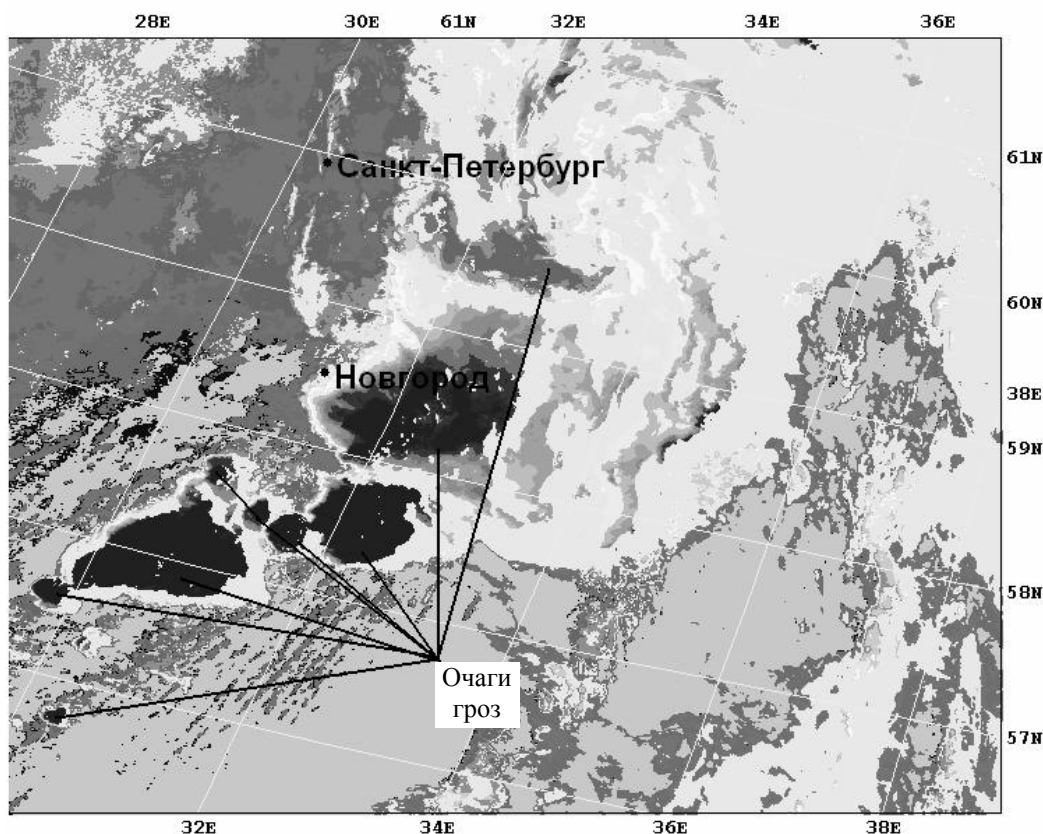


Рис. 3

Основными проблемами мониторинга при использовании такой информации в настоящее время являются сложность прогнозирования развития соответствующих опасных метеорологических явлений и недостаточная оперативность передачи данных ДЗЗ потребителям. Для повышения качества прогноза развития и перемещения опасных погодных явлений, а



также загрязнений воды должны быть разработаны методики комплексного использования спутниковой информации и данных различных прогностических моделей. Для валидации методик обработки данных ДЗЗ КА требуется проведение ряда „подспутниковых экспериментов“ с широким по тематическому охвату спектром контактных измерений физических параметров компонентов окружающей среды.

Для повышения точности контроля состояния воды и объектов суши требуется спутниковая информация ДЗЗ высокого и среднего пространственного разрешения, которая обрабатывается при помощи соответствующего специализированного программного обеспечения. Основные проблемы в этом случае состоят в высокой себестоимости получения данных требуемого пространственного разрешения, в недостаточной методической разработке обнаружения и анализа зон различных загрязнений на воде и суше, в необходимости валидации и региональной адаптации существующих методик.

Для оценивания эффективности применения КА ДЗЗ были использованы карты космической обстановки и графо-аналитический метод [3, 4]. Полученные результаты показывают, что применение спутникового мониторинга ЧС позволяет повысить вероятность обнаружения зон разлива нефти в любой акватории на поверхности Земли более чем в 1,2 раза, обнаружения нештатной ситуации на контролируемом объекте — в 1,4 раза, выявления таких опасных явлений, как ураганы, тайфуны — в 1,1 раза. При этом соответствующее время обнаружения сокращается в среднем почти в 2 раза. Особо следует отметить, что применение космических средств должно повысить оперативность решения таких задач, как обнаружение очагов возгорания, оценивание ледовой обстановки и некоторых других, в 3—4 раза.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Голованев И. Н. Федеральная система мониторинга объектов и ресурсов. Основы построения и техническая реализация. М.: СИП РИА, 2006. 252 с.
2. Чичкова Е. Ф., Булаев О. А. Спутниковый мониторинг восточной части Финского залива в 2007 году // Сб. тр. IX Междунар. экологического форума „День Балтийского моря“. СПб, 2008. С. 224—225.
3. Минаков Е. П. Карты космической обстановки для оценивания эффективности применения космических аппаратов дистанционного зондирования поверхности Земли // Мат. IV Междунар. конф. „Микротехнологии и новые информационные услуги в авиации и космонавтике“. СПб, 2005. С. 45—49.
4. Булаев О. А., Минаков Е. П., Федоров С. А. Графо-аналитический метод оценивания вероятности группового применения орбитальных средств дистанционного зондирования областей на поверхности Земли // Там же. С. 49—52.

#### Сведения об авторах

- Евгений Петрович Минаков** — д-р техн. наук, профессор; Центральный научно-исследовательский институт робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: minakov@rtc.ru
- Елена Федоровна Чичкова** — канд. географических наук, старший научный сотрудник; Центральный научно-исследовательский институт робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: chichkova@rtc.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

А. В. КСЕНДЗУК, В. Ф. ФАТЕЕВ, С. А. ПОПОВ

**МЕТОД ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ  
В КОСМИЧЕСКИХ МНОГОПОЗИЦИОННЫХ  
РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ  
С СИНТЕЗОМ АПЕРТУРЫ АНТЕННЫ**

Представлен метод совместной обработки сигналов в многопозиционной радиолокационной системе с синтезированием апертуры антенны, основанной на использовании малых космических аппаратов. Приведены основные соотношения и результаты моделирования обработки в многопозиционных системах.

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование, многопозиционная радиолокационная синтезированная антенна, оптимальная обработка, малые космические аппараты, радиолокационное изображение.

Использование малых космических аппаратов (МКА) позволяет перейти на качественно новый уровень решения задач дистанционного зондирования за счет развертывания космической многопозиционной системы мониторинга земной поверхности [1—4]. Такая система должна состоять из приемников и передатчиков, способных осуществлять совместную обработку отраженных от объектов электромагнитных полей (рис. 1, здесь ПРД — передатчик, ПРМ — приемник). Технологическая повторяемость обуславливает относительно невысокую стоимость создания и развертывания такой многопозиционной (МП) радиолокационной синтезированной антенны (РСА).

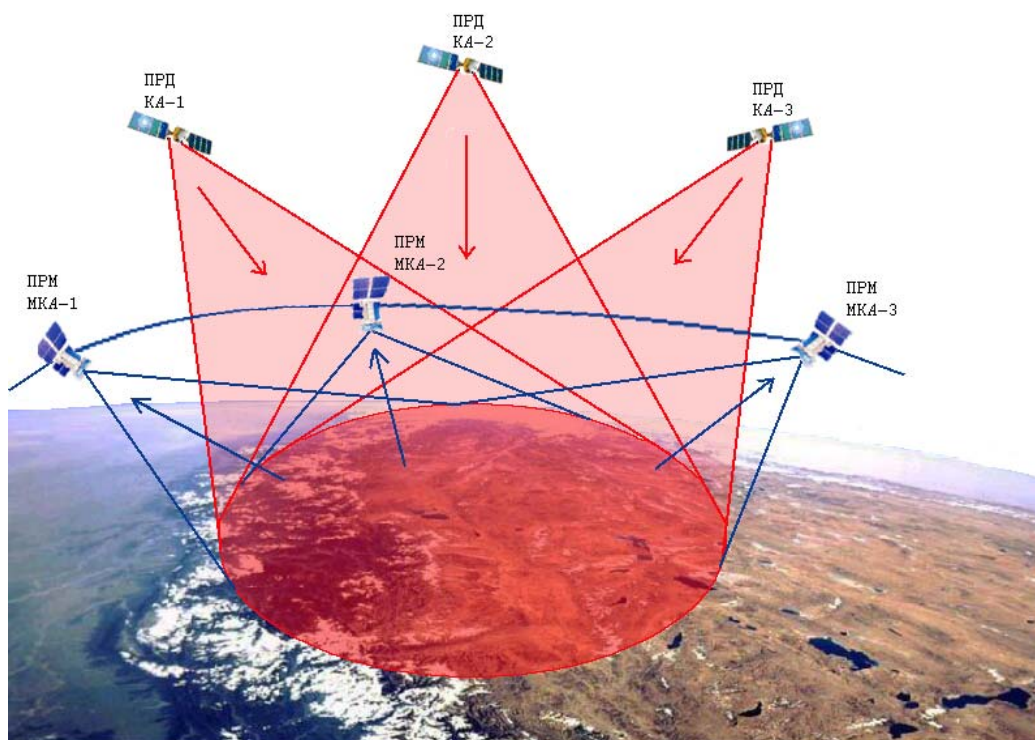


Рис. 1

Одной из основных задач при создании этой системы является разработка методов совместной обработки наблюдаемых полей, что позволит достичь наилучшего качества получаемых данных.

Методы формирования радиолокационного изображения в системах дистанционных исследований могут основываться на двух основных моделях отраженных от поверхности сигналов — стохастической и функционально-детерминированной. Эти модели базируются на представлении комплексного коэффициента отражения от объектов  $\dot{F}(\mathbf{r})$ , входящего в уравнение отраженного (рассеянного) сигнала в виде функционально-детерминированного или стохастического пространственного процесса [4].

Получим соотношения для оптимальной совместной обработки сигнала в многопозиционной системе с синтезированием апертуры антенны для аддитивной модели уравнения наблюдения, где первый статистический момент  $\mathbf{u}(t)$  зависит от комплексного коэффициента отражения  $\dot{F}(t, \mathbf{r})$ , который можно представить в рамках функционально-детерминированных моделей. Оптимальные оценки вектора искомых функций  $\lambda$  (электрофизических параметров поверхности как функций координат  $\mathbf{r}$  и времени  $t$ ) определяются из решения вариационного уравнения

$$\int_0^T \int_0^T \frac{\delta \mathbf{m}_u^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) [\mathbf{u}(t_2) - \mathbf{m}_u(t_2, \lambda)] dt_1 dt_2 + \int_0^T \int_0^T [\mathbf{u}^T(t_1) - \mathbf{m}_u^T(t_2, \lambda)] \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{m}_u(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} dt_1 dt_2 = 0, \quad (1)$$

где  $\delta/\delta(\cdot)$  — вариационная производная,  $\mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2)$  — обратно-корреляционная функция наблюдаемого процесса  $\mathbf{u}(t)$  со средним  $\mathbf{m}$ .

Когда вектор аддитивных помех  $\mathbf{n}(t)$  является нестационарным процессом со средним  $\mathbf{m}(t) = \boldsymbol{\beta}(t)$ , он представляет собой равенство результата обработки входного сигнала в соответствии с соотношением (1)

$$\int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{u}(t_2) + \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2, \quad (2)$$

где  $\mathbf{S}_D(t, \lambda)$  — вектор сигналов, отраженных от всей области поверхности

$$\int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{S}_D(t_2, \lambda) + \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2, \quad (3)$$

и смещения

$$b(\mathbf{r}) = \int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \boldsymbol{\beta}(t_2) + \boldsymbol{\beta}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2. \quad (4)$$

Для большинства практически важных случаев справедливо предположение о стационарности  $\mathbf{n}(t)$ , по крайней мере, на интервале синтеза апертуры антенны. При этом оптимальный алгоритм определяется из равенства, левая часть которого имеет вид

$$\text{Re} \int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{u}(t_2) + \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2. \quad (5)$$

Правая часть при условии узкополосности спектра сигнала многопозиционной системы, а именно при выполнении для произвольных комбинаций несущих частот условия

$$\max_{k,m} |f_{0k} - f_{0m}| + 2\Delta F < \min_{k,m} |f_{0k} + f_{0m}|, \quad (6)$$

может быть записана так:

$$\frac{1}{2} \operatorname{Re} \left( \int_0^T \int_0^T \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D^T(t_1, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \mathbf{R}^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_D^*(t_2, \boldsymbol{\lambda}) dt_1 dt_2 + \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^{T*}(t_1, \boldsymbol{\lambda}) \mathbf{R}^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 \right). \quad (7)$$

Для определения процедуры комплексирования используем решение, учитывающее мнимые части выражений (5) и (7):

$$\int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{u}(t_2) + \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \right] dt_1 dt_2 = \\ = \frac{1}{2} \left( \int_0^T \int_0^T \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_D^*(t_2, \boldsymbol{\lambda}) dt_1 dt_2 + \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^{T*}(t_1, \boldsymbol{\lambda}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 \right). \quad (8)$$

В случае симметрии функции  $\mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2)$  относительно транспонирования и перестановки координат ее элементов выражение (8) упрощается до

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^{T*}(t_1, \boldsymbol{\lambda}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2, \quad (9)$$

вырожденная форма которого является классическим уравнением для оптимальных оценок в РСА [6]:

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^*(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2. \quad (10)$$

Дальнейшее уточнение процедуры совместной обработки в МП РСА необходимо проводить с учетом (10) на основании моделей сигнала и электродинамической модели поверхности [4].

В качестве модели сигнала будем использовать вектор, координаты которого можно представить в форме

$$\dot{\mathbf{S}}_{Di}(t) = \operatorname{Re} \int_D \dot{\mathbf{F}}[t, \mathbf{r}; \boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})] \dot{\mathbf{S}}(t, \mathbf{r}) d\mathbf{r},$$

где ядро  $\dot{\mathbf{S}}(\cdot)$  определяется параметрами излучаемых сигналов и геометрией наблюдения.

Пусть модель поверхности представима в виде ряда

$$\dot{\mathbf{F}} = \xi[\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})] \sum_{l=1, \dots, L} \eta_l[\boldsymbol{\gamma}(t, \mathbf{r}), \boldsymbol{\Theta}(t, \mathbf{r})], \quad (11)$$

где  $\xi$  — функция комплексирования;  $\eta$  — базисные функции;  $\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})$  — вектор параметров комплексирования;  $\boldsymbol{\gamma}(t, \mathbf{r})$  — вектор несущественных параметров,  $\boldsymbol{\Theta}(t, \mathbf{r})$  — вектор электрофизических параметров поверхности.

При этом уравнение для оптимальных оценок (10) примет вид:

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_{\lambda}(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_0^T \int_0^T \int_D \xi^*[\boldsymbol{\lambda}(t_1, \mathbf{r})] \times \\ \times \dot{\mathbf{S}}_{\lambda}^{T*}(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_{\lambda}(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 d\mathbf{r}_1, \quad (12)$$

где

$$\dot{\mathbf{S}}_{\lambda_i}(t, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) = \sum_{k=1, \dots, Tr} \sum_{l=1, \dots, L} \eta_l[t, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}, \boldsymbol{\Theta}_{ik}(t, \mathbf{r})] \dot{\mathbf{S}}_{ik}(t, \mathbf{r})$$

— координаты модифицированного (с учетом модели поверхности) вектора опорных сигналов.

Для статической во временной области модели  $\xi(t, \mathbf{r})$  выражение (12) упростится:

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_D \xi[\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})] \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_\lambda^T(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) \times \times \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 d\mathbf{r}. \quad (13)$$

Правая часть уравнения (13) содержит модифицированную пространственную функцию неопределенности  $\Psi_\lambda$  (ПФН) для вектора функции с учетом модели (11)

$$\Psi_\lambda(\mathbf{r}, \mathbf{r}_1) = \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_\lambda^T(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2, \quad (14)$$

которая может быть представлена в виде суммы ПФН по всем комбинациям приемников:

$$\dot{\Psi}_\lambda(\mathbf{r}, \mathbf{r}_1) = \sum_{i,j=1, \dots, Rc} \dot{\Psi}_{\lambda_{ij}}(\mathbf{r}, \mathbf{r}_1) = \sum_{i,j=1, \dots, Rc} \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_{\lambda_i}^T(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) R_{ij}^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_{\lambda_j}^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2.$$

Левая часть равенства (13) содержит в себе операции декорреляции входного векторного процесса  $\mathbf{u}^T(t)$  матрицей  $\mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2)$  и последующую согласованную фильтрацию с модифицированным опорным сигналом  $\dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1)$ .

Особенностью разработанных алгоритмов является оценка не вектора  $\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})$ , а связанных с ним функции комплексирования  $\xi[\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})]$ . Задача определения  $\xi[\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})]$  является обратной и в общем случае некорректной [6]. Однако в соответствии с общепринятой практикой [7] в качестве оптимальных оценок параметров можно принять сглаженный функцией неопределенности результат совместной обработки входного процесса.

При известных априорных значениях плотности распределения вероятности векторов оцениваемых параметров оптимальные оценки определим в рамках метода максимальной апостериорной плотности вероятности путем решения уравнения [7]

$$\frac{\delta \int p(\boldsymbol{\lambda}) d\boldsymbol{\lambda}}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})} \int_U l[W(\mathbf{u}), \boldsymbol{\lambda}] p(\mathbf{u} / \boldsymbol{\lambda}) d\mathbf{u} = - \int_\Lambda p(\boldsymbol{\lambda}) d\boldsymbol{\lambda} \frac{\delta \int l[W(\mathbf{u}), \boldsymbol{\lambda}] p[\mathbf{u} / \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})] d\mathbf{u}}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})}. \quad (15)$$

В случае аппроксимации плотности вероятности оцениваемого параметра гауссовым распределением оптимальные оценки находятся из уравнения

$$\frac{\delta}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})} [-\ln(C) + \frac{1}{2} \int_D \int_D [\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r}_1) - \mathbf{m}_\lambda(\mathbf{r}_1)]^T \mathbf{R}_\lambda^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) \times \times [\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r}_2) - \mathbf{m}_\lambda(\mathbf{r}_2)] d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2] = \frac{\delta \ln \{p[\mathbf{u} / \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})]\}}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})}, \quad (16)$$

где  $\mathbf{R}_\lambda(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2)$  — второй статистический момент распределения  $\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})$ .

В качестве примера на рис. 2 приведены оценки удельной эффективной поверхности рассеяния  $\sigma(I)$ , сформированные в однопозиционной РСА (2) и МП РСА, состоящей из трех (3) и четырех (4) приемопередатчиков, а также соответствующие отношения сигнал/помеха ( $\mu$ ). Представленные результаты получены в ходе имитационного моделирования на основе оптимальной обработки сигналов при использовании принципов, описанных в работах [5, 8].

Моделирование выполнялось при использовании данных экспериментальных исследований характеристик отраженных сигналов навигационных систем ГЛОНАСС и GPS, проведенных в МАК „Вымпел“. В качестве исходных данных использовались параметры группировки навигационных спутников и экспериментально измеренный уровень отраженного от объектов навигационного сигнала относительно уровня прямого сигнала. На рис. 3 приведены

результаты определения относительной мощности по двум навигационным спутникам 13 ГЛОНАСС (1) и 26 GPS (2). Справа — созвездие наблюдаемых навигационных спутников.

Исследование оптимальных алгоритмов в зависимости от пространственной конфигурации, характера перемещения элементов МП РСА, несущих частот, вида используемых сигналов позволяет получить соответствующие значения предельных погрешностей измерений и пространственных функций неопределенности и таким образом обеспечить оптимальное планирование эксперимента дистанционного зондирования с целью получения наилучшего качества результатов.

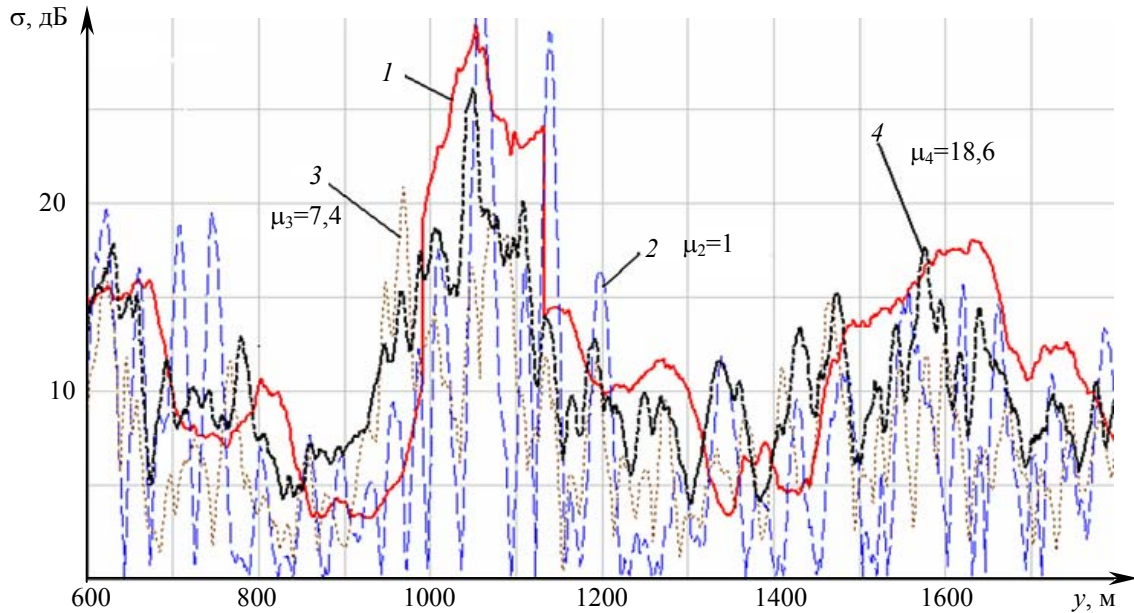


Рис. 2

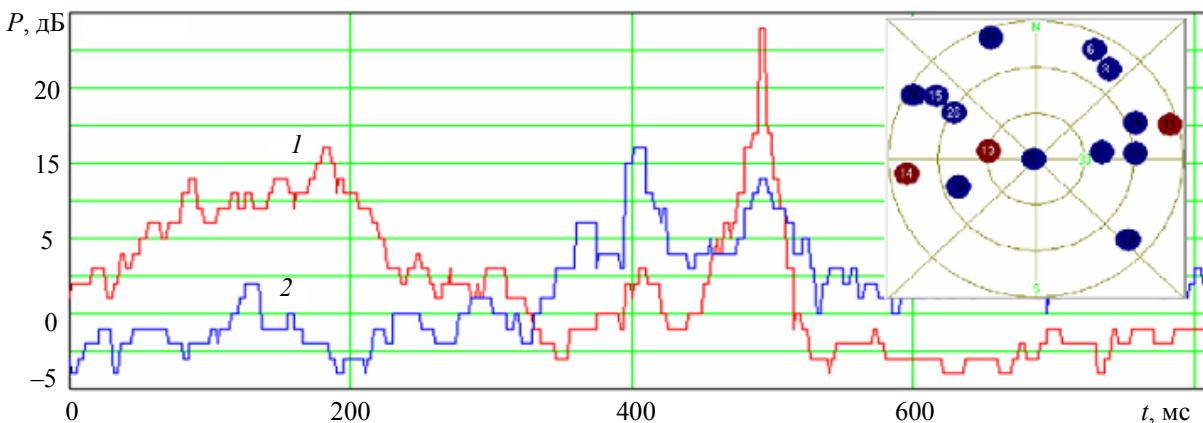


Рис. 3

Полученные алгоритмы оптимальной обработки могут служить основой для создания различных квазиоптимальных алгоритмов, применимых при отсутствии необходимой априорной информации и/или при необходимости обеспечения измерений в масштабе реального времени. Такие алгоритмы будут обеспечивать меньшее отношение сигнал/помеха, чем оптимальный, но тем не менее существенно уменьшать уровень спекл-шума и повышать качество радиолокационных изображений по отношению к моностатическим РСА. Более того, как показывают исследования, полученные алгоритмы более устойчивы к различным помехам, а также к неточности определения исходных параметров модели поверхности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фатеев В. Ф., Сахно И. В. Применение навигационных КА GPS/ГЛОНАСС в составе многопозиционных РЛС обзора земной поверхности // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 27—31.
2. Фатеев В. Ф., Сахно И. В. Бортовая итерферометрическая многопозиционная система радиолокационного обзора Земли, использующая сигналы навигационных КА ГЛОНАСС/GPS/GALILEO // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 11—17.
3. Патент № 2278398 РФ. Способ получения радиолокационного изображения земной поверхности при помощи многопозиционной радиолокационной системы с синтезированной апертурой антенны / И. В. Сахно, В. Ф. Фатеев. 05.06.2004.
4. Ксендзук А. В. Энергетический потенциал ГЛОНАСС/GPS для решения задач ДЗ // Тез. докл. III науч.-практич. конф. „Применение спутниковых радионавигационных систем (GNSS) в Украине“. 2002. С. 123—126.
5. Ксендзук А. В., Волосяк В. К., Зеленский А. А., и др. Цифровая обработка сигналов и изображений / Под ред. В. Ф. Кравченко. М.: Физматлит, 2007. 544 с.
6. Волосяк В. К. Физические основы дистанционного зондирования природных сред радиотехническими средствами аэрокосмического базирования. Харьков: Харьковский авиац. ин-т, 1997.
7. Фалькович С. Е., Волосяк В. К., Горбуненко О. А. Радиотехнические системы дистанционного зондирования. Харьков: Харьковский авиац. ин-т, 2002.
8. Ksendzук A. V., Volosyuk V. K., Sologub N. S. Modeling SAR primary and secondary processing algorithms. Estimating quality of the processing techniques // 5th Europ. Conf. on Synthetic Aperture Radar EUSAR 2004. Ulm, Germany. 2004. Vol. 2. P. 1013—1016.

**Сведения об авторах**

- Александр Владимирович Ксендзук** — д-р техн. наук; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: ks\_alex@mail.ru
- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Сергей Алексеевич Попов** — канд. техн. наук; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: ks\_alex@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

И. В. САХНО, Е. А. ТКАЧЕВ, Д. А. ГАВРИЛОВ, К. К. УСПЕНСКИЙ

## МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ОБЗОРА МОРСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Рассматривается возможность создания пассивной радиолокационной системы обзора морской поверхности с использованием сигналов спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS/Galileo на базе малых космических аппаратов. Приведен пример энергетического расчета радиолинии „передатчик—поверхность—приемник“.

*Ключевые слова:* прием отраженных поверхностью сигналов ГЛОНАСС GPS Galileo, многопозиционная радиолокация, энергетический расчет радиолинии, дистанционное зондирование.

Современные технологии позволяют создавать спутниковые радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны, способные получать из космоса высокодетальные изображения объектов на Земле с пространственным разрешением до 1 метра. При этом радары, в отличие от оптических датчиков, могут осуществлять съемку Земли в любое время суток независимо от метеоусловий и освещенности. Одной из современных тенденций развития радиолокации является переход к созданию двухпозиционных, а в перспективе — и многопозиционных, систем обзора поверхности.

Рассмотрим многопозиционную радиолокационную систему дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), включающую в себя два сегмента: орбитальный и наземный.

Орбитальный сегмент включает две составляющие: систему космических аппаратов (КА) радиолокационной подсветки и систему малых космических аппаратов (МКА) приема отраженных поверхностью зондирующих сигналов. Основная задача сегмента — обеспечение сбора первичной радиолокационной информации (радиолокационных голограмм), запись и передача на наземный сегмент для последующей обработки.

В качестве источников сигналов радиолокационной подсветки могут рассматриваться эксплуатируемые навигационные КА спутниковых радионавигационных систем (СРНС) ГЛОНАСС/GPS/Galileo. Использование сигналов существующих КА для решения задачи радиолокационной подсветки будет способствовать снижению затрат на создание и поддержание системы дистанционного зондирования, использующей принципы многопозиционной радиолокации.

Основная задача наземного сегмента — прием зарегистрированных отраженных сигналов, синтез радиолокационных изображений, накопление и распространение полученных данных, комплексная обработка радиолокационных данных и данных, полученных от метеоспутников и систем наблюдения в оптическом диапазоне.

Избранная стратегия создания многопозиционной радиолокационной системы мониторинга позволяет получать информацию независимо от освещенности и наличия облачного покрова за счет использования ресурсов развернутых спутниковых систем навигации и представляет особый интерес для России в связи с особенностями ее географического положения. Всепогодная радиолокационная информация представляет интерес для оперативной ледовой разведки в районах судоходства (Северный морской путь, дальневосточные и другие моря России), для изучения мезомасштабных неоднородностей морской поверхности и решения многих других научных и практических задач.



Очевидно, что особенностью предложенной системы будет слабый уровень отраженного от Земной поверхности сигнала, поэтому необходимо, прежде всего, рассмотреть энергетические соотношения на входе приемного устройства, размещенного на борту МКА.

Анализ энергетических параметров проведем в соответствии со следующими исходными данными:

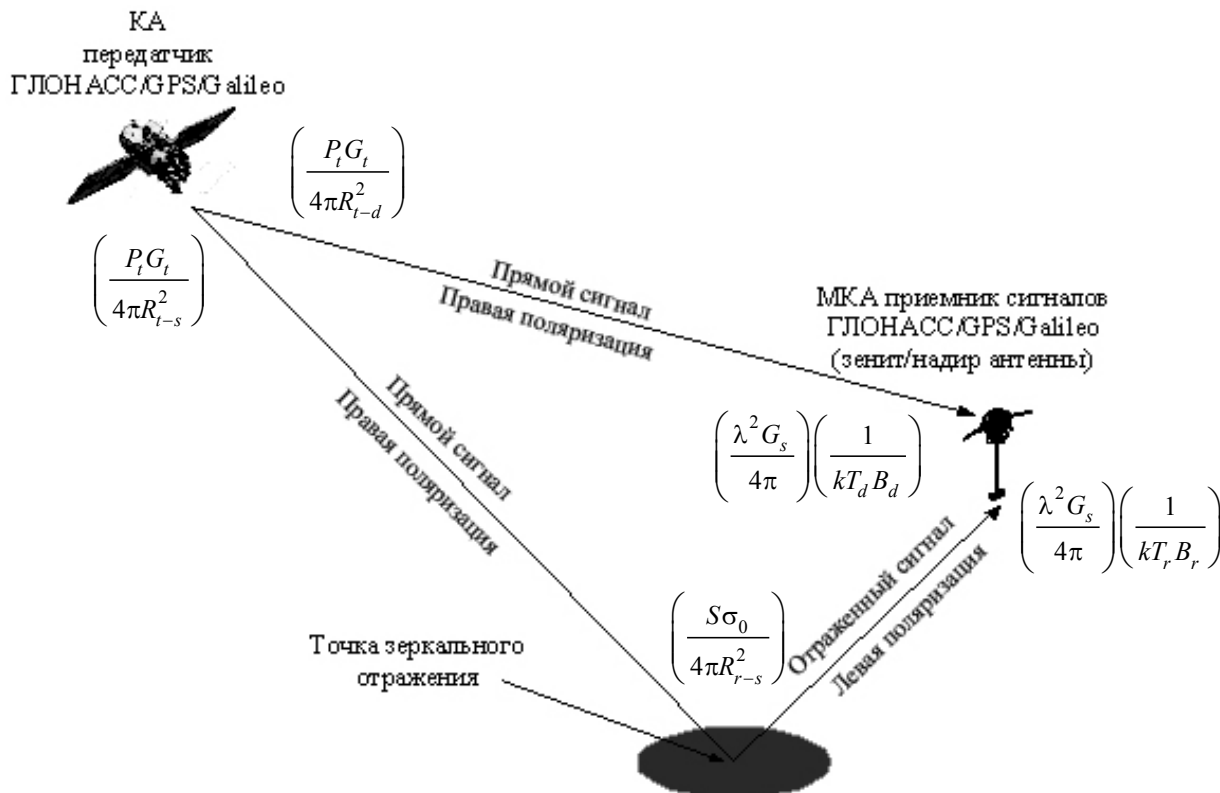
- высота орбиты МКА — 500 и 1500 км;
- приемная антенна — параболическая;
- коэффициент усиления приемной антенны  $G$  — 26,5 дБ;
- ширина диаграммы направленности по уровню — 3 дБ —  $6,6 \times 6,6^\circ$ ;
- коэффициент шума приемника — 1,5;
- диапазон частот —  $L$ -диапазон.

Геометрия обзора системы для пары „передатчик—приемник“ показана на рисунке.

В предложенной системе возможны следующие варианты приема отраженного сигнала на борту МКА:

- в области диффузного отражения;
- в области зеркального отражения;
- в области резонансного отражения при наблюдении за сосредоточенными целями.

Поскольку используется  $L$ -диапазон, то при наблюдении за морской поверхностью и льдами будет преобладать зеркальный тип отражения. При увеличении степени „взволнованности“ морской поверхности может увеличиваться диффузная составляющая в отраженном сигнале.



Для последующей обработки [1—3] на борту носителя приемной позиции необходимо осуществлять прием как отраженного сигнала, так и сигнала прямого распространения для обеспечения когерентного накопления на протяженных временных интервалах за счет использования взаимно корреляционной обработки.

Отношение сигнал/шум в канале приема сигнала прямого распространения ( $S/N_d$ ), прошедшего расстояние „передатчик—приемник“ ( $R_{t-d}$ ), определяется выражением:

$$S/N_d = \frac{P_r}{P_d} = \left( \frac{P_t G_t}{4\pi R_{t-d}^2} \right) \left( \frac{\lambda^2 G_d}{4\pi} \right) \left( \frac{1}{kT_d \Delta F} \right), \quad (1)$$

где  $P_r$  — мощность сигнала на входе приемника;  $P_d$  — мощность шумов на входе приемника в канале сигнала прямого распространения;  $P_t$  — мощность передатчика;  $G_t$  — коэффициент направленного действия (КНД) антенны передатчика;  $G_d$  — КНД антенны приемника;  $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$  Дж/К — постоянная Больцмана;  $T_d$  — шумовая температура приемника;  $\Delta F$  — ширина шумовой полосы приемника;  $\lambda$  — длина волны зондирующего сигнала.

Отношение сигнал/шум ( $S/N_s$ ) в канале приема отраженного от земной поверхности сигнала, прошедшего трассу „передатчик—поверхность—приемник“, определяется выражением:

$$S/N_s = \frac{P_r}{P_s} = \left( \frac{P_t G_t}{4\pi R_{t-s}^2} \right) \left( \frac{S \sigma_0}{4\pi R_{r-s}^2} \right) \left( \frac{\lambda^2 G_s}{4\pi} \right) \left( \frac{1}{kT_s \Delta F} \right), \quad (2)$$

где  $P_s$  — мощность шумов на входе приемника в канале отраженного сигнала;  $\sigma_0$  — удельная эффективная площадь рассеяния (ЭПР) элемента разрешения;  $S$  — площадь элемента разрешения;  $R_{t-s}$  — расстояние „передатчик—поверхность“;  $R_{r-s}$  — расстояние „приемник—поверхность“;  $G_s$  — КНД антенны приемника в канале приема отраженного сигнала;  $T_s$  — шумовая температура приемника.

Расчет произведен для случая наблюдения за отраженным сигналом от морской поверхности с удельной ЭПР  $\sigma_0 = 0,01$ . Таким образом, выражение (2) определяет отношение фон/шум на формируемом радиолокационном изображении.

Первый множитель выражения (2)  $\left( \frac{P_t G_t}{4\pi R_{t-s}^2} \right)$  учитывает прохождение сигнала от КА-носителя передатчика до точки отражения на земной поверхности. Эта величина, характеризующая уровень сигнала у поверхности Земли, может быть рассчитана точно, и в данном случае полагается известной (–155...–160 дБ·Вт), так как может быть получена из интерфейсного контрольного документа (ИКД) для систем GPS и ГЛОНАСС [4, 5].

Второй множитель выражения (2)  $\left( \frac{S \sigma_0}{4\pi R_{r-s}^2} \right)$  учитывает отражение от поверхности и прохождение сигнала от точки отражения до МКА-носителя приемника при работе в зоне *диффузного отражения* (см. рисунок). Здесь  $S = \Delta X \Delta Y$ , как упоминалось выше, — площадь облучаемого элемента разрешения на поверхности Земли. Разрешение по суммарной дальности определяется соотношением  $\Delta Y = c_0 / \Delta F$  ( $c_0$  — скорость света), а разрешение по азимуту  $\Delta X$  целесообразно положить равным разрешению по поперечной координате  $\Delta X = \Delta Y$ . Далее при проведении расчетов удельная ЭПР  $\sigma_0$  наблюдаемого фона местности выбиралась равной  $\approx 10^{-2}$  для водной поверхности и 0,015—0,03 — для льда. Необходимо особо отметить, что в случае работы в области *зеркального отражения* (см. рисунок) второй множитель выражения (2) примет вид

$$\frac{1}{R_{r-s}^2} \cdot \frac{S^2}{\lambda^2}.$$

Третий множитель выражения (2) характеризует эффективную площадь антенны приемника  $A_r$  в канале приема отраженного сигнала.

Знаменатель четвертого множителя в выражении (2)  $\left(\frac{1}{kT_s \Delta F}\right)$  характеризует мощность шумов, приведенных к входу приемника, в канале приема отраженного сигнала.

Для обеспечения двумерного разрешения предполагается использовать принципы синтезирования апертуры антенны и взаимно корреляционной обработки прямого и отраженного сигналов [2, 3]. Как известно, при синтезировании апертуры в процессе обработки осуществляется когерентное сложение сигналов, отраженных от каждого элемента поверхности за время синтезирования  $t_c$ . Интервал синтезирования в рассматриваемом случае рассчитывается исходя из известной ширины диаграммы направленности антенны в канале приема отраженного сигнала  $\sim 6,6^\circ$ , что соответствует ширине полосы обзора на земной поверхности порядка  $\sim 57\,660$  м.

Учитывая скорость движения МКА-носителя приемника на высоте 500 км  $\sim 7,6 \cdot 10^3$  м/с, получим оценку протяженности интервала синтезирования  $t_c \approx 7,586$  с.

Количество периодов дальномерного кода сигналов стандартной точности СРНС GPS, ГЛОНАСС и Galileo, обработанных на интервале синтезирования, рассчитаем как отношение интервала синтезирования к длительности периода кода  $n = t_c / t_k \approx 7586$ .

Ширина диаграммы направленности синтезированной апертуры при  $t_c = 7,586$  с составляет  $\sim 3,3 \cdot 10^{-6}$  рад и при пересчете в линейную меру позволяет определить потенциальную разрешающую способность по продольной координате  $\Delta X_{\min} = 1,65$  м, что в рассматриваемом случае является весьма малой величиной.

Поскольку ранее было принято, что  $\Delta X = \Delta Y$ , возможно разбить всю запись траекторного сигнала на независимые интервалы с последующим дополнительным некогерентным усреднением. Количество таких усреднений определяется выражением  $N_X = \Delta X / \Delta X_{\min}$ . Использование некогерентного усреднения на этапе синтезирования радиолокационного изображения приведет к улучшению отношения  $S/N$  в элементе разрешения в  $\sim \sqrt{N_X}$  раз. Наличие дополнительных возможностей по когерентному и некогерентному накоплению должно быть учтено при расчете результирующего отношения  $S/N$ , в том числе при объединении на этапе обработки сигналов нескольких КА подсветки.

Поскольку принимается непрерывный шумоподобный сигнал, при его когерентной обработке на интервале синтезирования отношение сигнал/шум на выходе приемника возрастет в  $B$  (база) раз. Для рассматриваемого случая  $B = \Delta F t_c$ .

Одним из основных факторов, ограничивающих чувствительность, является мощность теплового шума на входе приемника:

$$P_N = kT_s \Delta F = kT_0 k_N \cdot 1,1 \Delta F_c, \tag{3}$$

где  $T_s$  — шумовая температура приемника,  $T_s = T_0 k_N$ ;  $k_N = 1,2—1,5$  — коэффициент шума приемника;  $T_0$  — шумовая температура антенны ( $\sim 290$  К) при радиолокационном обзоре поверхности;  $\Delta F \approx 1,1 \Delta F_c$ ;  $\Delta F_c$  — ширина спектра сигнала.

Таблица 1

Уровень теплового шума на входе приемного устройства

Параметр	ГЛОНАСС, СТ-код ( $\Delta F = 0,511$ МГц)	ГЛОНАСС, ВТ-код ( $\Delta F = 5,11$ МГц)	GPS, С/А-код ( $\Delta F = 1,023$ МГц)	GPS, Р-код ( $\Delta F = 10,23$ МГц)
$P_N$ , дБ·Вт	-145,279	-135,279	-142,264	-132,264

Результаты расчета уровня тепловых шумов на входе приемного устройства для рассматриваемого случая приведены в табл. 1.

Рассчитанные уровни используются далее для определения отношения сигнал/шум или фон/шум.

Результаты расчета уровня сигналов и отношения  $S/N$  на входе приемника при диффузном и зеркальном отражении для двух значений высоты полета МКА-носителя приемной позиции приведены в табл. 2 и 3. Расчет произведен для случая приема как узкополосных навигационных сигналов L1 ГЛОНАСС СТ и L1 GPS C/A (ширина полосы  $\pm 511$  кГц и  $\pm 1,023$  МГц соответственно), так и широкополосных навигационных сигналов L1 ГЛОНАСС ВТ и L1 GPS P (ширина полосы  $\pm 5,11$  МГц и  $\pm 10,23$  МГц соответственно).

Таблица 2

Уровень сигналов и отношение  $S/N$  на входе приемника при диффузном отражении ( $\sigma_0 = 10^{-2}$ )

Параметр	L1 GLONASS СТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GLONASS ВТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GPS C/A ( $f=1575,42$ МГц)		L1 GPS P ( $f=1575,42$ МГц)	
	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$H$ , км	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$P_s$ , дБ·Вт	-252,655	-262,197	-272,655	-282,197	-258,536	-268,078	-278,536	-288,078
$S/N_s$ , дБ·Вт	-107,376	-116,918	-137,376	-146,918	-116,271	-125,814	-146,271	-155,814

Примечание: 1. Уровень сигнала у поверхности Земли — 158 дБ.  
2. Учтены потери в атмосфере и приемном тракте приемника — 4 и 2 дБ соответственно.  
3.  $f$  — несущая частота.

Таблица 3

Уровень сигналов и отношение  $S/N$  на входе приемника при зеркальном отражении

Параметр	L1 GLONASS СТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GLONASS ВТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GPS C/A ( $f=1575,42$ МГц)		L1 GPS P ( $f=1575,42$ МГц)	
	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$H$ , км	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$P_s$ , дБ·Вт	-151,735	-161,277	-191,735	-201,277	-163,793	-173,336	-203,793	-213,336
$S/N_s$ , дБ·Вт	-6,456	-15,998	-56,456	-65,998	-21,529	-31,071	-71,529	-81,071

В табл. 4 приведен расчет уровня сигналов и отношения  $S/N$  на входе приемника МКА DMC [7] (высота орбиты  $H=700$  км), который входит в состав спутниковой группировки системы мониторинга чрезвычайных ситуаций.

Компания SSTL и британский университет Суррея с помощью МКА DMC смогли принять и использовать отраженные от морской поверхности сигналы спутников GPS и GIOVE-A (Galileo) для получения информации о погодных условиях и высоте волн в открытом море [6, 7].

Таблица 4

Уровень сигналов и отношение  $S/N$  на входе приемника

Параметр	L1 GPS C/A ( $f=1575,42$ МГц)		L1 GPS P ( $f=1575,42$ МГц)	
	диффузное	зеркальное	диффузное	зеркальное
Вид отражения	диффузное	зеркальное	диффузное	зеркальное
$P_s$ , дБ·Вт	-270,458	-175,716	-290,458	-215,716
$S/N_s$ , дБ·Вт	-128,194	-33,451	-158,194	-83,451

Полученные результаты для уровня сигнала на входе приемника необходимо сравнивать со значением  $-158$  дБ·Вт, которое является стандартным для приемника навигационной аппаратуры потребителя (НАП). Необходимо учесть, что предельная чувствительность, которая может быть обеспечена при приеме навигационных сигналов СРНС, в настоящее время составляет  $-175$ — $-190$  дБ·Вт.

Результаты расчетов и анализа полученных данных показывают, что прием и обработка сигналов СРНС, отраженных от морской поверхности, возможны на борту МКА-носителя с высотой орбиты  $500$ — $700$  км в области зеркального отражения, а также при резонансном отражении от сосредоточенных целей. Прием в области диффузного отражения при указанных условиях весьма проблематичен. С точки зрения обеспечения наилучших энергетических характеристик при наблюдении за фоном местности более предпочтительным является сигнал ГЛОНАСС СТ (ширина полосы  $\pm 511$  кГц), при использовании которого пространственное разрешение по суммарной дальности не превысит  $600$  м. Наилучшее разрешение по суммарной дальности ( $\Delta Y \approx 30$  м) будет обеспечено при использовании широкополосных навига-

ционных сигналов ( ширина полосы  $\pm 10,23\text{МГц}$ ) GPS (сигнал L5) и Galileo (сигнал E5b и E5a), но при их использовании возможности по наблюдению за фоном местности будут значительно хуже, чем при использовании сигнала ГЛОНАСС СТ.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Патент РФ № 2278398. Способ получения радиолокационного изображения земной поверхности при помощи многопозиционной радиолокационной системы с синтезированной апертурой антенны / В. Ф. Фатеев, И. В. Сахно. 06.07.2004.
2. Сахно И. В., Фатеев В. Ф. Применение навигационных КА GPS/ГЛОНАСС в составе многопозиционных РЛС обзора земной поверхности // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 27—31.
3. Сахно И. В., Фатеев В. Ф. Разнесенная РСА космического базирования на базе МКА с непрерывным широкополосным зондирующим сигналом // Изв. вузов. Приборостроение. 2005. Т. 48, № 2. С. 10—15.
4. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС // Интерфейсный контрольный документ (редакция 5.0). М., 2002.
5. Interface Control Document Global Positioning System (ICD-GPS-200C). 2000. [Электронный ресурс]: <www.gpsword.com>
6. Gleason S., Unwin M., Brennan M., Woodroffe A. Ground Validation of the UK Disaster Monitoring Constellation Satellite GNSS Reflectometry Experiment, Surrey Satellite Technology Ltd. [Электронный ресурс]: <www.sstl.co.uk>
7. Unwin M., Gleason S., Brennan M. The Space GPS Reflectometry Experiment On the UK Disaster Monitoring Constellation Satellite, Surrey Satellite Technology Ltd. [Электронный ресурс]: <www.sstl.co.uk>

#### Сведения об авторах

- Игорь Викторович Сахно** — д-р техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: vstrecha10@mail.ru
- Евгений Андреевич Ткачев** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: tke33@omnisp.ru
- Денис Александрович Гаврилов** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: GDanas@yandex.ru
- Константин Константинович Успенский** — Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: k\_uspensky@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

В. И. ГОРБУЛИН, В. В. ПАНЧЕНКО, Н. В. РАДИОНОВ

## ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ВЫБОРУ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Впервые сформулирована корректная математическая постановка технико-экономической задачи выбора состава системы малых космических аппаратов и средств наблюдения за заданным районом, обеспечивающей требуемую достоверность получаемой информации в условиях ограниченного финансирования. Предложенная декомпозиция позволила разработать методику раздельного решения технической задачи по критерию допустимости и оптимальной экономической задачи.

*Ключевые слова:* средства наблюдения, космические аппараты, задача выбора, достоверность, финансирование, оптимизация.

**Введение.** В настоящее время создание и совершенствование малых космических аппаратов (МКА), предназначенных для обзора земной поверхности, — одно из перспективных направлений развития космических технологий. Преимуществом применения МКА является возможность обзора в сжатые сроки значительных территорий. Кроме того, изображения, полученные с помощью бортовой аппаратуры МКА, обладают необходимой точностью, позволяющей идентифицировать нужные объекты в разнообразных волновых диапазонах. Поэтому применение МКА в комплексе с традиционными средствами контроля позволит в целом повысить достоверность информации за счет комплексирования источников.

Однако при внедрении подобной космической технологии в условиях ограниченного финансирования возникает задача выбора варианта эффективного применения комплекса имеющихся средств. При математической постановке этой задачи следует учитывать не только показатели качества выполнения целевой задачи средствами наблюдения, но и затрачиваемые на ее решение финансовые ресурсы. При этом расчет эффективности комплексного применения средств наблюдения является трудной научно-технической задачей, требующей решения на этапе принятия системы в эксплуатацию, когда будут довольно точно определены основные тактико-технические характеристики (ТТХ) средств, разработано программно-математическое обеспечение обработки информации и определены сметы на создание и эксплуатацию системы.

**Концептуальная постановка задачи выбора состава аппаратуры МКА.** Конечной целью функционирования системы сбора информации является селекция (распознавание) объектов в пределах заданного района земной поверхности площадью  $S_z$  при обеспечении требуемой вероятности селекции  $P$ . Вероятность селекции зависит от возможности наблюдения и распознавания класса объектов и определяется целой группой параметров, в которую могут входить ТТХ средств, характеристики условий и методов наблюдения, также существенно зависящие от вложенных в их разработку и функционирование финансовых ресурсов.

В настоящей статье предлагается методика расчета целевого показателя задачи выбора состава аппаратуры МКА с использованием декомпозиции с выделением технических и экономических показателей. Так, каждое из разнотипных средств наблюдения можно характеризовать техническими показателями, основными из которых являются:

- условия наблюдения (дальность и волновой диапазон сканирования);
- зона наблюдения (площадь сканируемого района);
- разрешающая способность;
- гарантийный срок эксплуатации и потребляемая мощность.

Перечисленные показатели существенным образом влияют на эффективность выполнения задачи системой. Однако в целом они определяют только полезностный аспект эффективности функционирования каждого из средств. Возможность реализации системы определяется финансово-экономическими показателями — стоимостью средства и эксплуатационными затратами на него в течение заданного периода в обозримом будущем.

В качестве целевого показателя применения комплекса средств наблюдения для системы МКА и для каждого средства наблюдения в отдельности предлагается использовать соотношение „полезность—стоимость“ [1]. Техническую полезность системы предлагается оценивать некоторым скалярным показателем, характеризующим достоверность информации, а ее стоимость — векторным показателем, включающим затраты на создание (закупку) и эксплуатацию средств наблюдения. В этом случае на этапе принятия системы в эксплуатацию может быть использована двухцикловая методика выбора ее состава. В первом цикле расчетов с использованием принципа масштабирования в состав системы отбираются средства, удовлетворяющие критерию пригодности по скалярному показателю. Во втором цикле на основе отобранного множества средств наблюдения с учетом показателя „стоимость“ решается оптимизационная задача минимизации расходов.

При обосновании единого технического показателя эффективности комплексного применения средств наблюдения целесообразно использовать понятие достоверности информации. В качестве основного компонента предлагается использовать так называемый коэффициент достоверности информации  $D$ , получаемой от одного технического средства наблюдения [2]. Этот коэффициент можно определить соотношением  $D = S/\Delta$ , где  $S$  — площадь района, сканируемая в течение исследуемого периода времени  $T$ ,  $\Delta$  — показатель разрешающей способности средства наблюдения, выраженный минимальной площадью классифицируемого (с заданной вероятностью) объекта.

С увеличением  $S$  возрастает и вероятность обнаружения объекта на земной поверхности, а с уменьшением  $\Delta$  — вероятность классификации объекта на просканированном районе. Однако в действительности значение  $S$  зачастую меньше, чем  $S_3$ . Кроме того, может быть задано множество таких районов. Тогда за время  $T_{\text{и}}$  трасса одного средства наблюдения может проходить через контролируемый район только в течение ограниченного временного интервала, или обстановка в районе в период отсутствия наблюдения может изменяться. Поэтому для полноты и постоянства контроля за заданным районом должна использоваться система средств наблюдения, состоящая из  $n$  отдельных однотипных средств. Тогда для системы средств наблюдения можно ввести более сложный показатель достоверности

$$D_p = P(n)S(n)/\Delta(n),$$

где  $P(n)$  — вероятность покрытия требуемого района (районов) системой из  $n$  средств наблюдения за время  $T_{\text{и}}$ , которая может быть вычислена и с учетом вероятности попадания объекта наблюдения в поле сканирования. Поэтому на этапе синтеза (проектирования) системы может быть поставлена задача выбора числа  $n$  либо по критерию оптимальности

$$D_p(n) \rightarrow \max_n,$$

либо, что более возможно, по критерию пригодности для заданного уровня достоверности  $D_3$  системы:

$$D_p(n) \geq D_3.$$

Данную задачу можно назвать задачей технического масштабирования системы средств наблюдения различного базирования [3—5].

На этапе синтеза системы традиционно используется показатель „цена—качество“, частично реализующий указанный выше принцип „полезность—стоимость“. Экономический

смысл данного показателя состоит в следующем. Очевидно, что при известном значении  $n$  в системе, известной стоимости единичной закупки  $I_q$  и эксплуатации  $C_q$  в течение периода  $T_{и}$  планируемые общие инвестиции в систему наблюдения составят

$$B = \sum_{q=1}^n (I_q + C_q).$$

Опыт конструирования подобной техники указывает, что, например, для получения большей разрешающей способности  $\Delta$  требуются либо большие инвестиции  $I_q$ , либо большее количество средств  $n$  в системе, что увеличивает и эксплуатационные затраты  $C_q$ . Поэтому зависимость показателя цены  $1/B(1/\Delta)$  с учетом  $n(\Delta)$  будет близкой к гиперболе. В то же время зависимость показателя достоверности в виде  $D_p(1/\Delta)$ , очевидно, является возрастающей функцией  $D_p(1/\Delta) \rightarrow \infty$ . Если принять отношение  $D_p(1/\Delta)/B(1/\Delta)$  в качестве целевого показателя системы, то из проведенного анализа следует, что этот показатель имеет оптимальную точку при условии:

$$\frac{dD_p(1/\Delta^*)}{d(1/\Delta^*)} B(1/\Delta^*) = \frac{dB(1/\Delta^*)}{d(1/\Delta^*)} D_p(1/\Delta^*) \quad (1)$$

$(1/\Delta^*$ , здесь и далее звездочка означает „оптимальность максимума“).

Максимум показателя может в какой-то степени обеспечить компромисс между требованием повышения технической полезности системы и экономической возможности ее реализации (снижением затрат). С учетом бюджетного ограничения  $B_3$  окончательное решение задачи выбора можно определить из условия  $n^{**} = n(1/\Delta^{**}) = n(B^{-1}(B^*))$ , где  $B^* = \min\{B; B(1/\Delta^*)\}$ . В частности, подобный подход рассматривался в работе [1].

Однако при ближайшем рассмотрении такой традиционный подход к решению задачи выбора состава МКА оказывается неприемлемым, так как не учитывает некоторых важнейших условий. Во-первых, задача системы в период эксплуатации может быть гораздо сложнее рассмотренной выше и включать, например, множество контролируемых районов или множество волновых диапазонов сканирования. Во-вторых, период  $T_{и}$  может оказаться значительно больше срока активного существования одного средства  $T_{эк}$ , следовательно, в будущем расходы на поддержание системы могут существенно возрасти за счет необходимости восполнения системы.

**Математическая постановка задачи.** Пусть целевая задача системы включает  $M$  подзадач, выполнение которых для системы средств наблюдения является существенно необходимым, например, при селекции объектов в одном районе в  $M$  волновых диапазонах сканирования. Допустим, что из решения задачи (1) для каждого из диапазонов на этапе технического проектирования средств наблюдения определено по  $N$  типов подсистем средств наблюдения (равное количество в данном случае выбрано только для упрощения). С учетом решения задачи (1) каждая из  $N$  подсистем в каждом из  $M$  диапазонов обеспечивает требуемый уровень достоверности информации  $D_j$ ,  $j = 1, \dots, M$ :

$$D_{P_{i_j j}}(1/\Delta_{i_j j}) \geq D_{P_j}, i_j = 1, \dots, N, j = 1, \dots, M, \quad (2)$$

где  $i_j$  — номер подсистемы, работающей в  $j$ -м волновом диапазоне.



Очевидно, что в этих условиях для обеспечения требуемой достоверности информации, получаемой комплексом средств в каждом из диапазонов, достаточно поддержания только одной из  $N$  подсистем. Следовательно, возникает задача выбора „одного из  $N^*$ “. Но теперь при ограниченном бюджете эта задача становится экономической [6, 7].

Обозначим через  $T_{\exists i_j}$  срок активного существования (гарантийный срок эксплуатации) средств  $i_j$ -й подсистемы, обеспечивающей сканирование района в  $j$ -м диапазоне. Если при этом закупка единичной подсистемы составляет  $I_{i_j}$  (с учетом определенного в выражении (1) оптимального состава подсистемы из  $n_{i_j}^*$  средств наблюдения) и на весь период  $T_{\text{и}}$  требуется  $C_{i_j}$  средств на ее эксплуатацию, то в течение периода  $T_{\text{и}}$  потребуется также  $m_{i_j} = T_{\text{и}}/T_{\exists i_j}$  раз восполнить группировку средств наблюдения, затратив каждый раз, по предварительной оценке,  $I_{i_j}(n_{i_j}^*)$  денежных средств. Тогда экономико-математическая задача выбора эффективного варианта комплексного применения средств наблюдения может быть сформулирована как задача поиска таких индексов  $i_j^*$  принятых к эксплуатации подсистем, которые обеспечивают минимальные расходы на их будущее восполнение, при условии достаточности бюджета  $B$  для их первичной закупки и эксплуатации в течение  $T_{\text{и}}$ :

$$\min_{i_j \in \overline{1, \dots, N}} \sum_{j=1}^M k(r, m_{i_j}) I_{i_j}(n_{i_j}^*); \quad \sum_{j=1}^M (I_{i_j}(n_{i_j}^*) + C_{i_j}(n_{i_j}^*)) \leq B, \quad (3)$$

где  $k(r, m_{i_j})$  — коэффициент дисконтирования, моделирующий стоимость денег в будущем [8] с учетом количества платежей  $m_{i_j}$  показателя инфляции и кредитного риска, выраженного процентной ставкой  $r$ .

Собственно задача (3) относится к классу задач нелинейного целочисленного программирования и элементарно решается методом простого перебора вариантов вектора индексов  $\mathbf{J}_{\langle M \rangle} = [i_1, i_2, \dots, i_M]^T$ ,  $i_j \in \overline{1, N}$ ,  $j = \overline{1, M}$ . Однако существуют и методы направленного перебора, позволяющие при некоторых дополнительных условиях снизить трудоемкость решения задачи. В частности, при наличии коэффициентов дисконтирования для решения (3) можно применить метод Х. Фишеля [9]. В этом случае необходимо формально приводить задачу к одинаковой периодичности оплаты восполнения подсистем путем представления

$$I_{i_j}^0 = m_{i_j} \frac{I_{i_j}(n_{i_j}^*)}{m^{\max}},$$

где

$$m^{\max} = \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ j=1, \dots, M}} m_{i_j}$$

— максимально возможная частота восполнения по всем системам и всем волновым диапазонам. В результате оплату восполнения каждой подсистемы можно осуществлять с одинаковой частотой, но различными суммами. При этом сумма траншей за период между двумя моментами фактического восполнения системы в точности равна требуемым затратам  $I_{i_j}(n_{i_j}^*)$ .

Для удобства дальнейшего анализа задачи (3) преобразуем ее путем введения новых переменных:

$$x_{i_j} : I_{i_j}(n_{i_j}^*) + C_{i_j}(n_{i_j}^*) = I_{j \max}^* x_{i_j}; \quad 0 < x_{i_j} \leq 1;$$

$$I_{j \max}^* = \max_{i_j} \left\{ I_{i_j}(n_{i_j}^*) + S_{i_j}(n_{i_j}^*) \right\}, \dots, \quad j \in 1, \dots, M.$$

Обозначим  $z_j = I_{j \max}^*$ ;  $z_0 = B$  и введем функции:

$$y_{i_j}(x_{i_j}) = -\frac{I_{i_j}^0}{x_{i_j}} \equiv -\frac{I_{i_j}^0}{I_{i_j}(n_{i_j}^*) + C_{i_j}(n_{i_j}^*)} I_{j \max}^*.$$

В принятых обозначениях переменные  $x_{i_j}$  имеют экономический смысл дискретных интенсивностей инвестирования в закупку и эксплуатацию системы  $j$ -го волнового диапазона.

Тогда параметры  $y_{i_j}(x_{i_j})$  можно интерпретировать как „плавающие“ показатели экономической эффективности затрат на восполнение систем. Задача (3) в принятых обозначениях принимает вид

$$F = k(r, m^{\max}) \sum_{j=1}^M y_{i_j}(x_{i_j}) x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N, \\ j=1, \dots, M}}; \quad \alpha \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0, \quad (4)$$

где  $k(r, m^{\max})$  — коэффициент дисконтирования (капитализации) с учетом общего для всех систем количества платежей  $m^*$ ;  $\alpha$  — поправочный коэффициент, учитывающий естественную распределенность во времени расходов на эксплуатацию  $C_{i_j}$ .

**Методика решения задачи.** Преобразованная задача (4) относится к особому классу задач математического программирования — нелинейным задачам с параметрами. Для решения таких задач можно использовать методику на основе условий Куна—Таккера [10], так как не сложно показать выпуклость целевой функции в (4). Между тем следует отметить, что сами условия Куна—Таккера в действительности являются следствием преобразования задач к виду задач с „седловой точкой“. При этом оказывается, что дискретная форма выражения (4) позволяет существенно упростить решение, не прибегая явно к анализу условий Куна—Таккера.

Действительно, после преобразования (4) к виду задачи с „седловой точкой“ с использованием множителя Лагранжа  $\lambda_0$  получим

$$\Phi = k(r, m^{\max}) \sum_{j=1}^M y_{i_j}(x_{i_j}) x_{i_j} - \lambda_0 \alpha \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ j=1, \dots, M}} \min_{\lambda_0 > 0}. \quad (5)$$

Здесь постоянная величина  $\lambda_0 z_0$  без потери общности исключена из (5). Кроме того, в силу независимости проектов между собой задача (5) может быть представлена как совокупность отдельных подзадач:

$$\Phi_j = k(r, m^{\max}) y_{i_j}(x_{i_j}) x_{i_j} - \lambda_0 \alpha z_j x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ \lambda_0 > 0}}; \quad j = \overline{1, M},$$

объединенных между собой параметрами  $\alpha, k(r, m^{\max}), \lambda_0$  и ограничением

$$\alpha \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0.$$

Учитывая, что  $k(r, m^{\max}) > 0$ ,  $\lambda_0 \alpha > 0$ ,  $z_j > 0$  и они постоянны, после деления на  $k(r, m^{\max}) z_j$  или  $\lambda_0 \alpha z_j$  и преобразований получим две разновидности задач с „седловой точкой“ и параметрами:

$$\tilde{\Phi}_j = \tilde{y}_{i_j}(x_{i_j})x_{i_j} - \tilde{\lambda}x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ \tilde{\lambda} > 0}}; \quad \tilde{y}_{i_j} = \frac{y_{i_j}}{z_j}; \quad \tilde{\lambda} = \frac{\lambda_0 \alpha}{k(r, m^{\max})}; \quad j = \overline{1, M}, \quad (6)$$

при одновременном ограничении

$$\frac{\tilde{\lambda}k(r, m^{\max})}{\lambda_0} \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0$$

или

$$\tilde{\Phi}_j = \tilde{\lambda} \tilde{y}_{i_j}(x_{i_j})x_{i_j} - x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ \tilde{\lambda} > 0}}; \quad \tilde{\lambda} = \frac{k(r, m^{\max})}{\lambda_0 \alpha}; \quad j = \overline{1, M} \quad (7)$$

при одновременном ограничении

$$\frac{k(r, m^{\max})}{\lambda_0 \tilde{\lambda}} \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0.$$

В соответствии с общей теорией решения задач нелинейного программирования [7, 10] решение непрерывных аналогов задач (6) или (7) сводится либо к поиску „седловой точки“  $(x_j^*, \tilde{\lambda}^*)$  функций  $\tilde{\Phi}_j(x_j, \tilde{\lambda})$ , либо к поиску максимума функций  $\tilde{\Phi}_j(x_j, \tilde{\lambda})$  при соответствующем ограничении (в каждом случае). Нетрудно представить, что при обратном переходе к записи исходной дискретной задачи для поиска „седловой точки“ можно использовать два подхода: обращенный подход на основе обобщенного градиента, либо прямой подход [1, 9] на основе простого перебора [9].

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полета космических аппаратов: Учеб. пособие. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. 435 с.
2. Можяев Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем. Теоретико-групповой подход. М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
3. Горбулин В. И. Оптимизация орбитального построения глобальных космических систем наблюдения. СПб: МО РФ, 2001. 171 с.
4. Горбулин В. И., Панченко В. В. Применение бортовой аппаратуры малых космических аппаратов для комплексного наблюдения заданного района // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 15—20.
5. Радионов Н. В. Модели эффективности инвестиций и кредитования. Основы финансового анализа. СПб: Наука, 2005. 600 с.
6. Колемаев В. А. Математическая экономика. М.: ЮНИТИ, 1998. 240 с.
7. Воронцовский А. В. Инвестиции и финансирование: Методы оценки и обоснования. СПб: Изд-во СПбГУ, 1998. 528 с.
8. Новожилов В. В. Проблемы измерения затрат и результатов при оптимальном планировании. М.: Наука, 1972. 434 с.

9. Методические рекомендации по оценке эффективности инвестиционных проектов / В. В. Коссов, В. Н. Лившиц, А. Г. Шахназаров. М.: Экономика, 2000. 421 с.
10. Буренок В. М., Ляпунов В. М., Мудров В. И. Теория и практика планирования и управления развитием вооружения / Под ред. А. М. Московского. М.: Вооружение. Политика. Конверсия, 2004. 419 с.

#### Сведения об авторах

- Владимир Иванович Горбулин** — д-р техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электрооборудования, Санкт-Петербург;  
E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Валерий Викторович Панченко** — управление пограничной службы ФСБ России, начальник управления технического развития; E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Николай Васильевич Радионов** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электрооборудования, Санкт-Петербург;  
E-mail: radionov@mail.wplus.net

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

УДК 621.391

В. Ф. ФАТЕЕВ, Д. Л. КАРГУ

## ПЕРСПЕКТИВНАЯ СЕТЬ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЛЯ ЛОКАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассматривается практический опыт создания беспроводной сети передачи данных на базе элементов приемопередающих систем СВЧ-диапазона в малогабаритном исполнении, предназначенных для разворачивания локальной орбитальной группировки малых космических аппаратов (МКА). Приведен вариант структурного построения реконфигурируемой распределенной полезной нагрузки МКА. Представлены результаты анализа технических решений существующих аппаратных средств диапазона ISM.

**Ключевые слова:** *малый космический аппарат, орбитальная группировка, кластер, беспроводная сеть передачи данных, распределенная полезная нагрузка.*

В настоящее время актуальна задача создания на орбите распределенной полезной нагрузки, установленной на малогабаритные (малые) космические аппараты (МКА). Данные группировки МКА называют кластерами, их создание вызвано необходимостью эффективно использовать ресурс используемой орбиты.

Привлекательность использования малых спутников связи на орбите обусловлена более широким выбором ракет-носителей легкого и среднего класса, возможностью группового запуска малых спутников или запуска в качестве попутной полезной нагрузки на ракете-носителе тяжелого класса. В результате обеспечивается вариативность графика запусков, а за счет более низкой стоимости запуска повышается экономическая эффективность системы в целом.

Малые спутники позволяют увеличить пропускную способность в любой орбитальной позиции, занятой другим спутником (при условии наличия в ней частично неиспользованного частотного ресурса) за счет возможности оперативного запуска нового спутника по мере роста загрузки космического сегмента. Использование малых спутников связи позволяет наращивать трафик на орбите постепенно, создавая кластеры спутников, причем каждый последующий спутник будет учитывать особенности изменяющейся целевой задачи. Малые спутники могут использоваться в качестве орбитального резерва для КА, готового к переводу в другую орбитальную позицию.

Несколько МКА, расположенных в непосредственной близости от определенной точки космического пространства, образуют локальную орбитальную группировку (ЛОГ). Для управления локальной орбитальной группировкой необходимо организовать беспроводную сеть передачи данных между МКА группировки.

Первым этапом организации беспроводной сети должен стать анализ существующей ситуации и задач, которые будут решаться с ее помощью. Должен быть определен размер сети и ее структура.

Под размером сети в данном случае понимается как количество объединяемых в сеть МКА, так и расстояния между ними. Необходима точная информация о том, сколько МКА (минимально и максимально) нуждается в подключении к сети. Кроме того, необходимо оставлять возможность для дальнейшего увеличения количества МКА в сети. Наконец, совсем не обязательно раз и навсегда включать в сеть все МКА орбитальной группировки. Количество подключенных к сети МКА существенно влияет как на ее производительность, так и на сложность обслуживания.

Под структурой сети понимается способ ее разделения на части (сегменты), а также способ соединения (стыковки) этих сегментов между собой. Важнейшим требованием к структуре сети является ее соответствие структуре задания.

Таким образом, организация беспроводной сети передачи данных между МКА позволяет обеспечить создание управляемой локальной группировки КА. Это дает возможность разместить на МКА, входящих в ЛОГ, распределенную, перестраиваемую полезную нагрузку. Состав предлагаемой радиосети для ЛОГ КА представлен на рис. 1 (здесь ЦМКА — центральный МКА, ОМКА — оконечный МКА, НСУ — наземная станция управления).

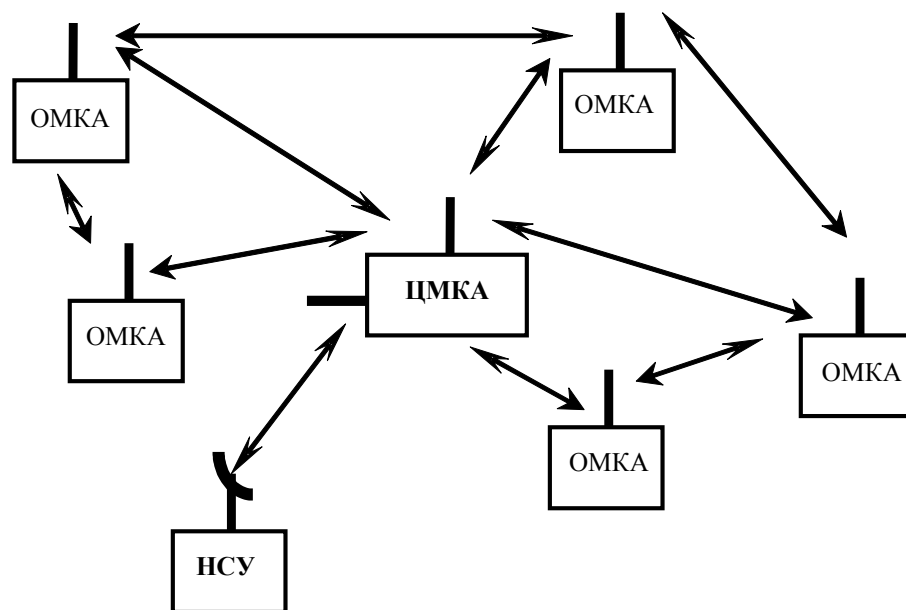


Рис. 1

Данная структура позволяет создавать новые системы:

- динамически перестраиваемые системы мониторинга космического пространства и радиочастотной идентификации космических объектов;
- системы с перестраиваемой апертурой для радиотелескопов и антенн, а также для объективов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и т.д.

В настоящее время благодаря миниатюризации электронной техники СВЧ-диапазона и развитию цифровых технологий передачи информации появились широкие возможности для создания малоразмерных искусственных спутников Земли. Вес подобных МКА с учетом полезной нагрузки может составлять от сотен граммов до десятков килограммов. Это позволяет развернуть радиосеть из МКА на базе малогабаритных передатчиков, работающих в диапазоне

2400 МГц. Данный диапазон уже широко используется в малогабаритных спутниках радиолюбителей (АО-40, АО-51 и др.).

Практический опыт разработки бортовых радиотехнических систем МКА [1] позволяет сделать вывод о том, что для построения бортовой аппаратуры командно-телеметрической и информационных радиолиний предлагается использовать модульные трансиверы компании MaxStream (США). Данные трансиверы в настоящее время широко применяются при сборке наноспутников серии CubeSat.

Протокол информационного обмена между элементами ЛОГ КА и элементами наземного комплекса управления в этом случае основывается на стандарте IEEE 802.15.4 в сочетании со спецификацией ZigBee.

Следует отметить, что спецификация ZigBee и стандарт IEEE 802.15.4 описывают разные уровни классической схемы взаимодействия открытых систем. Стандарт IEEE 802.15.4 описывает только два нижних уровня схемы (физический и канальный), в то время как ZigBee охватывает семь уровней, обеспечивающих быстрое создание мониторинговых и управленческих сетей на базе стандарта (сетевой, транспортный, сеансовый уровни, а также уровни представления и приложений).

Беспроводной стандарт IEEE 802.15.4 резервирует под обмен данными 27 каналов в трех частотных диапазонах (868 × 915 МГц, а также 2,4 ГГц). Скорость передачи в частотном диапазоне 2,4 ГГц может достигать 250 Кбит/с. Стандарт IEEE 802.15.4 обеспечивает двустороннюю полудуплексную передачу данных, поддерживая при этом шифрование AES 128. Расширенная адресация в рамках стандарта IEEE 802.15.4 позволяет находиться в одной сети примерно 65 тысячам устройств.

Устройства внутри сети могут играть одну из трех ролей: обыкновенного оконечного устройства (производящего обмен только с концентратором), ретранслятора (обеспечивающего прием и передачу данных) и концентратора (управляющего архитектурой сети). Оконечные устройства (см. рис. 1) — устройства с ограниченной функциональностью — обеспечивают минимальный набор функций, позволяющий производителю экономить на комплектующих (в частности, памяти микроконтроллера). Ретранслятор, или устройство с полной функциональностью, поддерживает все функции, определенные в документе IEEE 802.15.4, и может выполнять функции моста, маршрутизатора или шлюза для связи с другими сетями. Концентратор, или сетевой координатор, — наиболее дорогой тип устройств, так как он должен содержать всю информацию о сетевых соединениях, иметь большой объем памяти и высокую производительность.

Протокол передачи подразумевает „засыпание“ передатчика при отсутствии данных для пересылки, что обеспечивает низкое энергопотребление устройств, соединенных по стандарту IEEE 802.15.4. В результате время автономной работы оконечных устройств может значительно продлить срок орбитального ресурса работы МКА. Стандарт обладает высокой скоростью конфигурирования и реконфигурирования сети. К примеру, переход приемника в активное состояние займет порядка 15 мс, а добавление устройства в сеть — около 30 мс. Для сравнения, сети WiFi и Bluetooth не могут обеспечить такого быстрого действия.

На основе стандарта IEEE 802.15.4 могут быть построены самые разнообразные сети всевозможных топологий с пакетной или потоковой передачей информации, а также с заданными параметрами шифрования. Наиболее перспективным считается создание на основе стандарта IEEE 802.15.4 беспроводных сенсорных сетей (Wireless Sensor Networks, или WSN). В рамках этого направления соединенные между собой по беспроводному интерфейсу оконечные КА могут обмениваться информацией и передавать данные на центральный КА. В данном случае спецификация ZigBee отвечает всем требованиям, предъявляемым технологией к беспроводному стандарту: любой КА может быстро подключаться или отключаться от сети, передавая небольшие объемы данных и практически не потребляя электроэнергии.

Разрабатываемая в настоящее время авторами беспроводная сеть-макет предназначена для экспериментального подтверждения возможностей создания локальной орбитальной группировки МКА.

Комплекс средств беспроводной сети должен обеспечивать:

- прием рабочих программ и разовых команд управления от наземной станции управления (НСУ);
- передачу телеметрической информации и информации оперативного контроля НСУ;
- передачу целевой информации;
- прием-передачу разовых команд управления и телеметрии между МКА локальной группировки.

Комплекс радиосредств беспроводной сети построен на основе модульных трансиверов MaxStream [2—5], которые обеспечивают передачу данных с характеристиками, представленными в таблице.

Характеристика модуля	Значение	
	X24-OEM-019DK	XBee (PRO)
Диапазон, ГГц	2,4	2,4
Выходная мощность, мВт	100/50	1/100
Управление	настройка AT-командами, прямая передача данных	настройка AT-командами, прямая передача данных
Скорость, Кбит/с	9,6 (19,2)	до 115
Питание, мА	5 В/max 150	3,3 В/max 270
Вес, г	24	5/7
Антенный интерфейс	RPSMA, MMCX или проводная антенна	RPSMA, MMCX или проводная антенна
Внешний интерфейс	UART	UART

В состав ЦМКА входит два радиомодуля: X24-OEM-019 (для организации взаимодействия с наземными средствами) и XBee (для работы в составе локальной группировки). Оконечный МКА оснащен только модулем XBee.

При проектировании ЦМКА и ОМКА было отдано предпочтение формату PC-104, широко используемому при изготовлении зарубежных наноспутников серии CubeSat.

Общий вид макетов ЦМКА и ОМКА без внешнего корпуса представлен на рис. 2 и 3 соответственно.



Рис. 2



Рис. 3

В заключение необходимо отметить, что длительность функционирования любого космического аппарата и его полезной нагрузки в основном определяется ресурсом системы электропитания. Условия открытого космического пространства (большой перепад температур от  $-50$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  и более, высокий уровень жесткого излучения и т.д.), а также особенность установки аккумуляторных батарей в негерметизированном отсеке КА требуют высокой

надежности их изготовления и обеспечения достаточного ресурса работоспособности. Из существующих аккумуляторных батарей (источников электроэнергии), способных надежно функционировать в таких условиях, наиболее перспективными являются образцы, изготавливаемые фирмами BetaBatt (США), а также Medtronic (США).

В основе принципа действия данных источников электроэнергии лежит применение радиоактивных материалов. Сотрудники компании BetaBatt совместно с учеными из ряда университетов США и Канады создали диоды, способные напрямую преобразовывать радиацию, полученную от небольшого кусочка изотопа, в электрический ток.

Новые элементы источника электроэнергии могут работать десятки, и даже сотни лет, хотя мощность их намного ниже, чем у сопоставимых по размерам химических источников тока. Диапазон рабочих температур этих элементов от  $-100$  до  $+150^{\circ}\text{C}$ , при этом они довольно устойчивы к механическим повреждениям.

Технология производства таких источников электроэнергии называется DEC (Direct Energy Conversion — прямое преобразование энергии). Ключом к повышению КПД DEC-устройств стал первый в мире трехмерный полупроводниковый (кремниевый) диод. В отличие от обычных диодов, представляющих собой очень тонкую пластинку с двумя слоями  $p$ - и  $n$ -проводимости, новый диод обладает огромным количеством глубоких пор (причем глубина их во много раз больше диаметра) микронного размера, которые повышают его эффективную площадь в десятки раз. Высокопористый кремний ученые создавали и раньше, а вот такой пористый материал с  $p$ — $n$ -переходом — никогда. Создать диод удалось с помощью технологии, которая практически не отличается от стандартного способа производства микросхем, что предполагает чрезвычайно низкую себестоимость будущего устройства. Новые источники электроэнергии будут работать с очень высоким КПД преобразования энергии бета-распада в электричество при высочайшей надежности.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фатеев В. Ф., Каргу Д. Л. Практический опыт разработки элементов бортовых радиотехнических систем наноспутника серии „CubeSat“ // Изв. вузов. Приборостроение. 2006. Т. 50, № 6. С. 14—16.
2. Пушкарев О. В. Передача данных в ZigBee-сети с помощью модулей XBee ZNet 2.5 // Новости электроники. 2008. № 3. С. 27—31.
3. Бараиш Л. Е. Многообразие стандартов беспроводных технологий // Компьютерное обозрение. 2003. № 10. С. 25—28.
4. Захаров Д. П. Интернет начинает эфирное вещание // Коммерсантъ. Приложение ТЕЛЕКОМ. 2004. № 83. С. 44—47.
5. Панфилов Д. Л., Соколов М. Ю. Введение в беспроводную технологию стандарта 802.15.4 // Электронные компоненты. 2004. № 12. С. 73—79.

#### Сведения об авторах

- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Дмитрий Леонидович Каргу** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра систем космической связи, Санкт-Петербург

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.



---

---

# КОНТРОЛЬ И ДИАГНОСТИРОВАНИЕ СОСТОЯНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

---

---

УДК 681.3

А. М. БАРАНОВСКИЙ, А. Е. ПРИВАЛОВ

## СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИРОВАНИЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассматривается структура и принципы функционирования системы контроля и диагностирования в составе бортового комплекса управления малого космического аппарата. Предлагается модель, которая должна самостоятельно и своевременно в соответствии с текущей ситуацией и целевой установкой формулировать и решать поставленные задачи.

*Ключевые слова:* бортовой комплекс управления, управление техническим состоянием, система контроля и диагностирования, экспертная система, метод активной идентификации.

**Введение.** Важнейшей составляющей космического аппарата (КА) является бортовой комплекс управления (БКУ). На него возлагаются функции управления ориентацией и стабилизацией КА, управления целевым оборудованием, энергопитанием, связью с наземными комплексами. Помимо этого БКУ должен осуществлять оперативный анализ структурно-параметрических отклонений состояния бортовых систем КА от нормы, вырабатывать решение о компенсации (парировании) этих отклонений с целью сохранения работоспособного состояния или управления постепенной деградацией технического состояния КА. Одна из основных проблем, возникающих при разработке современных малых космических аппаратов (МКА), — создание эффективных средств выработки управляющих воздействий бортовым комплексом управления при возникновении нештатных ситуаций [1].

В настоящее время на борту некоторых КА решается только задача контроля технического состояния (ТС). Задача диагностирования и управления ТС в большинстве случаев реализуется в наземном комплексе управления (НКУ). Таким образом, между моментом возникновения нештатной ситуации и выдачей управляющих воздействий на ее парирование возможен большой промежуток времени (от нескольких часов до нескольких суток в зависимости от зоны радиовидимости КА, плана сеансов связи и времени принятия решения в НКУ), в течение которого потребителям может быть выдана неверная информация или нештатная ситуация может перерасти в аварийную.

Одним из способов решения этой проблемы является возможность переноса всего комплекса задач контроля, диагностирования и управления ТС на борт КА.

**Встроенная система контроля МКА.** Система контроля и диагностирования (СКД) представляет собой совокупность аппаратных средств и программного обеспечения, функционирующих в составе БКУ.

В состав БКУ МКА (рис. 1), как правило, входят [1]:

- информационно-управляющая система (ИУС), состоящая из бортовых вычислительных средств (БВС), средств бортовых измерений (СБИ), средств управления бортовой аппаратурой (СУБА),
- бортовая аппаратура командно-телеметрической радиолинии (КТРЛ);
- программное обеспечение БКУ (ПО БКУ).

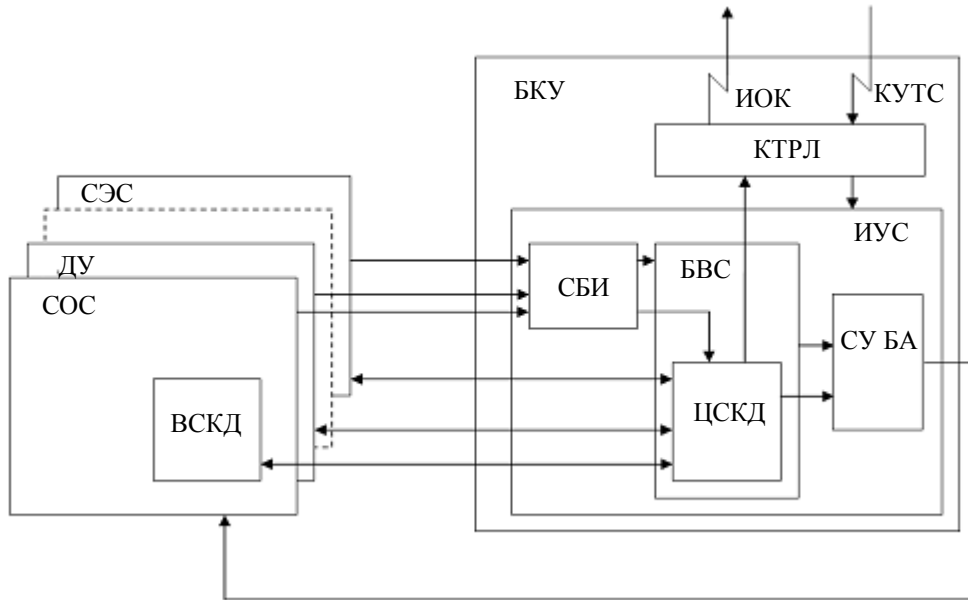


Рис. 1

Автономное решение задач контроля, диагностирования и управления возлагается на встроенную СКД. Для обеспечения заданной полноты контроля (как правило, не ниже 0,95 [1]) и организации взаимодействия с НКУ предлагается следующая архитектура уровней построения средств контроля и диагностирования БКУ (см. рис. 1):

- 1) программные и аппаратные средства НКУ;
- 2) программные и аппаратные средства БВС — центральные средства контроля и диагностирования (ЦСКД);
- 3) встроенные средства контроля и диагностирования (ВСКД).

Встроенные средства контроля и диагностирования должны оценивать ТС отдельных функциональных модулей (приборов, систем, каналов) перед включением их в работу, контролировать правильность их функционирования по целевому назначению и выдавать контрольную информацию в ЦСКД (на рис. 1: СЭС — системы электроснабжения, ДУ — двигательная установка, СОС — система ориентации и стабилизации). ЦСКД формирует обобщенный код состояния БА МКА, координирует работу ВСКД и бортового оборудования (в том числе и БКУ) при обнаружении отказов и предотвращении развития аварийных ситуаций, принимает меры по восстановлению работоспособности аппаратуры, а также управляет процессом сбора и передачи информации оперативного контроля (ИОК) и телеметрической информации (ТМИ) при невозможности принятия решения бортовой системой диагностирования. Средства НКУ анализируют ТС бортовой аппаратуры МКА по ТМИ, если принятие достоверного решения невозможно на борту МКА, и вырабатывают команды управления техническим состоянием (КУТС).

Можно выделить четыре режима функционирования СКД МКА:

- тестирование МКА при наземных испытаниях;
- тестирование МКА (или отдельных подсистем) перед включением в штатную работу или перед выполнением особо важных операций;

- контроль и управление конфигурацией бортового оборудования при штатном функционировании;
- поиск и устранение неисправностей.

**Программное обеспечение СКД.** Контроль и диагностирование МКА — типичная задача из класса обратных: по результатам наблюдений за признаками дефектов необходимо определить вид технического состояния, соответствующий наблюдаемым признакам. Следовательно, как и всякая классическая обратная задача, задача контроля и диагностирования решается не всегда корректно [2], т.е. решение о текущем ТС БКУ не всегда соответствует истинному состоянию не только из-за погрешностей измерений признаков, методических погрешностей назначения допусков, но и по причине некорректности постановки задачи в некоторой области. Для исключения таких ситуаций при разработке алгоритмов контроля и диагностирования область корректности постановки задачи в некотором пространстве должна быть заранее исследована и определена. Для этого необходимо иметь полное описание бортовых систем (БС), прежде всего модели их возможных технических состояний. Однако из-за сложности систем, входящих в состав КА, и воздействия различных факторов на процесс контроля практически невозможно получить полное и точное описание БС.

Таким образом, задача принятия решения о ТС КА осложняется низким качеством информации или ее отсутствием. Решение такой задачи под силу только системам с элементами искусственного интеллекта. Поэтому в качестве ПО ЦСКД, под управлением которого функционирует система контроля и диагностики КА, выбрана экспертная система (ЭС) контроля и диагностирования. Особенность предлагаемой экспертной системы заключается в том, что вместо диалога с человеком-пользователем система должна самостоятельно в соответствии с текущей ситуацией и целевой установкой своевременно формулировать и решать поставленные задачи. Экспертная система предназначена для решения таких задач, как экспресс-контроль, контроль по обобщенным параметрам, диагностирование дефектов с различной глубиной (детализацией) и достоверностью, определение последствий отказа, прогнозирование ТС и другие. В качестве исходных данных в ЭС используется контрольная информация, формируемая на основе опроса датчиков, информация, полученная в результате тестирования отдельных подсистем, знания о составе и функциональных взаимосвязях объекта диагностирования, а также данные из рабочей программы функционирования МКА, характеризующие его целевое применение.

Очевидно, что процесс принятия решения ЭС должен состоять из нескольких этапов: постановки задачи, планирования ее решения и последующей реализации. При этом ЭС должна проводить трехуровневую обработку знаний: на верхнем уровне — определение текущих целей контроля и диагностирования, на среднем — выбор стратегии диагностирования, на нижнем — собственно реализация стратегии. Соответственно будут различаться и знания, которыми будет оперировать ЭС на различных уровнях обработки информации [3].

В связи с этим предлагается трехуровневая модель экспертной системы, схема функционирования которой представлена на рис. 2.

К задачам верхнего уровня ЭС относятся:

- анализ программы целевого функционирования МКА, формирование на его основе целей и задач контроля и диагностирования и выдача этой информации среднему уровню ЭС;
- прием от среднего уровня ЭС информации о классе (виде) технического состояния бортовых систем;
- принятие на основе информации о ТС БС решения о готовности к выполнению программы полета и вывод решения в БКУ;
- управление МКА в аварийных ситуациях (АС);

— определение оставшихся ресурсов и задействование альтернативных программ функционирования МКА.

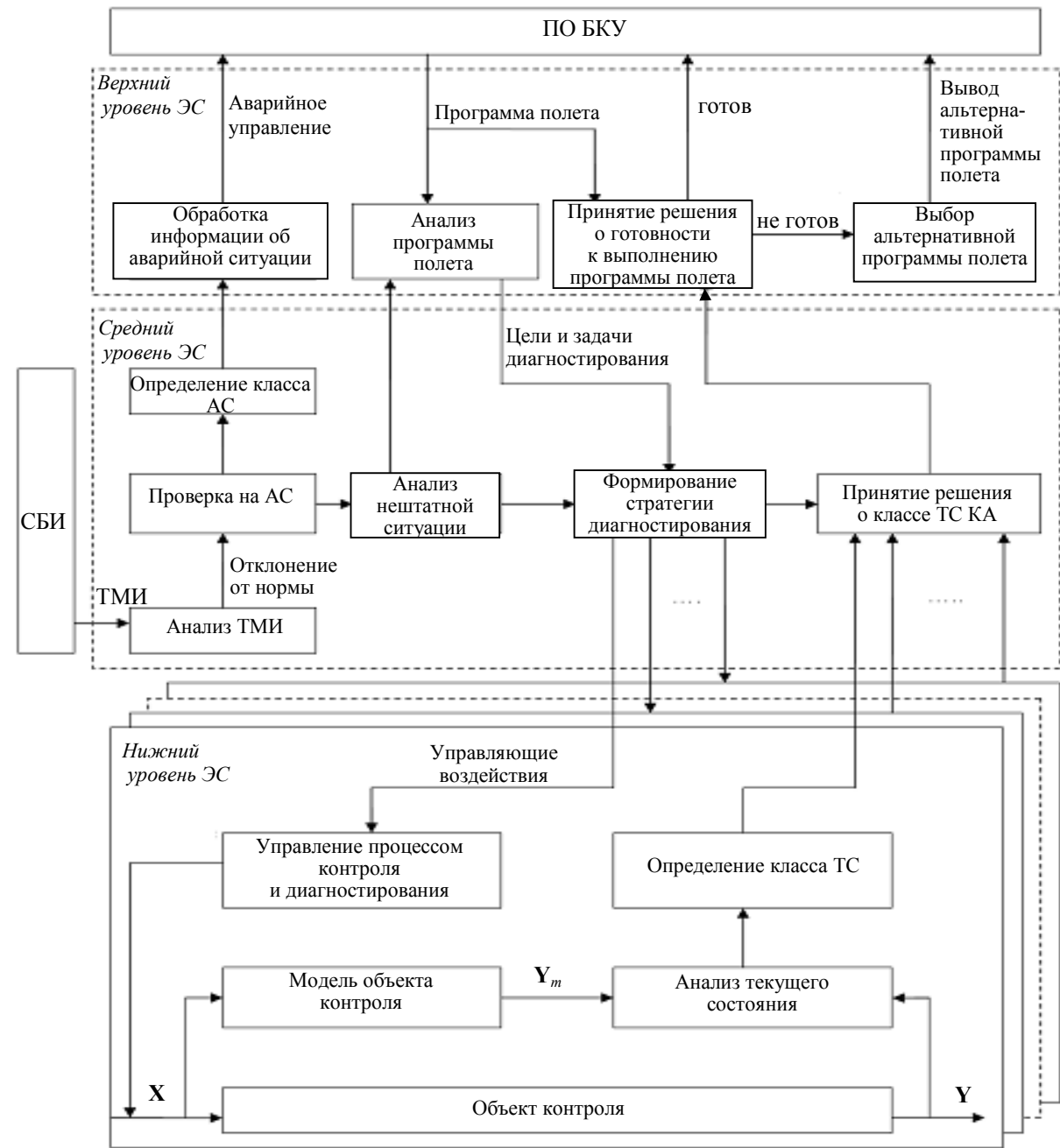


Рис. 2

Системы контроля и диагностирования решают множество текущих задач, например:

— контроль правильности функционирования систем МКА. Данная задача связана с определением „траекторий“ (последовательностей) ТС составных частей систем;

— контроль ТС подсистем МКА. Эта задача связана с определением вида ТС всех элементов подсистем до необходимого уровня детализации (блока, модуля) в фиксированный момент времени или на фиксированном интервале времени;

— выявление отклонений и анализ причин их возникновения. Эта задача по существу представляет задачу диагностирования дефектов подсистем МКА, однако понимается в несколько расширенном смысле: не только выявление и локализация места, но и установление причины дефекта;

— прогноз последствий отклонений, выявляются также возможные ограничения на выполнение целевых функций МКА, которые возникают при развитии последствий;

— парирование отклонений, т.е. формирование управляющих воздействий на устранение или компенсацию отклонений, в частности, задействование всех типов резерва систем МКА.

К задачам среднего уровня ЭС относятся:

— определение стратегии диагностирования на основании анализа целей и задач, выработанных на верхнем уровне;

— вывод о ТС на основании анализа информации о ТС бортовых систем МКА;

— получение информации от СБИ, ее анализ;

— идентификация аварийной ситуации и передача информации о ее классе верхнему уровню ЭС.

Верхний и средний уровни реализованы на вычислительных средствах центральной вычислительной системы.

В задачи нижнего уровня ЭС входят:

— управление процессом диагностирования отдельной системы (подача на вход системы тестовых воздействий, формирование функциональных разбиений [4]);

— формирование модельного (эталонного) значения выхода системы и сравнение его с реальным;

— принятие решения о ТС отдельной системы.

Нижний уровень ЭС реализован на встроенных вычислительных средствах системы контроля и диагностирования. Система МКА на нижнем уровне рассматривается как объект управления и контроля, текущее состояние которого должно в каждый фиксированный момент времени соответствовать состоянию, заданному моделью функционирования бортовой аппаратуры. Контроль технического состояния КА проводится по результатам сравнения вектора текущего состояния  $Y$  бортовой аппаратуры, полученного при испытании объекта диагностирования, и вектора состояния модели  $Y_m$ , а также на основе результатов параметрической идентификации.

Для решения задачи определения класса ТС систем также используется метод активной параметрической идентификации [5]. Активные методы идентификации не требуют значительных интервалов наблюдения и позволяют получать приемлемую точность оценок, но связаны с подачей на вход зондирующих сигналов, что может привести к недопустимо большим отклонениям траекторий движения системы от программных. Поэтому в ходе функционирования МКА можно применять только такие методы активной идентификации, которые обеспечивают приемлемые характеристики качества оценивания и отклонение истинного значения вектора состояния системы от программного на допустимые значения. Предъявленным требованиям удовлетворяют методы идентификации, основанные на принципе автогенераторных измерений, заключающемся в возбуждении информационных колебаний путем введения нелинейной обратной связи. Предложенный метод активной идентификации достаточно эффективен при использовании для диагностики динамических систем [5].

**Заключение.** Применение интеллектуальной системы контроля и диагностирования в составе БКУ позволяет решить задачу переноса процесса принятия решения о ТС, в том числе при возникновении нештатных ситуаций, на борт МКА. Предлагаемая трехуровневая модель построения интеллектуальной системы наиболее полно отражает три этапа задачи принятия решения — постановку задачи, планирование и реализацию плана. Использование метода активной идентификации на нижнем уровне позволяет осуществлять тестовый контроль приборов и систем, не прибегая к помощи дополнительного испытательного оборудования. Эта особенность позволяет решать задачи контроля, диагностирования и управления ТС средствами бортовой аппаратуры, что важно как на этапе активного функционирования КА, так и на этапе подготовки его к запуску.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. 336 с.
2. Филлин В. М., Пчелинцев Л. А., Денчик В. Н. и др. Оптимизация диагностики космического разгонного блока. М.: Едиториал УРСС, 2004. 184 с.
3. Полянский В. И., Кузнецов А. Б. Выбор формальной модели представления знаний для решения задач бортового диагностирования // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40, № 8. С. 51—54.
4. Барановский А. М., Яфракков М. Ф. Об одном подходе к организации функционального контроля и диагностики // Вопросы анализа и синтеза систем управления, контроля и диагностики. Л.: МО СССР, 1990. С. 4—30.
5. Барановский А. М. Активная идентификация систем стабилизации // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40, № 8. С. 31—34.

*Сведения об авторах*

- Анатолий Михайлович Барановский** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: bamvka@mail.ru
- Александр Евгеньевич Привалов** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: aleksaderpo4ta@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

УДК 681.518.52

А. М. БАРАНОВСКИЙ, В. А. БЕЛОЗЕРОВ, Д. И. ОПРЫШКО

**КОМБИНИРОВАННАЯ МОДЕЛЬ  
ПРОЦЕССА ОЦЕНИВАНИЯ ДОСТОВЕРНОСТИ КОНТРОЛЯ  
ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ**

Предложен новый подход к выбору показателей достоверности контроля технического состояния сложных систем на основе нечетко-вероятностной модели контроля аппаратных средств, приведены соотношения для их определения.

**Ключевые слова:** достоверность контроля, комбинированная модель аппаратных средств автоматических систем, нечеткие множества и системы.

**Введение.** В процессе обновления и частичной модернизации образцов ракетно-космической техники (РКТ) происходит совместная эксплуатация различных элементов системы. При этом для одних элементов имеется информация различного качества в достаточном объеме, информация о других элементах может отсутствовать. Это требует дальнейшего интенсивного развития новых подходов к оценке достоверности контроля (ДК) технического состояния, так как в отсутствие экспериментальных данных о составных частях космических аппаратов (КА) общепринятые методы определения достоверности контроля недостаточно адекватно отражают процессы контроля.

Информация о надежности элементов КА и наземного испытательного оборудования (НИО) имеет различные источники. Часть информации приобретается в результате испытаний и носит вероятностный характер, другая — приобретается в результате оценок экспертов. Информация может быть получена и в результате небольшого числа наблюдений, по которым невозможно построить точные вероятностные оценки — получаемые оценки оказываются заниженными или завышенными по сравнению с реальными. Данный факт оказывает существенное влияние на обоснованность принимаемых решений по результатам контроля. Поэтому предлагается учитывать разнородность поступающей информации для получения оценок достоверности контроля аппаратных средств и использовать математические методы комбинирования нечетко-вероятностной информации.

**Постановка задачи.** Рассмотрим функциональную модель объекта, на которой структурно определены входы, выходы и соответствующая ей теоретико-множественная модель с учетом нечетко-вероятностного описания элементов

$$\Delta = \langle T, X, Y, Z, \Psi, \tilde{X}, \tilde{Y}, \tilde{Z}, \tilde{\Psi} \rangle,$$

где  $T = \{t\}$  — множество моментов времени  $t$ , в которые наблюдается состояние объекта контроля (ОК);  $X$  — универсальное множество входных воздействий ОК;  $Y$  — универсальное множество выходных реакций ОК;  $\tilde{X} = \{x, \mu_{\tilde{X}}(x)\}$  и  $X = \{p(x)\}$  — нечеткое и вероятностное множество входных воздействий ОК соответственно;  $\mu_{\tilde{X}}(x)$  — функция принадлежности входных воздействий  $x$  множеству  $\tilde{X}$ ;  $\tilde{Y} = \{y, \mu_{\tilde{Y}}(y)\}$  и  $Y = \{p(y)\}$  — нечеткое и вероятностное множество выходных реакций ОК соответственно;  $\mu_{\tilde{Y}}(y)$  — функция принадлежности выходных реакций  $y$  множеству  $\tilde{Y}$ ;  $Z = \{Z_{\langle m \rangle} | z \in Z_{\langle m \rangle}\}$  — универсальное множество состояний ОК;  $\tilde{Z} = \{z, \mu_{\tilde{Z}}(z)\}$  и  $Z = \{p(z)\}$  — соответственно нечеткое и вероятностное множество состояний ОК;  $\mu_{\tilde{Z}}(z)$  — функция принадлежности внутренних переменных  $z$  множеству  $\tilde{Z}$ ;  $\Psi$  и  $\tilde{\Psi}$  — вероятностный и нечеткий оператор выходов соответственно, которые реализуют отображения

$$\Psi: T \times X \times Z \rightarrow Y,$$

$$\tilde{\Psi}: T \times \tilde{X} \times \tilde{Z} \rightarrow \tilde{Y} \times M, M \in [0, 1].$$

Состояние системы полностью наблюдаемо, если выполняется следующее условие:

$$Y(t_1) \neq Y(t_2) \Rightarrow Z(t_1) \neq Z(t_2),$$

$$t_1, t_2 \in T; X(t) \in X,$$

в этом случае всегда возможно определить ее состояния  $Z(t) \in Z$  по данным измерений сигналов  $X(t) \in X$  и  $Y(t) \in Y$  на входах и выходах системы. Однако конечной целью контроля является определение вида технического состояния объекта в данный момент времени. При контроле исправности объекта различают два технических состояния — исправное ( $z_+$ ) и неисправное ( $z_-$ ), и два результата контроля — объект контроля годен ( $e_T$ ) и не годен ( $e_H$ ), при таком подходе решение задачи классификации заключается в отыскании отображений:

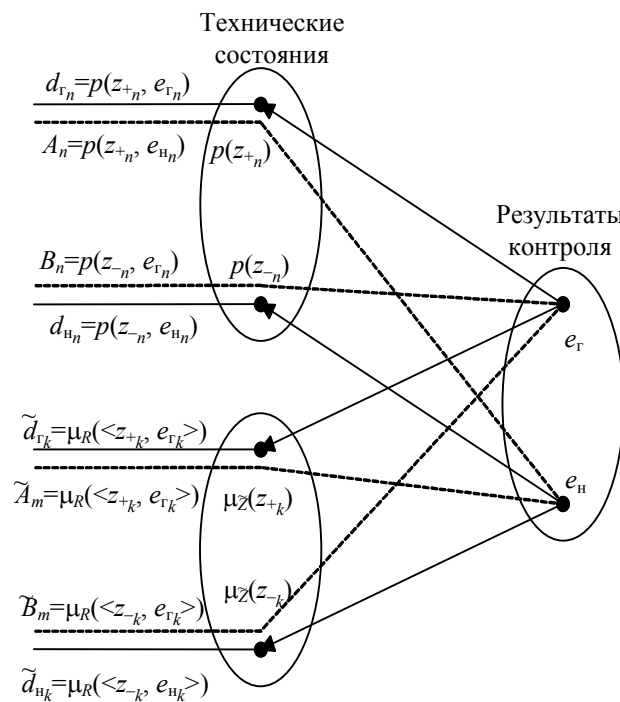
$$\psi: Y \rightarrow E, \tilde{\psi}: \tilde{Y} \rightarrow \tilde{E},$$

где  $E = \{p(z_+e_T); p(z_-e_H); p(z_+e_H); p(z_-e_T)\}$  — вероятностное множество результатов контроля;  $\tilde{E} = \{(\langle z_+, e_T \rangle, \mu_R(\langle z_+, e_T \rangle)); (\langle z_-, e_H \rangle, \mu_R(\langle z_-, e_H \rangle)); (\langle z_+, e_H \rangle, \mu_R(\langle z_+, e_H \rangle)); (\langle z_-, e_T \rangle, \mu_R(\langle z_-, e_T \rangle))\}$  — множество бинарных нечетких отношений  $R$  результатов контроля;

$\mu_R(<z_+, e_\Gamma >)$ ,  $\mu_R(<z_-, e_\Gamma >)$  — функция принадлежности бинарных нечетких отношений результатам контроля „годен“;  $\mu_R(<z_-, e_n >)$ ,  $\mu_R(<z_+, e_n >)$  — „не годен“.

Требуется определить достоверность результата контроля „годен“ аппаратных средств  $d_\Gamma$ .

**Комбинированная модель процесса оценивания достоверности контроля.** Обычно контроль объекта заключается в проверке отдельных подсистем и блоков. Космический аппарат представляет собой сложный объект контроля. Контроль технического состояния КА включает контроль отдельных подсистем, состоящих из микроконтроллеров сбора и обработки информации, приемного и передающего устройств, бортовой ЭВМ, комплектов аналоговых и цифровых датчиков, компонентов системы электропитания и ряда других устройств, поведение которых в ряде случаев не может быть полностью представлено только мерами вероятности или возможности [1]. Поэтому комбинированная нечетко-вероятностная модель процесса оценивания достоверности контроля (далее — модель контроля) для безусловных ошибок и достоверностей принимает вид, представленный на рисунке.



Отличительной особенностью модели контроля является зависимость результата „годен“ от вероятностного и нечеткого описания технических состояний составных блоков объекта. Безусловные ошибки на рисунке обозначены как  $A$  и  $B$  — при вероятностной оценке, и  $\tilde{A}$ ,  $\tilde{B}$  — при нечеткой оценке достоверности контроля.

Рассмотрим объект контроля, который состоит из  $m$  отдельно проверяемых блоков. В случае вероятностной оценки для  $n < m$  блоков вероятность события „объект исправен“ ( $z_+$ ) есть произведение вероятностей событий „блок  $i$  исправен“, а вероятность результата контроля „объект годен“ равна произведению вероятностей результатов „блок  $i$  годен“,  $i = \overline{1, n}$ , т.е.

$$p(z_+) = p(z_{+1})p(z_{+2}) \dots p(z_{+n});$$

$$p(e_\Gamma) = p(e_{\Gamma_1})p(e_{\Gamma_2}) \dots p(e_{\Gamma_n}).$$

Отсюда следует выражение для определения достоверностей контроля объекта:

$$d_\Gamma = p(z_+ e_\Gamma) = 1 - p(z_- e_\Gamma) = p(z_{+1} z_{+2} \dots z_{+n} e_{\Gamma_1} e_{\Gamma_2} \dots e_{\Gamma_n}) = \prod_{i=1}^n d_{\Gamma_i},$$



т.е. показатель достоверности результата контроля „годен“ равен произведению соответствующих показателей достоверности контроля блоков [2, 3].

В случае нечеткой оценки для  $k = m - n$  блоков нечеткое множество состояний объекта  $\tilde{Z}$  есть объединение множеств  $\tilde{Z}_{+i}$  — состояние „блок  $i$  исправен“ и  $\tilde{Z}_{-i}$  — состояние „блок  $i$  не исправен“,  $i = \overline{n+1, m}$ , т.е. можно представить в виде событий:

$$\begin{aligned} \tilde{Z} &= \tilde{Z}_{+i} \cup \tilde{Z}_{-i} = \tilde{Z}_{+1} \cap \tilde{Z}_{+2} \cap \dots \cap \tilde{Z}_{+m} \cup \tilde{Z}_{-1} \cap \tilde{Z}_{-2} \cap \dots \cap \tilde{Z}_{-m}; \\ \mu_{\tilde{Z}}(z_{+i}) &= \min(\mu_{\tilde{Z}_{+1}}(z_{+}), \mu_{\tilde{Z}_{+2}}(z_{+}), \dots, \mu_{\tilde{Z}_{+m}}(z_{+})); \\ \mu_{\tilde{Z}}(z_{-i}) &= \min(\mu_{\tilde{Z}_{-1}}(z_{-}), \mu_{\tilde{Z}_{-2}}(z_{-}), \dots, \mu_{\tilde{Z}_{-m}}(z_{-})). \end{aligned}$$

Таким же образом можно представить результаты контроля:

$$\begin{aligned} \tilde{E} &= \tilde{E}_{\Gamma_i} \cup \tilde{E}_{\Pi_i} = \tilde{E}_{\Gamma_1} \cap \tilde{E}_{\Gamma_2} \cap \dots \cap \tilde{E}_{\Gamma_m} \cup \tilde{E}_{\Pi_1} \cap \tilde{E}_{\Pi_2} \cap \dots \cap \tilde{E}_{\Pi_m}; \\ \mu_{\tilde{E}}(e_{\Gamma_i}) &= \min(\mu_{\tilde{E}_{\Gamma_1}}(e_{\Gamma}), \mu_{\tilde{E}_{\Gamma_2}}(e_{\Gamma}), \dots, \mu_{\tilde{E}_{\Gamma_m}}(e_{\Gamma})); \\ \mu_{\tilde{E}}(e_{\Pi_i}) &= \min(\mu_{\tilde{E}_{\Pi_1}}(e_{\Pi}), \mu_{\tilde{E}_{\Pi_2}}(e_{\Pi}), \dots, \mu_{\tilde{E}_{\Pi_m}}(e_{\Pi})). \end{aligned}$$

В данном случае достоверность контроля определяется как минимум нечетких бинарных отношений  $R = \{ \langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle, \mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle) \}$  событий „объект исправен“ и „объект годен“ [4], т.е.

$$\tilde{d}_{\Gamma} = \mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle) = \min_{i=n+1, \dots, m} (\mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle), \dots, \mu_R(\langle z_{+m}, e_{\Gamma_m} \rangle)).$$

Здесь  $\mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle)$  — функция принадлежности бинарного нечеткого отношения, которая определяется как отображение  $\mu_R: \tilde{Z}_+ \times \tilde{E}_{\Gamma} \rightarrow [0, 1]$ , при этом  $z_{+i} \in \tilde{Z}_+$  и  $e_{\Gamma_i} \in \tilde{E}_{\Gamma}$ .

**Обработка данных при оценивании достоверности контроля.** При наличии разнородной информации о системе оценка значений ДК может производиться с помощью нечетких и вероятностных мер. Возникает задача комбинирования оценок достоверности контроля аппаратных средств, которая решается двумя способами.

1. Дефаззификация — приведение нечетких оценок к четкости в случае доминирования экспериментальных данных о наработке элементов и подчинение выборки наблюдений одному из законов распределения наработки на отказ [5].

2. Комбинированный метод — в случае преобладания экспертных данных [1]. Основная идея заключается в том, что нечеткая переменная времени до отказа рассматривается как совокупность детерминированных величин  $\tau_{-}$ , каждая из которых характеризуется возможностью  $f(\tau_{-})$ , что в моменты времени  $\tau_{-}$  объект контроля „не исправен“. Так как детерминированная величина является случайной с плотностью распределения  $\delta_{\tau_{-}}(t)$  (импульсная функция), то получим нечеткое множество  $\tilde{F}$  случайных переменных с функцией принадлежности  $\mu_{\tilde{F}}(t) = f(\tau_{-})$ . Нечеткий показатель вероятности исправной работы элемента до момента времени  $t$  определяется как нечеткое число  $\tilde{Z}_{+}$  с функцией принадлежности

$$\mu_{\tilde{Z}_{+m}}(z_{+}) = \sup_{\tau_{-} \geq 0} \left\{ \mu_{\tilde{F}}(\tau_{-}) \int_0^{\infty} \delta_{\tau_{-}}(t+a) da = z_{+m} \right\},$$

где  $a$  — переменная интегрирования, отражающая время функционирования объекта до последнего момента контроля.

Таким же образом определяется нечеткий показатель вероятности результата контроля „объект годен“ только в качестве детерминированной величины рассматриваются моменты времени, в которые объект контроля „не годен“:

$$\mu_{\tilde{E}_{\Gamma_m}}(e_{\Gamma}) = \sup_{\tau_H \geq 0} \left\{ \mu_{\tilde{F}}(\tau_H) \int_0^{\infty} \delta_{\tau_H}(t+a) da = e_{\Gamma_m} \right\}.$$

Следующая задача — представить вероятностные характеристики элемента в виде нечетких показателей вероятностей произвольных событий. Пусть теперь время до отказа является неотрицательной случайной переменной  $t_0$  с плотностью распределения вероятности  $g(t) = P\{t_0=t\}$ . Тогда вероятность исправной работы определяется как

$$p(z_+) = \int_0^{\infty} g(t+a) da.$$

Введем фиктивный нечеткий показатель вероятности исправной работы  $p(z_+)$  как нечеткое число с функцией принадлежности

$$\mu_{\tilde{Z}_{+n}}(z_+) = \begin{cases} 1, & \text{если } z_+ = p(z_{+n}), \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

Для нечеткого показателя вероятности результатов контроля „объект годен“ формула примет вид

$$\mu_{\tilde{E}_{\Gamma_n}}(e_{\Gamma}) = \begin{cases} 1, & \text{если } e_{\Gamma} = p(e_{\Gamma_n}), \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

Рассмотренный прием позволяет записать общую формулу для вычисления достоверности контроля при унифицированном нечетком представлении величин:

$$\tilde{d}_{\Gamma} = \mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle) = \min_{i=1, \dots, n, n+1, \dots, m} (\mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle), \dots, \mu_R(\langle z_{+n}, e_{\Gamma_n} \rangle), \mu_R(\langle z_{+n+1}, e_{\Gamma_{n+1}} \rangle), \dots, \mu_R(\langle z_{+m}, e_{\Gamma_m} \rangle)).$$

**Пример.** Найти нечеткие показатели исправной и неисправной работы за время  $t=6$  ч элемента, время до отказа которого описывается функцией распределения возможностей  $f(t) = \exp(-(t-D)^2/H)$  и функцией плотности распределения вероятности  $g(t) = C \exp(-t/D)$  с параметрами распределения  $C=0,1$ ,  $D=10$ ,  $H=25$ .

*Решение.* Используя полученные соотношения, можно записать  $\mu_{\tilde{F}}(t) = f(t)$ , тогда

$$\mu_{\tilde{Z}_{+}}(z_+) = \sup_{\tau_- \leq 6} \mu_{\tilde{F}}(x_-) = 0,527; \quad \mu_{\tilde{Z}_{-}}(z_-) = \sup_{\tau_- > 6} \mu_{\tilde{F}}(x_-) = 1.$$

При вероятностном описании объекта получим  $p(z_+) = \exp(-t/10)$ , тогда  $p(z_+) = 0,548$  и

$$\mu_{\tilde{Z}_{+}}(z_+) = \begin{cases} 1, & \text{если } z_+ = 0,548, \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

**Заключение.** Предложена система нечетких показателей достоверности контроля сложных систем, которая позволяет определять достоверность в условиях неопределенности ситуации из-за отсутствия исчерпывающих данных о техническом состоянии аппаратных средств. Разработанная модель процесса оценивания достоверности учитывает различные источники получения информации о составных блоках ОК. Предложен способ комбинирования

вероятностных и нечетких оценок достоверности контроля при разнородной исходной информации, обеспечивающий получение объективных оценок при вероятностно-нечетком описании объекта контроля.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Уткин Л. В. Методы и модели анализа надежности и безопасности информационных систем при неполной информации. Дис. д-ра техн. наук. СПб: СПбГЛА, 2001. 300 с.
2. Евланов Л. Г. Контроль динамических систем. М.: Наука, 1979. 432 с.
3. Кудрявцев В. В., Белозеров В. А. Достоверность диагностирования технического состояния сложных систем // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40, № 8. С. 38—48.
4. Леоненков А. В. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH. СПб: БХВ-Петербург, 2003. 736 с.
5. Борисов В. В., Круглов В. В., Федулов А. С. Нечеткие модели и сети. М.: Горячая линия-Телеком, 2007. 284 с.

#### *Сведения об авторах*

- Анатолий Михайлович Барановский** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: bamvka@mail.ru
- Вячеслав Алексеевич Белозеров** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: belozerov@inbox.ru
- Дмитрий Иванович Опрышко** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: dmopry@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

А. В. АВЕРЬЯНОВ

## ОЦЕНИВАНИЕ НАДЕЖНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОДГОТОВКОЙ И ПРОВЕДЕНИЕМ ПУСКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Представлены сравнительные оценки надежности функционирования различных многоканальных автоматизированных систем управления (АСУ), используемых в процессе подготовки и проведения пусков ракет-носителей. Даны рекомендации по выбору рациональной структуры АСУ и определению пределов избыточности аппаратных и программных средств. Полученные результаты могут быть использованы на этапе проектирования сложных информационных управляющих систем.

*Ключевые слова:* автоматизированная управляющая система, информационные управляющие системы, надежность, резерв.

Широкое применение автоматизированных систем управления технологическими процессами (АСУ ТП) поставило в качестве первоочередной проблему обеспечения надежности функционирования этих систем. Среди разнообразных мероприятий по повышению надежности таких систем на этапе проектирования можно выделить группу структурных (схемных) методов, объединяющих мероприятия по повышению надежности объектов путем совершенствования принципов их построения. При этом необходимо значительно усложнять их структуру, вводя избыточные аппаратные и программные средства и все более сложные схемные решения. Для успешного применения структурных методов повышения надежности АСУ ТП необходимо решать задачу выбора рациональной структуры аппаратной части АСУ ТП и определения пределов избыточности аппаратных и программных средств.

Одним из основных методов повышения надежности объектов является резервирование, при котором применяют дополнительные средства и возможности для сохранения работоспособного состояния объекта в случае отказа одного или нескольких элементов [1]. Ниже будет рассмотрен способ структурного резервирования, предусматривающий использование избыточных блоков, узлов в структуре АСУ ТП. При этом перестройки структуры системы не происходит, а резервные элементы участвуют в функционировании системы наравне с основными.

Автоматизированные системы выполняют весьма ответственные задачи по управлению технологическими процессами, т.е. подготовкой и проведением пуска ракеты и космического аппарата (КА). В этом случае к самой АСУ предъявляются высокие требования по надежности [2]. Проведем сравнительное оценивание надежности вариантов одноканальной, двухканальной и трехканальной реализации АСУ ТП, используемой при подготовке и проведении пуска ракеты-носителя (РН).

В качестве показателя надежности будем использовать такой показатель, как вероятность безотказной работы (ВБР) в течение заданного времени.

Состав АСУ ТП следующий:

- процессорный модуль;
- пульт оператора (ПО);
- два устройства гарантированного питания (УГП) ЭВМ;
- два устройства ввода—вывода (УВВ);
- два шкафа кроссовых (ШК);
- комплект кабелей (КК).

Вероятность безотказной работы АСУ ТП за время рабочего цикла  $t_p = 168$  ч определена не менее 0,995, а за время подготовки и пуска —  $t_{п} = 1,5$  ч — не менее 0,999. Указанные уровни надежности должны обеспечиваться при значениях ВБР составляющих АСУ модулей, представленных в табл. 1.

В таблице отсутствуют данные по процессорному модулю, будем считать, что его ВБР в течение установленных временных интервалов равна единице.

Таблица 1

Модуль	ВБР	
	$t_p$	$t_{п}$
ПО	0,9998	0,999 998
УГП	0,999 95	0,999 9996
УВВ	0,998	0,999 99
ШК	0,999 996	1
КК	0,999 55	0,999 97

Используя представленную информацию, проверим возможность обеспечения указанных значений ВБР АСУ ТП и сравним надежность различных вариантов ее реализации. При составлении структурной схемы надежности (ССН) АСУ ТП считаем, что все устройства и модули включены последовательно. ССН для одноканальной, двухканальной и трехканальной АСУ ТП представлены на рис. 1, 2 и 3 соответственно.



Рис. 1

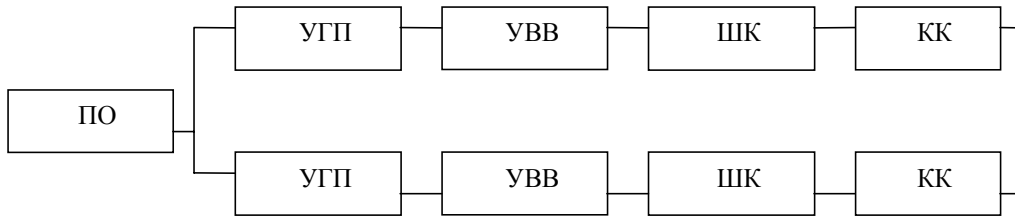


Рис. 2

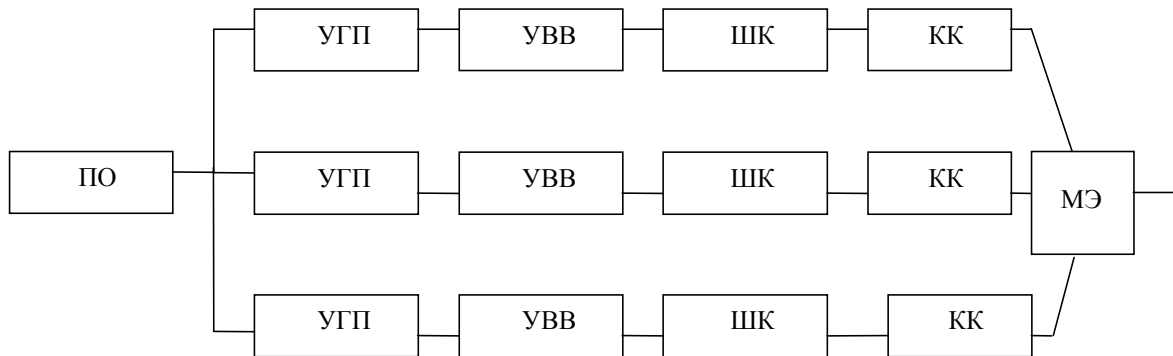


Рис. 3

ВБР одноканальной ( $P_1$ ) АСУ ТП рассчитывается по формуле

$$P_1 = P_{ПО} P^2_{УГП} P^2_{УВВ} P^2_{ШК} P_{КК} = P_{ПО} P, \tag{1}$$

где  $P = P^2_{УГП} P^2_{УВВ} P^2_{ШК} P_{КК}$ .

Значения ВБР отдельных устройств и модулей, находящиеся в правой части выражения (1), представлены в табл. 1. В соответствии с формулой (1) имеем для  $t_p = 168$  ч —  $P_1 \approx 0,995 25$ , а для  $t_{п} = 1,5$  ч —  $\approx 0,999 947$ .

ВБР двухканальной ( $P_2$ ) АСУ ТП рассчитывается по формуле

$$P_2 = P_{ПО} [1 - (1 - P)^2]. \tag{2}$$

Для  $t_p$  имеем  $P_2 \approx 0,999\ 78$ , а для  $t_n$  —  $\approx 0,999\ 998$ .

В трехканальной АСУ ТП сигналы с выходов отдельных каналов поступают на мажоритарный элемент (МЭ) (рис. 3), который является по своей сути избирательной схемой, на выходе которой при совпадении сигналов от двух из трех резервных каналов появляется сигнал. Выход из строя одного из трех каналов приводит к искажению выходного сигнала. Использование мажоритарного способа резервирования позволяет достаточно просто обнаружить неисправный канал.

ВБР трехканальной ( $P_3$ ) АСУ ТП рассчитывается по формуле

$$P_3 = P_{\text{ПО}} P_{\text{МЭ}} P^2 (3 - 2P), \quad (3)$$

Надежность трехканальной АСУ при одном отказавшем канале снижается до  $P_{\text{ПО}} P^2$ . В АСУ процессом подготовки и пуска РН постоянно требуется поддерживать высокую надежность управления технологическим процессом, поэтому при отказе одного из каналов желательно повышать надежность системы в период восстановления до значения  $P_1$ , а после восстановления отказавшего канала — до первоначальной величины [3].

Предположим, что ВБР мажоритарного элемента равна единице, тогда для  $t_p = 168$  ч имеем  $P_3 \approx 0,999\ 74$ , а для  $t_n = 1,5$  ч —  $\approx 0,999\ 998$ .

Полученные значения ВБР позволяют провести сравнительное оценивание показателей безотказности при различных реализациях АСУ ТП. Выигрыш в надежности будем определять как отношения

$$B_2 = P_2/P_1, \quad B_3 = P_3/P_1 \quad (4)$$

для  $t_p$  и  $t_n$  соответственно.

Значения отношений  $B_2$  и  $B_3$  представлены в табл. 2.

Таблица 2

Время, ч	Выигрыш	
	$B_2$	$B_3$
168	1,004 55	1,004 51
1,5	1,000 05	1,000 05

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

1. Заданные состав, структура АСУ ТП, показатели безотказности отдельных устройств и модулей обеспечивают достижение требуемых значений ВБР за установленное время рабочего цикла и время подготовки и пуска РН даже при одноканальном управлении технологическим процессом.

2. Выигрыш в надежности двухканальной и трехканальной АСУ ТП практически одинаков, что обуславливает нецелесообразность чрезмерной аппаратной избыточности в структуре АСУ, т.е. использование третьего канала управления нецелесообразно.

3. Многоканальная реализация АСУ ТП функционирует более эффективно в смысле надежности в течение длительных интервалов времени.

Представленные выводы могут быть использованы на этапе проектирования сложных информационных управляющих систем при выборе рациональной структуры аппаратной части, определении разумных пределов избыточности аппаратных и программных средств.

Следует отметить, что недостатком рассмотренной трехканальной АСУ (рис. 3) являются высокие требования, предъявляемые к надежности мажоритарного элемента. Напомним, что ВБР мажоритарного элемента равнялась единице. Эти требования можно значительно снизить, если в систему включить три мажоритарных элемента так, как показано на рис. 4.

В этом случае ВБР системы можно определить из следующего выражения:

$$P_{3МЭ} = P_{ПО}(3P^2 - 2P^3)[1 - (1 - P_{МЭ})^3]. \quad (5)$$

Пусть  $P_{МЭ}(t_{п}) = 0,9999$ ,  $P_{МЭ}(t_{р}) = 0,999$ , тогда для  $t = 168$  ч имеем  $P_3 \approx 0,998\ 74$ ,  $P_{3МЭ} \approx 0,999\ 74$ , а для  $t_{п} — P_3 \approx 0,999\ 898$ ,  $P_{3МЭ} \approx 0,999\ 998$ .

Выигрыш в надежности системы, представленной на рис. 4, по сравнению с одноканальной системой (рис. 1) рассчитывается по формуле

$$B_{3МЭ} = P_{3МЭ}/P. \quad (6)$$

Значения выигрышей  $B_2$ ,  $B_3$ ,  $B_{3МЭ}$ , рассчитанных по формулам (4)—(6), для  $P_{МЭ}(t_{п}) = 0,9999$  и для  $P_{МЭ}(t_{р}) = 0,999$  представлены в табл. 3.

Таблица 3

Время, ч	Выигрыш		
	$B_2$	$B_3$	$B_{3МЭ}$
168	1,004 55	1,0034	1,004 51
1,5	1,000 05	0,999 95	1,000 05

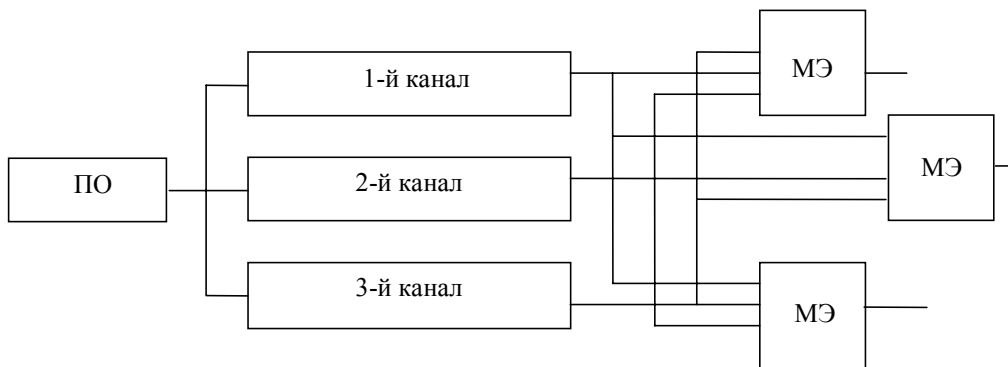


Рис. 4

Из полученных результатов следует, что трехканальная АСУ ТП с единственным мажоритарным элементом, имеющим ВБР меньше единицы, менее надежна, чем двухканальная АСУ, а на малых интервалах времени функционирования уступает в надежности даже одноканальной системе. Использование в структуре трех мажоритарных элементов позволяет достичь уровня надежности двухканальной АСУ, что подтверждает нецелесообразность чрезмерной многоканальной реализации АСУ ТП [4].

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дружинин Г. В. Надежность автоматизированных производственных систем. М.: Энергоатомиздат, 1986. 480 с.
2. Автоматизированные системы управления подготовкой и пуском ракет космического назначения / В. И. Полянский, А. В. Аверьянов, А. И. Данилов и др. СПб: ВИКА им. А. Ф. Можайского, 1997. 332 с.
3. Пакулов Н. И., Уханов В. Ф., Чернышов П. Н. Мажоритарный принцип построения надежных узлов и устройств ЦВМ. М.: Сов. радио, 1974. 184 с.
4. Проблемные вопросы проектирования и эксплуатации бортовых и наземных систем управления объектов ракетно-космической техники РВСН. Мат. НТК СПб: МО РФ, 1999. 78 с.

#### Сведения об авторе

**Алексей Васильевич Аверьянов** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: Aver957@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

---

---

# БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

---

---

УДК 629.7

Д. Л. КАРГУ, Г. В. КРЕМЕЗ, Е. П. МИНАКОВ, П. В. НИКОЛАЕВ, С. А. ФЕДОРОВ

## МАЛОГАБАРИТНЫЙ БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Представлен бортовой комплекс управления низкоорбитального малого космического аппарата (МКА) дистанционного зондирования Земли. Комплекс предназначен для приема, дешифрации и реализации рабочих программ и разовых команд управления, сбора и передачи телеметрической информации, управления функционированием бортовой аппаратуры, определения параметров ориентации и управления движением МКА.

*Ключевые слова:* бортовой комплекс управления, малый космический аппарат, интеграция, команды, телеметрическая информация.

В период с 2004 по 2008 г. в Центральном научно-исследовательском и опытно-конструкторском институте робототехники и технической кибернетики (ЦНИИ РТК) проводился комплекс работ по созданию многофункционального бортового комплекса управления (БКУ) для применения в низкоорбитальных малых космических аппаратах (МКА) дистанционного зондирования Земли. Были разработаны технические предложения по созданию БКУ, изготовлены соответствующие технологический и экспериментальный образцы и проведены их испытания.

Предлагаемый БКУ объединяет функции приема, дешифрации и реализации рабочих программ и разовых команд управления от наземного комплекса управления (НКУ), сбора и передачи телеметрической информации и информации оперативного контроля в НКУ, управления функционированием бортовой аппаратуры, определения параметров ориентации МКА, положения и скорости движения его центра масс и управления движением.

К основным результатам работы над БКУ можно отнести:

1) обоснование целесообразности использования для построения бортовой вычислительной системы (БВС) БКУ малых космических аппаратов ПЛИС-технологий и систем на кристалле, что обеспечило степень интеграции выше нескольких миллионов вентилей в микросхеме, быстроедействие более 200 миллионов операций в секунду, среднее потребление электроэнергии на уровне 1—5 Вт;

2) использование встроенных антенн и приемников сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS и трехкомпонентных датчиков угловых скоростей на основе волоконно-оптических гироскопов, что позволило повысить основные точностные характеристики в 2—3 раза;



3) обеспечение обмена информацией со скоростью до 115 Кбит/с, а также увеличение дальности радиосвязи путем применения внешних малошумящих усилителей (МШУ) и усилителей мощности (УМ), согласованных с направленными антеннами.

В ходе выполнения работы был изготовлен образец БВС, предназначенный для комплексного решения задач бортовой аппаратуры информационно-управляющей радиосистемы, информационно-телеметрической системы, управления функционированием бортового целевого оборудования, управления движением и навигации, управления электропитанием и температурными режимами МКА, исследованы отдельные режимы работы БВС, а также вопросы комплексирования. Бортовая вычислительная система БКУ МКА спроектирована как много-процессорная модульная, агрегируемая, наращиваемая система, составные части которой взаимодействуют на основе реконфигурируемой коммутации информационных потоков, что обеспечивает возможность адаптации ее базовой структуры к требованиям потребителей и существенно повышает надежность [см. лит.].

На рис. 1 приведен внешний вид платы трехпроцессорного технологического образца БВС БКУ МКА.

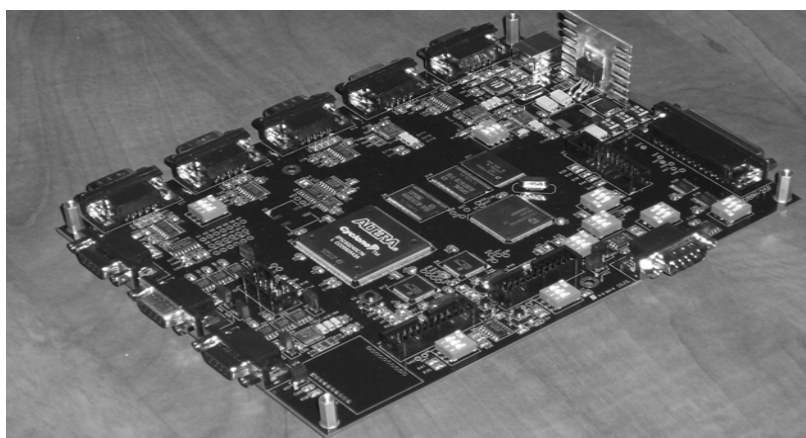


Рис. 1

В состав системы ориентации и стабилизации (СОС) БКУ входят магнитометры (ММ), солнечные датчики (СД), звездные датчики (ЗД), датчики Земли (ДЗ), управляющие двигатели-маховики (УДМ), электромагнитные устройства (ЭМУ), блоки управления СОС (БУ СОС) и комплект кабелей.

Основными техническими характеристиками СОС являются:

- погрешность определения углов ориентации — не более 6’;
- погрешность определения угловой скорости — не более  $10^{-3}$  град/с;
- время успокоения микроспутника после отделения — не более 20 мин;
- погрешность угловой стабилизации на периоде работы целевой аппаратуры по углу — не более 15’, по угловой скорости — не более  $3 \cdot 10^{-3}$  град/с.

Сводка количественных и массоэнергетических характеристик приборов СОС приведена в таблице.

Приборы	Количество, шт.	Суммарная масса, кг	Суммарное энергопотребление, Вт
ММ	4	0,94	0,2
СД	2	0,20	0,4
ЭМУ	4	1,40	3,5
УДМ	5	2,50	0,2
ЗД	3	0,75	0,4
ДЗ	2	0,72	10,5
БУ СОС	2	1,02	2,2
Комплект кабелей	1	2,70	—
СОС в целом	1	10,23	17,4

Предлагаемая радиотехническая система (РТС) БКУ предназначена для выдачи и квитирования рабочих программ и разовых команд в условиях различной сигнально-помеховой обстановки.

Основные характеристики РТС БКУ:

- диапазон частот — 2400 МГц (*S*-диапазон);
- мощность передатчика 1—4 Вт;
- коэффициент шума приемника — 4 дБ;
- дальность действия — до 700 км;
- вес — 5—7 кг;
- потребляемая мощность — 10—15 Вт;
- ресурс — до 10 лет;
- скорость передачи информации — 9,6—57,6 Кбит/с.

В РТС БКУ используются методы расширения спектра, возможность функционирования в условиях узкополосных помех и защита от несанкционированного доступа и случайного подавления. В целях уменьшения массогабаритных характеристик МКА частотные диапазоны канала управления и полезной нагрузки (целевая информация) совмещены. Для этого канал управления построен на основе модульных трансиверов компании MaxStream, конструктивно он интегрирован в плату БВС.

В ходе работ было проведено макетирование наземной части комплекса управления. Принятый при конструктивном исполнении формат РС-104 представляет собой набор плат размером 90,2×96,2 мм, соединенных посредством интерфейсных разъемов в единый комплект, что позволило осуществить сборку устройств различной функциональной принадлежности. Аппаратура связана по стандартному интерфейсу с персональным компьютером. Технологический стенд в составе приемопередающего устройства и компьютерного терминала приведен на рис. 2.



Рис. 2

Блок навигации и ориентации (БНО) БКУ предназначен для выработки по сигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS следующих параметров:

- трех координат и трех проекций скорости центра масс МКА с заданными требованиями по точности;
- трех углов текущей пространственной ориентации МКА и трех составляющих угловой скорости его вращения;
- меток времени и оцифровки бортовой шкалы времени.

Минимальный состав БНО включает: три активные приемные антенны, разнесенные конструктивно, три конструктивно объединенных навигационных приемника сигналов и микропроцессор, набор соединительных кабелей, оборудование для проведения настройки и испытаний изделия. В БНО реализован принцип прецизионного определения углов пространственной ориентации одной базовой линии, проходящей через центры приемных антенн. При использовании информации от двух непараллельных базовых линий, образованных не менее чем тремя антеннами на корпусе МКА, появляется возможность определять углы ориентации МКА. БНО сопряжен с БВС по одному каналу с интерфейсом RS-232 и выдает в нее с периодичностью обновления данных 10 Гц все указанные выше параметры.

Испытания экспериментальных образцов БНО подтвердили возможность достижения погрешности определения:

- текущих координат МКА — не более 30 м;
- составляющих вектора скорости — не более 5 см/с;
- углов ориентации МКА — не более 6';
- угловой скорости — не более 0,001 град/с.

Полученные данные согласуются с информацией о точности лучших зарубежных образцов измерителей по данным GPS пространственной ориентации объектов производства американской фирмы Trimble.

В результате проведенных теоретических и экспериментальных исследований обоснован подход к построению бортового комплекса управления, который может стать основой создания БКУ МКА дистанционного зондирования Земли в малогабаритном исполнении (масса БКУ  $\leq 5$  кг) и сроком активного существования не менее 10 лет.

#### ЛИТЕРАТУРА

Захаров И. В., Кремез Г. В., Фатеев В. Ф., Швецов А. С., Шпак А. В. Многопроцессорная перестраиваемая бортовая вычислительная система малого космического аппарата // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т.50, № 6. С. 49—52.

#### *Сведения об авторах*

- |                                   |   |
|-----------------------------------|---|
| <b>Дмитрий Леонидович Каргу</b>   | — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра систем космической связи, Санкт-Петербург;<br>E-mail: dmitrii_kargu@mail.ru     |
| <b>Георгий Вальтерович Кремез</b> | — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург;<br>E-mail: gvkremez@mail.ru |
| <b>Евгений Петрович Минаков</b>   | — д-р техн. наук, профессор; ЦНИИ робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: minakov@rtc.ru  |
| <b>Петр Валентинович Николаев</b> | — ЦНИИ робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; ведущий конструктор; E-mail: pn1212@mail.ru  |
| <b>Сергей Алексеевич Федоров</b>  | — канд. техн. наук, доцент; ЦНИИ робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: fedorov@rtc.ru   |

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

А. Г. БАСЫРОВ, В. А. ГОНЧАРЕНКО, В. С. ЗАБУЗОВ, Г. В. КРЕМЕЗ, К. А. ЭСАУЛОВ

## ПОВЫШЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Исследованы результаты натурных экспериментов, проведенных на космических аппаратах „Можаец-3“ и „Можаец-4“. Обосновывается целесообразность многомодульного подхода к построению бортовых вычислительных систем с адаптивной организацией обслуживания. Рассматриваются возможности обеспечения заданной производительности в условиях воздействия дестабилизирующих факторов.

*Ключевые слова:* бортовые вычислительные системы, многомодульность, адаптивность, производительность, натурные эксперименты, алгоритм планирования.

**Введение.** Одной из проблем организации управления малыми космическими аппаратами (МКА) является обеспечение устойчивого функционирования бортовых вычислительных систем (БВС) МКА в течение длительного времени (7—10 лет). Существующие подходы к решению данной проблемы основаны на выборе элементной базы с высокими показателями надежности и стойкости к воздействию внешних факторов, а также на применении архитектурных решений, связанных с различными видами резервирования (структурного, временного, информационного и т.д.). При этом важнейшим этапом в разработке, реализации и оценивании эффективности использования технических решений являются моделирование и натурные эксперименты.

Проводимые на близких к круговым орбитах высотой около 700 км эксперименты на борту МКА серии „Можаец“ по исследованию работоспособности электронных компонентов в условиях воздействия неблагоприятных факторов космического пространства (в том числе космической радиации) направлены на разработку предложений по увеличению технического ресурса бортовых систем космических аппаратов. Испытываются интегральные микросхемы генераторов тактовых импульсов и статического оперативного запоминающего устройства 537РУ16 [1, 2]. Тестирование микросхем проводится на основе сравнения с эталонными значениями амплитуды сигнала с выходов генераторов тактовых импульсов и считанных кодов из ячеек модулей памяти. Определение фактов отказов и их статистическая обработка для КА „Можаец-3“ проводились по результатам телеметрии наземными средствами, для „Можаец-4“ — бортовым микропроцессором. Элементы установлены в негерметичных алюминиевых корпусах различной толщины на поверхности МКА. Полученные экспериментальные данные показали, что БВС МКА должна быть защищена алюминиевым корпусом толщиной не менее 1 мм. Парирование отказов модулей оперативной памяти должно обеспечиваться путем различных видов резервирования, причем избыточность должна составлять не менее 60 % аппаратных и/или временных затрат на реализацию нерезервированного варианта.

Применение архитектурных подходов способствует повышению устойчивости функционирования БВС. Хотя избыточность оборудования при реализации данных подходов затрудняет удовлетворение массогабаритным требованиям к МКА, тем не менее существует перспектива миниатюризации бортовой цифровой техники. В результате можно получить более гибкие решения, позволяющие существенно повысить производительность, надежность, живучесть, и как следствие — эффективность функционирования МКА в целом.

**Методика многомодульного построения БВС.** Одним из архитектурных подходов является многомодульное построение БВС с адаптивной организацией обслуживания вычислительной нагрузки в соответствии со складывающейся ситуацией. В результате использования адаптивных многомодульных БВС

- повышается отказоустойчивость за счет дублирования вычислений;
- обеспечивается перераспределение нагрузки;
- обеспечиваются высокопроизводительные параллельные вычисления.

Характеристики адаптивной БВС (в частности, кратность резервирования) выбираются исходя из описанных выше результатов космических экспериментов.

Рассмотрим модель многомодульной БВС, в которой распределение задач между вычислительными модулями (ВМ) осуществляется аппаратным или программным диспетчером (коммутационным процессором). Каждый модуль имеет необходимые средства для организации очереди заданий.

Адаптивные алгоритмы диспетчеризации, в отличие от детерминированных и стохастических, обладают рядом преимуществ [3], но требуют дополнительной оперативной информации. Диспетчер распределяет очередное поступившее задание исходя из динамически изменяющейся информации, например, сведений о длине очередей к модулям, о соотношении производительности модулей и их исправности. В случае сбоя или отказа производительность модуля может считаться равной нулю.

Пусть модель массового обслуживания с диспетчеризацией состоит из  $n$  узлов обслуживания, диспетчера заданий и  $n$  входящих потоков к диспетчеру. Назовем данную модель системой с присоединением к кратчайшей очереди и переходами между очередями.

Диспетчер включает анализаторы очередей и коммутаторы. Информация о соотношении длины очередей  $\Delta L$  используется для распределения очередного задания. Суммарный входной поток заданий с интенсивностью  $\lambda$  будет распределяться таким образом, чтобы наилучшим образом загрузить все модули, так как любое задание, поступившее в систему, будет присоединяться к наиболее короткой очереди. Если кратчайших очередей несколько, поступающее задание направляется в модуль с большей интенсивностью обслуживания  $\mu$ , при равенстве или неизвестном соотношении значений интенсивности — в модуль с соответствующим номером. Для уменьшения разницы длины очередей, возникающей в процессе ожидания обслуживания из-за случайного характера процесса обслуживания, используется механизм перехода заданий между очередями. В этом случае последнее задание из наиболее длинной очереди переходит в кратчайшую очередь при разности очередей больше некоторого порога чувствительности. В простейшем случае переход осуществляется при  $|\Delta L| > 1$ .

Структурная схема, алгоритм функционирования и основные вероятностно-временные характеристики данной системы описаны в [4].

Для двухмодульной БВС вероятность незанятого состояния БВС составляет

$$P_0 = \left[ 1 + \frac{1 - \rho^{2K}}{1 - \rho} \frac{\rho(\rho + r + s - 2rs)}{(1 + 2\rho)(s - s^2)} \right]^{-1},$$

где  $K$  — емкость буферов очереди ВМ,  $\rho = \lambda/\mu$  — коэффициент загрузки БВС,  $\lambda = \lambda_1 + \lambda_2$ ,  $\mu = \mu_1 + \mu_2$ ,  $r = \lambda_1/\lambda$ ,  $s = \mu_1/\mu$ .

Среднее время решения задачи  $\bar{T}$  в рассматриваемой системе соответствует

$$\bar{T} = P_0 \frac{\rho + r - 2rs + s}{\mu(1 + 2\rho)(s + s^2)} \left[ \frac{1 - \rho^{2K}}{(1 - \rho)^2} - \frac{2K\rho^{2K}}{1 - \rho} \right].$$

**Методика выбора алгоритма планирования.** Одним из перспективных путей достижения высокой производительности БВС является внедрение в процесс ее функционирования методов параллельной обработки информации. Одной из проблем, с которыми приходится

сталкиваться при организации параллельных вычислений, является сложность планирования параллельного функционирования модулей БВС. Решать эту проблему можно с помощью эвристических алгоритмов планирования, дающих близкий к оптимальному результат за приемлемое время. Выбрать требуемый алгоритм можно на основании результатов имитационного моделирования.

Вместе с тем в зависимости от ограничений на время планирования можно применить не один, а несколько эвристических алгоритмов и, реализовав каждый из них, выбрать наилучший план параллельных вычислений. Такой подход позволяет повысить вероятность достижения требуемой производительности в условиях ограничений на время планирования.

Для оперативного выбора требуемых алгоритмов необходима заранее рассчитанная функция  $F(t) = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ , определяющая в зависимости от времени  $t$ , отведенного на получение плана, вектор  $(x_1, x_2, \dots, x_m)$  применяемых алгоритмов, где  $x_i = 1$ , если алгоритм  $i$  используется в комбинации алгоритмов, и  $x_i = 0$  — в противном случае,  $m$  — общее число рассматриваемых алгоритмов.

Основой для расчета данной функции являются, во-первых, результаты статистических испытаний моделей применяемых алгоритмов в виде зависимости  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , определяющей частоту выборки лучшего результата комбинацией алгоритмов  $(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , где  $y_i = 1$ , если результат применения алгоритма  $i$  совпал с наилучшим, и  $y_i = 0$  — в противном случае, и, во-вторых, время  $t_i$ , затрачиваемое на реализацию  $i$ -го алгоритма.

Так как вероятность того, что хотя бы один из алгоритмов комбинации  $(x_1, x_2, \dots, x_m)$  обеспечит наибольшую производительность, составляет

$$P(x_1, x_2, \dots, x_m) = \sum_{j=1}^k \left( G(y_{1j}, y_{2j}, \dots, y_{mj}) \bigcup_{i=1}^m y_{ij} x_i \right), \quad (1)$$

где  $k$  — размер области значений функции  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , а временные затраты на синтез расписания составляют

$$T(x_1, x_2, \dots, x_m) = \sum_{i=1}^m x_i t_i, \quad (2)$$

то искомая функция  $F(t)$  может быть записана в виде

$$F(t) = \begin{cases} \arg \max \left\{ \sum_{j=1}^k \left( G(y_{1j}, y_{2j}, \dots, y_{mj}) \bigcup_{i=1}^m y_{ij} x_i \right) \right\}; \\ \sum_{i=1}^m x_i t_i \leq t. \end{cases} \quad (3)$$

Данная функция рассчитывается до начала оперативного планирования параллельных вычислений. В режиме реального времени на ее вход поступает значение временного интервала  $T_3$ , в течение которого необходимо получить результат, на выходе получается значение вектора  $F(T_3) = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ , определяющего комбинацию алгоритмов, которые следует использовать для получения плана, с наибольшей вероятностью являющегося наилучшим из результатов планирования всеми рассматриваемыми алгоритмами. При этом суммарное время реализации найденной комбинации алгоритмов не будет превышать требуемого.

Рассмотрим работу данной методики на примере.

**Пример.** Известны четыре эвристических алгоритма планирования параллельных вычислений, условно называемые  $A$ ,  $B$ ,  $C$  и  $D$ . Известно также множество временных затрат

(в секундах), каждого алгоритма на синтез расписания параллельных вычислений:  $\{10, 8, 5, 2\}$ . Требуется синтезировать расписание параллельных вычислений за время  $T_3 \leq 15$  с. Пусть в результате статистических испытаний получена представленная в табл. 1 функция  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , определяющая ненулевые значения частоты выборки различных комбинаций алгоритмов.

Таблица 1

Значения  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ 

№ комбинации	Алгоритм				Частота выборки
	A	B	C	D	
1	1	1	0	0	0,15
2	1	0	1	0	0,15
3	1	0	0	0	0,13
4	0	0	0	1	0,04
5	1	1	0	1	0,08
6	0	0	1	0	0,05
7	0	0	1	1	0,05
8	1	1	1	0	0,12
9	0	1	1	0	0,18
10	0	1	1	1	0,05

Из соотношения (1) определим статистическую вероятность  $P$  получения наилучшего расписания с использованием каждой комбинации алгоритмов, а из соотношения (2) — суммарные временные затраты  $T$  на планирование. Эти значения представлены в табл. 2.

Из приведенных данных видно, что наибольшая вероятность (0,96) синтеза наилучшего расписания за время (15 с), не превосходящее  $T_3$ , достигается комбинацией алгоритмов A и C.

Таблица 2

Значения  $P(x_1, x_2, \dots, x_m)$  и  $T$ 

Комбинация $(x_1, x_2, \dots, x_m)$	$P(x_1, x_2, \dots, x_m)$	$T, c$
A	0,63	10
B	0,58	8
C	0,6	5
D	0,22	2
A, B	0,86	18
<b>A, C</b>	<b>0,96</b>	<b>15</b>
A, D	0,77	12
B, C	0,83	13
B, D	0,67	10
C, D	0,72	7
A, B, C	0,96	23
A, B, D	0,95	20
A, C, D	1	17
B, C, D	0,87	15
A, B, C, D	1	25

Практика использования данной методики для решения задач планирования параллельных вычислений в режиме реального времени позволила повысить вероятность синтеза оптимальных расписаний параллельных вычислительных процессов на 25—30 %.

**Заключение.** Испытания элементной базы радиоэлектронной аппаратуры с использованием МКА „Можаяец-3“ и „Можаяец-4“ показали возможность длительной работы типовых электронных компонентов на борту МКА в негерметизированных приборных отсеках. Полученные экспериментальные оценки необходимой избыточности учитываются в предложен-

ных методиках диспетчеризации задач в адаптивных многомодульных вычислительных системах и методике параллельной обработки информации БВС. Данные методики позволяют, как следует из приведенных выше математических соотношений, повысить устойчивость функционирования бортовых вычислительных систем.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Фатеев В. Ф., Кремез Г. В., Фролков Е. В.* Исследование работоспособности электронных компонентов бортовой аппаратуры космических аппаратов посредством экспериментальных комплексов „Призма-1“ и „Призма-2“ // Изв. вузов. Приборостроение. 2005. Т. 48, № 6. С. 78—81.
2. *Захаров И. В., Иваненко А. Ю., Кремез Г. В., Фролков Е. В., Шпак А. В.* Повышение функциональной устойчивости бортовых вычислительных систем малых космических // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 65—67.
3. *Донианц В. Н., Удалова Т. В.* Перераспределение вычислительной нагрузки в локальных сетях ЭВМ // Управление процессами и ресурсами в распределенных системах. М.: Наука, 1989. С. 57—64.
4. *Гончаренко В. А.* Модели адаптивного перераспределения нагрузки в кластерных вычислительных системах // Изв. вузов. Приборостроение. 1993. Т. 41, № 7. С. 34—39.

#### Сведения об авторах

<i>Александр Геннадьевич Басыров</i>	—	канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: alexanderbas@mail.ru
<i>Владимир Анатольевич Гончаренко</i>	—	канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: vlango@mail.ru
<i>Вячеслав Сергеевич Забузов</i>	—	адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: teskatlitpoka@yandex.ru
<i>Георгий Вальтерович Кремез</i>	—	канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: gvkremez@mail.ru
<i>Константин Андреевич Эсаулов</i>	—	адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: home5263@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.



А. В. АВЕРЬЯНОВ

## АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД РАСЧЕТА ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, СВЯЗАННОГО С БАЗОВЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Представлен аналитический метод расчета бокового относительного движения малого космического аппарата (МКА), связанного тросом с базовым космическим аппаратом. Натянутый трос с МКА на конце ориентирован перпендикулярно орбитальной плоскости движения центра масс связанных объектов. Относительное движение МКА исследуется в подвижной орбитальной системе координат. Рассматриваются перспективы применения МКА в околоземном пространстве.

**Ключевые слова:** космические тросовые системы, относительное движение малого космического аппарата, динамика космических связанных систем.

Применение малых космических аппаратов (МКА) на современном этапе развития ракетно-космической техники обусловлено относительно низкой стоимостью их вывода на орбиту, а также эффективностью использования в таких областях, как дистанционное зондирование Земли, телекоммуникация, исследования околоземного и межпланетного пространства.

Дальнейшим шагом в применении МКА может являться использование их в составе орбитальной системы, состоящей из базового КА и запускаемого с его борта мини- или микро-спутника (далее — МКА), соединенного с базовым КА гибкой связью (тросом). Применение такого МКА расширяет функциональные возможности бортовой служебной и измерительной аппаратуры как МКА, так и базового КА, что позволит в конечном итоге более эффективно решать целый ряд научных и народно-хозяйственных задач.

Перспективными способами применения МКА, присоединенного к базовому КА тросом, ориентированным перпендикулярно плоскости орбиты, являются:

- передача электроэнергии на объекты, удаленные от орбитальных энергетических установок;
- использование длинного троса в качестве антенны при радиоастрономических исследованиях, а также для связи на низких частотах с наземными потребителями;
- удаление приборов за пределы действия возмущающих факторов базового КА;
- захват космических объектов без маневрирования многоразовых транспортных КА;
- автономное решение навигационной задачи КА в течение всего времени его функционирования на околоземной орбите путем использования связанного с ним МКА в качестве навигационного зонда;
- использование значительной измерительной базы между КА и МКА, равной длине связывающего их троса (до десятков километров), для проведения высокоточных измерений положения космических объектов, а также ориентиров, находящихся на поверхности Земли.

Изучение динамики полета связанных космических объектов представляет собой сложную научно-техническую задачу. Вопросы компланарного полета связанных объектов при фиксированной и переменной длине троса достаточно подробно были исследованы в работах [1, 2]. Однако для некоторых способов практического применения, упомянутых выше, необходима ориентация троса в направлении, перпендикулярном орбитальной плоскости движения центра масс объектов. Требуемую ориентацию троса и удаление МКА от КА можно обеспечить путем изменения силы натяжения троса по определенному закону. Ниже представлены

результаты аналитического расчета, позволяющего при различных видах управляющего воздействия исследовать связанное движение МКА относительно базового КА.

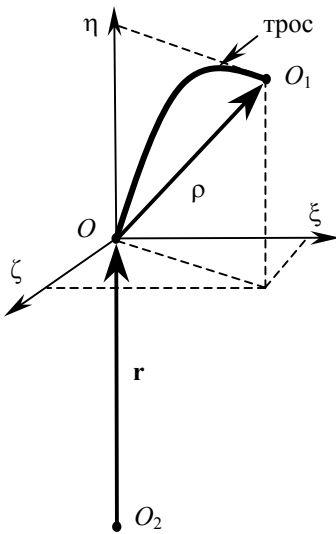


Рис. 1

Будем рассматривать относительное движение МКА (точка  $O_1$ ) в подвижной орбитальной системе координат  $O\xi\eta\zeta$  (рис. 1), начало которой (точка  $O$ ) совпадает с центром масс КА (ведущего объекта). Ось  $O\eta$  совпадает с радиусом-вектором  $r$  КА, который направлен из притягивающего центра — центра масс Земли (точка  $O_2$ ) — в центр масс КА, ось  $O\xi$  направлена по трансверсали, ось  $O\zeta$  дополняет систему координат до правой.

Сделаем следующие предположения:

- масса ведущего объекта (КА) значительно больше массы ведомого (МКА);
- КА движется по круговой орбите в центральном ньютоновском поле тяготения;
- положение МКА (точка  $O_1$ ) в подвижной орбитальной системе координат  $O\xi\eta\zeta$  определяется радиусом-вектором  $\rho$ ;
- длина троса, связывающего КА и МКА,  $l = \text{const}$ , массой троса можно пренебречь.

Боковое движение (вдоль оси  $O\zeta$ ) ведомого объекта описывается уравнением вида [3]

$$\zeta = \zeta_0 \cos(\omega t) + \zeta'_0 \omega^{-1} \sin(\omega t) + \omega^{-1} \int_0^t W(\tau) \sin x[\omega(t-\tau)] d\tau, \quad (1)$$

где  $\omega$  — угловая скорость движения КА по круговой орбите относительно центра Земли (точка  $O_2$  на рис. 1);  $\zeta_0, \zeta'_0$  — начальные условия (параметры) запуска МКА (штрих обозначает дифференцирование по времени  $t$ );  $\tau$  — время, удовлетворяющее условию  $0 \leq \tau \leq t$ ;  $W(\tau)$  — управляющее ускорение, действующее по оси  $O\zeta$ .

В выражении (1) внеинтегральные члены определяют боковое относительное движение МКА, задаваемое начальными условиями его запуска с борта КА, интегральный член задает управляющее воздействие, реализуемое изменением силы натяжения троса.

Допустим, что запуск МКА осуществляется с борта КА строго вдоль оси  $O\zeta$ , начальные условия запуска: высота круговой орбиты КА 320 км,  $\zeta_0 = 0, \zeta'_0 = 1$  м/с, угловое положение КА на круговой орбите характеризуется углом  $\varphi = \omega t$ , причем  $\varphi(0) = 0$ .

Рассмотрим некоторые результаты, полученные с помощью соотношения (1), при разных видах управляющего воздействия  $W(\tau)$ .

1. Управляющее воздействие отсутствует  $W(\tau) = 0$ . Этот случай имеет место при свободном движении МКА, трос ослаблен, т.е. расстояние  $\rho$  между МКА и КА меньше максимально возможной длины  $l$  троса ( $\rho < l$ ).

Максимальное удаление МКА от базового КА составит  $\zeta_{\max} = 867$  м при  $\varphi = 90^\circ$  и при  $\varphi = 270^\circ$ .

2. Управляющее воздействие постоянное  $W(\tau) = 0,01$  м/с<sup>2</sup>. График изменения  $\zeta = f(\varphi)$  для этого случая представлен на рис. 2 (кривая 1),  $\zeta_{\max} = 15,03$  км при  $\varphi = 180^\circ$ .

3. Управляющее воздействие изменяется по синусоидальному закону

$$W(\tau) = 0,01 \sin(4\omega\tau) \text{ м/с}^2, \quad (2)$$

этому случаю соответствует кривая 2 на рис. 2,  $\zeta_{\max} = 3,207$  км при  $\varphi = 75^\circ$ .

4. Сила натяжения троса изменяется по дискретному закону вида

$$W(\tau) = 0,01 \text{ м/с}^2 \text{ при } 0 \leq \varphi \leq 60^\circ, \\ W(\tau) = 0 \text{ при } 60^\circ < \varphi.$$

Этому случаю соответствует кривая 3 на рис. 2,  $\zeta_{\max} = 8,266$  км при  $\varphi = 120^\circ$ .

5. Допустим, что управляющее воздействие на МКА изменяется по закону

$$W(\tau) = 0,01 \text{ м/с}^2 \text{ при } 0 \leq \varphi \leq 60^\circ, \\ W(\tau) = -0,01 \sin(4\omega\tau) \text{ м/с}^2 \text{ при } 60^\circ < \varphi.$$

Этому случаю соответствует кривая 4 на рис. 2,  $\zeta_{\max} = 6,807 \text{ км}$  при  $\varphi = 90^\circ$ .

6. При изменении управляющего воздействия по закону

$$W(\tau) = 0,01 \sin(8\omega\tau) \text{ м/с}^2$$

получим кривую 5 на рис. 2.

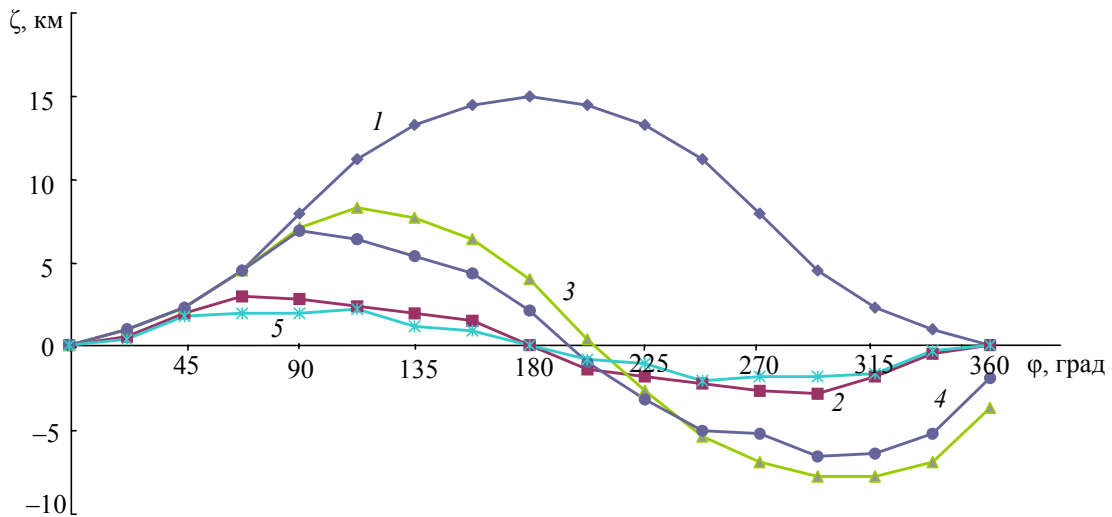


Рис. 2

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

Боковое движение МКА при натянутом тросе относительного базового КА при рассмотренных видах управляющих воздействий  $W(\tau)$  носит ярко выраженный колебательный характер. Частота колебаний МКА в боковом направлении относительно орбитальной плоскости КА определяется законом изменения натяжения троса  $W(\tau)$  и угловой скоростью  $\omega$  движения КА по круговой орбите.

Относительное удаление связанных объектов друг от друга колеблется в широких пределах и может достигать порядка 15 км при скорости запуска МКА, равной 1 м/с (см. рис. 2).

Если при решении прикладных специальных задач, перечисленных выше, требуется относительно стабильное удаление МКА от КА, то целесообразно использовать управляющее воздействие, изменяющееся по синусоидальному закону (2). При этом в течение примерно четверти периода обращения КА боковое удаление МКА колеблется в диапазоне от 2 до 3,2 км.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Иванов А. В., Ситарский Ю. С. Динамика полета системы гибко связанных космических объектов. М.: Машиностроение, 1986. 248 с.
2. Белецкий В. В., Левин Е. М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
3. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственного спутника Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

#### Сведения об авторе

**Алексей Васильевич Аверьянов**

— канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: Aver957@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

Д. В. Кириченко, А. А. Глущенко, К. К. Маслов, К. И. Упитис

## МОДЕЛИРУЮЩИЙ СТЕНД ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ БОРТОВЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДСТВ ИМИТАЦИИ ФОНОЦЕЛЕВОЙ ОБСТАНОВКИ

Рассматривается пример создания моделирующего стенда на основе жидкокристаллического монитора для испытания бортовых оптико-электронных систем малых космических аппаратов с использованием средств имитации фоноцелевой обстановки. Приводятся результаты применения данного стенда в составе информационной модели малых космических аппаратов.

*Ключевые слова:* моделирующий стенд, фоноцелевая обстановка, структура модели, бортовая оптико-электронная система, имитатор.

Неотъемлемой частью процесса ввода в эксплуатацию малых космических аппаратов (МКА) является проведение их испытаний и доработок, а также исследование эффективности их бортовых систем на Земле в условиях, близких к реальным. В целях снижения финансовых затрат на проведение автономных и комплексных испытаний элементов МКА разработан стенд для полунатурной отработки их бортовых оптико-электронных систем (ОЭС) с использованием имитатора фоноцелевой обстановки (ФЦО) на основе жидкокристаллического (ЖК) дисплея.

Данный стенд предназначен для формирования модели ФЦО в поле зрения бортовых ОЭС с заданными тактико-техническими характеристиками (ТТХ) с учетом процессов функционирования систем управления движением МКА.

Стенд для испытания бортовых ОЭС МКА с использованием имитатора ФЦО на основе ЖК-дисплея представляет собой программно-аппаратный комплекс, построенный с применением современных сетевых технологий. Аппаратная часть предназначена для формирования с помощью ЖК-дисплея в поле зрения ОЭС КА оптического изображения объектов ФЦО. Программное обеспечение имитирует условия, близкие к реальным, путем моделирования ФЦО на ЖК-мониторе, а также углового и пространственного движения МКА относительно объектов наблюдения. При разработке стенда МКА применялась их программно-аппаратная модель, построенная на базе ПЭВМ, аналоговой камеры и программно-алгоритмических средств.

Выбранный вариант стенда состоит из аппаратной и программно-алгоритмической частей.

1. Аппаратная часть включает следующие компоненты:

1) имитатор фоноцелевой обстановки:

- ПЭВМ моделирования ФЦО,
- устройство отображения ФЦО (ЖК-монитор),
- комплект кабелей;

2) имитатор информационной системы МКА:

- оптико-электронная система приема изображения, сформированного имитатором ФЦО (камера),
- ПЭВМ обработки принятого изображения и формирования результатов обработки,
- комплект кабелей;

- 3) рабочее место оператора управления режимами работы и условиями наблюдения:
  - устройство ввода для задания режимов работы и условий наблюдения,
  - устройство отображения результатов измерений (монитор),
  - комплект кабелей.
2. Программно-алгоритмическая часть включает:
  - 1) имитатор ФЦО, выполняющий следующие функции:
    - формирование по результатам оценки астрономо-баллистических условий движения МКА запросов в базы данных по ФЦО для выбора требуемых координатных и некоординатных характеристик объектов в поле зрения ОЭС МКА,
    - расчет углового положения объектов ФЦО относительно оптической оси ОЭС МКА в пределах ее поля зрения и углов возможной переориентации,
    - определение для каждого объекта ФЦО значения „сигнала“, необходимого для его адекватного представления при проекции на экран монитора,
    - пересчет в процессе моделирования координатных и некоординатных данных в соответствии с изменением условий наблюдения,
    - расчет изображения объекта ФЦО в ближней зоне наблюдения с использованием его яркостного портрета или 3D-модели;
  - 2) имитатор бортовой информационной системы МКА, выполняющий функции:
    - последовательного считывания кадров изображения, принятых ОЭС,
    - предварительной обработки кадров,
    - пороговой обработки кадров и обнаружения объектов ФЦО,
    - автоматического захвата объектов по результатам пороговой обработки нескольких последовательных кадров,
    - сопровождения обнаруженных объектов, обработки изображения внутри каждого строка сопровождения с измерением угловых координат сопровождаемых объектов и скорости их изменения, а также оценкой суммарной яркости сопровождаемых объектов,
    - проведения координатной и некоординатной селекции объектов на основании информации, полученной в ходе обработки изображений,
    - подготовки и выдачи результатов обработки.

Структура стенда моделирования ОЭС МКА показана на рис. 1.

Для оценки возможности получения в оптическом тракте сигналов, соответствующих значениям моделируемой имитатором ФЦО яркости объектов в поле зрения ОЭС МКА в определенном диапазоне значений дальности, на стенде были проведены следующие исследования.

С помощью имитатора ФЦО в окрестности центра поля зрения ОЭС формировался неподвижный точечный источник излучения с силой излучения, близкой к нулю. По результатам серии кадров наблюдения программно-аппаратная модель информационной системы КА формировала выборку данных измерений освещенности, создаваемой средствами имитации ФЦО на входном зрачке ОЭС  $E_i$  [см. лит.]. По выборке из  $n$  измерений осуществлялась оценка среднего значения освещенности  $\bar{E}$ , создаваемой источником с силой излучения  $J$  на входном зрачке ОЭС, и ее среднего квадратического отклонения  $\sigma_{\bar{E}}$ :

$$\bar{E} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n E_i,$$

$$\sigma_{\bar{E}} = \left[ \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\bar{E} - E_i)^2 \right]^{1/2}.$$

Полученные данные поступали по сети к имитатору ФЦО для сопоставления полученных оценок с моделируемой силой излучения объекта и сохранения этих результатов на диск, после чего сила излучения объекта в поле зрения ОЭС увеличивалась имитатором ФЦО на определенное значение и цикл измерений повторялся. Сила излучения объекта увеличивалась до максимального значения, определяемого диапазоном программного изменения яркости одного пиксела и введенным ограничением на число пикселов, формирующих точечный объект излучения.

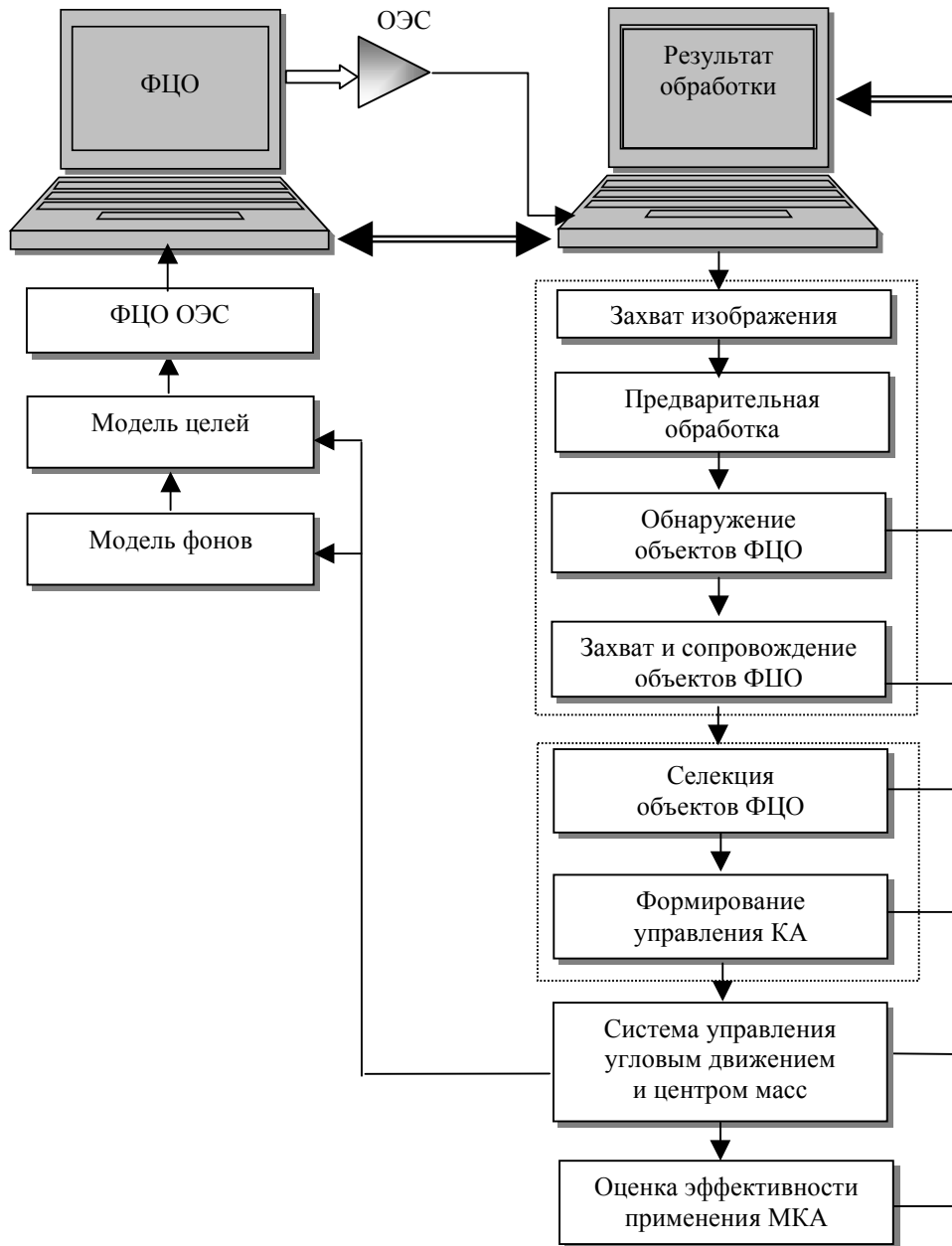


Рис. 1

Исследования повторялись при различных параметрах яркости и контрастности средства имитации (ЖК-монитор) и ОЭС, в качестве которой использовались две разные модели аналоговых камер. Результаты, полученные при разных характеристиках стенда, оказались идентичными и отличались лишь разницей по уровню между моделируемой силой излучения и измеренной в оптическом тракте информационной модели КА (на выходе автомата захвата и сопровождения объектов ФЦО). Кроме того, в данной реализации стенда удалось добиться практического совпадения имитируемых характеристик (кривая 1) с измеренными (кривая 2),

не прибегая к математическим средствам аппроксимации, а только с помощью изменения параметров средства имитации ФЦО и ОЭС (рис. 2).

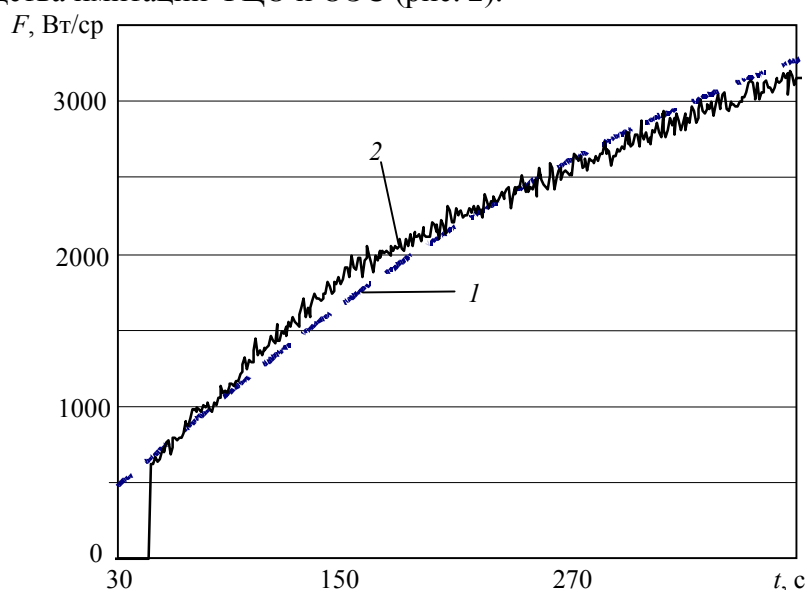


Рис. 2

По результатам проведенных измерений был сделан вывод о том, что оптическое излучение, формируемое средствами имитации стенда, может адекватно отражать моделируемые характеристики излучения объектов ФЦО и с приемлемой точностью восприниматься оптико-электронными системами. Это свидетельствует о возможности создания условий функционирования ОЭС, близких к реальным, на Земле с применением аналогичных программно-аппаратных средств и моделирующих стендов для отработки бортовых алгоритмов управления МКА еще на этапе проектирования с применением ОЭС-аналогов, либо уже на готовом изделии.

#### ЛИТЕРАТУРА

Мирошников М. М. Теоретические основы оптико-электронных приборов. Л.: Машиностроение, 1983. 696 с.

#### Сведения об авторах

- Дмитрий Валерьевич Кириченко** — канд. техн. наук; 4-й ЦНИИ Минобороны России, Санкт-Петербург, начальник отдела; E-mail: dvkey@rambler.ru
- Андрей Александрович Глуценко** — 4-й ЦНИИ Минобороны России, Санкт-Петербург, научный сотрудник; E-mail: andrglu@mail.ru
- Константин Константинович Маслов** — Войсковая часть 53145, Москва, старший офицер отдела; E-mail: conmaslov2008@yandex.ru
- Константин Илмарович Упитис** — 4-й ЦНИИ Минобороны России, Санкт-Петербург, научный сотрудник

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

## SUMMARY

P. 7—11.

### APPLICATION OF SPECTROSCOPE-EQUIPPED SMALL SPACE VEHICLE TO OBSERVATION OF GASEOUS EXHAUSTS IN THE ATMOSPHERE

Questions of infrared spectroscopic devices application for atmosphere monitoring from small space vehicle are considered. It is shown that using of tunable interferometers with sub-nanometers spectral resolution is more preferable.

**Keywords:** small space vehicle, atmosphere monitoring, gas spectroscopy, interferometers, background.

#### *Data on authors*

- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Vladimir N. Lagutkin* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Yury V. Slynko* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: urassl@gmail.com

P. 12—15.

### SIMULATION OF INPUT INFORMATION OF SMALL SPACE VEHICLES OPTIC SYSTEM

Detailed model of forming input information of small space vehicle equipment at observation of natural objects is developed, and takes into account dynamics of atmospheric processes, optical properties of clouds with various microphysical compositions, of Earth surface.

**Keywords:** mathematical simulation, dynamics of atmospheric processes, Earth optical observation, small space vehicle, multispectral observations.

#### *Data on authors*

- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Vladimir N. Lagutkin* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Alexander P. Lukyanov* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: kikkolo@mail.ru
- Evgeny N. Podkorytov* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow
- Yury V. Slynko* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: urassl@gmail.com
- Aleksey M. Starostenko* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow



P. 16—22.

### REMOTE MULTISPECTRAL SENSING OF THE EARTH SURFACE WITH A CLUSTER OF SMALL SPACE VEHICLES

Considered principles of building of the perspective cosmic system base on small multispectral satellites of the observation. The particularity of the system is a cluster orbital building, increasing its functional possibilities at decision of the problems of the remote flexing of Earth. Happen to the features of the onboard multispectral equipments of the small space vehicle of the observation.

**Keywords:** remote flexing, small space vehicle, multispectral observation, cluster.

#### *Data on authors*

- Georgy N. Maltsev* — Dr. Techn. Sci., Professor; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Cosmic Radiotechnics Systems, St. Petersburg; E-mail: georgy\_maltsev@mail.ru
- Vadim V. Kungurtsev* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Cosmic Radiotechnics Systems, St. Petersburg; E-mail: kvadim13@mail.ru
- Igor A. Kozinov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Cosmic Radiotechnics Systems, St. Petersburg; E-mail: garry-spb@yandex.ru

P. 23—27.

### MONITORING OF EXTREME SITUATIONS ON THE BASIS OF EARTH SURFACE SENSING

An emergency composition and basic requirements for the efficiency of their solutions are defined. An automated system structure to emergency monitoring is proposed. The ecological monitoring results in North-West region got with use satellite remote sensing and estimations of the monitoring efficiency are represented.

**Keywords:** remote sensing, monitoring, automatic system, emergency situation, efficiency.

#### *Data on authors*

- Eugeny P. Minakov* — Dr. Techn. Sci., Professor; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: minakov@rtc.ru
- Elena F. Chichkova* — Cand. Geographical Sci.; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: chichkova@rtc.ru

P. 28—33.

### METHOD OF SIGNAL PROCESSING IN SPACE-BASED MULTIPOSITION SAR SYSTEMS

Optimal processing method in multiposition synthetic aperture SAR based on microsatellites considered. Main definitions, optimal processing algorithms and modeling results presented. Quality of radar images in multiposition and monostatic radar compared.

**Keywords:** remote sensing, multiposition SAR, optimal processing, small space vehicle, radar image.

#### *Data on authors*

- Alexander V. Ksendzuk* — Dr. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: ks\_alex@mail.ru
- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Sergey A. Popov* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: ks\_alex@mail.ru

**P. 34—39.****SMALL SPACE VEHICLE OF SEA SURFACE OBSERVATION WITH USE OF SIGNALS FROM GENERAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS**

In paper the opportunity of creation of the passive radar-tracking system of a marine surface review is considered on the basis of SSV with usage of signals GNSS GLONASS, GPS and Galileo; power calculation of a radiolink „the transmitter—a surface—the receiver“ is resulted.

**Keywords:** reception of signals GLONASS GPS Galileo reflected by a surface, multiposition radiolocation, energetic calculation of radiolink, remote sensing.

**Data on authors**

- Igor V. Sahno** — Dr. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: vstrecha10@mail.ru
- Eugeny A. Tkachev** — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: tke33@omnisp.ru
- Denis A. Gavrilov** — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: GDanas@yandex.ru
- Konstantin K. Uspensky** — Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: k\_uspensky@ yandex.ru

**P. 40—46.****TECHNICAL-ECONOMICAL APPROACH TO THE CHOICE OF SMALL SPACE VEHICLES SYSTEM**

On the basis of small spacecrafts system application for specified area observation by complex of varied utility airborne hardware for the first time is defined the correct mathematical set of technical and economic task for choice a list of system and airborne hardware that implements desired validity of information obtained when funding is limited. The task decomposition was allowed preparing a method of separate solution for technical task with admissibility criterion and economical optimization task.

**Keywords:** airborne hardware, observation, spacecrafts system, choice task, validity, funding, optimization.

**Data on authors**

- Vladimir I. Gorbulin** — Dr. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electric Equipment, St. Petersburg; E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Valery V. Panchenko** — Frontier Guard, Federal Security Service of Russia, Chief of Technical Development Department; E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Nickolay V. Radionov** — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electric Equipment, St. Petersburg; E-mail: radionov@mail.wplus.net

P. 46—50.

### PERSPECTIVE NETWORK FOR A LOCAL GROUP OF SMALL SPACE VEHICLES

A practical experience of creating a wireless data network on the basis of two-transmission systems, microwave in a small weight performance, designed to expand the local orbital grouping of small spacecraft. An alternative structuring rekonfiguriruemoy distributed payload. The results of the analysis of technical solutions to existing hardware range ISM.

**Keywords:** small space vehicle, orbital group, cluster of wireless data transmission network, distributed payload.

#### *Data on authors*

- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Dmitry L. Kargu* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Connection Systems, St. Petersburg

P. 51—56.

### ONBOARD MONITORING AND DIAGNOSTIC SYSTEM OF SMALL SPACE VEHICLES

The authors consider the structure and principles of operation of the monitoring and diagnostic system as a part of the onboard control complex of satellite, that provide off-line solution task of estimation and control of satellite operating conditions in compliance with current situation.

**Keywords:** onboard control complex, control of operating conditions, monitoring and diagnostic system, expert system, active identification method.

#### *Data on authors*

- Anatoly M. Baranovsky* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: bamvka@mail.ru
- Alexander E. Privalov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: Aleksaderpo4ta@mail.ru

P. 56—61.

### COMBINED MODEL OF AUTHENTICITY CONTROL OF ESTIMATION IN CONDITIONS OF UNCERTAINTY HARDWARE SPACE VEHICLE

The authors consider the new indexes authenticity control technical condition complex systems on the basis of model hardware the theory probability and possibility. The article contains formulas for determination authenticity control.

**Keywords:** authenticity of product control, combined model of hardware automatic systems, fuzzy sets and systems.

#### *Data on authors*

- Anatoly M. Baranovsky* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: bamvka@mail.ru
- Vyacheclav A. Belozarov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: belozarov@inbox.ru
- Dmitry I. Opryshko* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: dmopry@yandex.ru

**P. 62—65.****RELIABILITY ESTIMATION OF AUTOMATIC SYSTEM OF CONTROL OVER A SPACE-CRAFT LAUNCHING**

There are comparative values of automatic management system process of rocket launch and spacecraft launch. There are rational automatic management system structure choice recommendations and apparatus and programme means surplus limits definition recommendations also performed. The real automatic management system — structure, which can be used with little spacecrafts launches is considered. The came out results better use on complicated informational management systems.

**Keywords:** automatic management system, informational management systems, reliability, reserve.

**Data on author**

*Aleksey V. Averianov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: Aver957@mail.ru

**P. 66—69.****SMALL DIMENSIONAL CONTROL ONBOARD SYSTEM OF SPACE VEHICLE**

The shape of an onboard complex of management low orbital the microsatellite of remote sounding of the Earth is proved. The complex integrates in itself functions of reception, decoding and realization of working programs and single commands of management, gathering and transfer of the telemetering information, management of functioning of the onboard equipment, definition of parameters of orientation and management of movement of the microsatellite.

**Keywords:** onboard complex of management, small space vehicles, integrate, commands, telemetering information.

**Data on authors**

- Dmitry L. Kargu* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Connection Systems, St. Petersburg; E-mail: dmitrii\_kargu@mail.ru
- Georgy V. Kremez* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: gvkremez@mail.ru
- Eugeny P. Minakov* — Dr. Techn. Sci., Professor; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: minakov@rtc.ru
- Peter V. Nikolaev* — Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; Conducting Designer; E-mail: pn1212@mail.ru
- Sergey A. Fedorov* — Cand. Techn. Sci.; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: fedorov@rtc.ru

P. 70—74.

### UPGRADING OF RELIABILITY OF SMALL SPACE VEHICLE ONBOARD COMPUTER BY EXPERIMENTAL RESULTS

With reference to construction of onboard computing systems the expediency of the multimodular approach with the adaptive organization of service is proved. Opportunities of maintenance of the set productivity in conditions of influence of destabilizing factors are considered. Results of the natural experiments are taken into account.

**Keywords:** onboard computing systems, multimodular, adaptability, productivity, natural experiments, planning algorithms.

#### *Data on authors*

- Alexander G. Basyrov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg;  
E-mail: alexanderbas@mail.ru
- Vladimir A. Goncharenko* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: vlango@mail.ru
- Vyacheslav S. Zabuzov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg;  
E-mail: teskatlitpoka@yandex.ru
- Georgy V. Kremez* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: gvkremez@mail.ru
- Konstantin A. Esaulov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg;  
E-mail: home5263@yandex.ru

P. 75—77.

### ANALYTICAL METHOD FOR CALCULATION OF SMALL SPACE VEHICLE MOTION LINKED TO A BASIC SPACECRAFT

There is analytical method of calculation of relative tethered motion of spacecraft and mini-, microsatellite during the different laws of strength tether. Stretch tether with microsatellite direct the orbit flat of motion centre mass of space tether system. Relative motion microsatellite investigate in mobile orbit system.

**Keywords:** space tether systems, relative microsatellite motion, dynamic of space tethered systems.

#### *Data on author*

- Aleksey V. Averianov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: Aver957@mail.ru

**P. 78—65.**

**THE MODELING STAND FOR SMALL SPACE VEHICLES ONBOARD OPTOELECTRONIC SYSTEMS TESTS WITH TARGET-OBJECT MAP IMITATION DEVICE USE**

The example of development of the modeling stand for onboard optoelectronic systems tests with use target-object map imitation device on TFT-monitor basis. Results of the given modeling stand application and it's information model structure are presents.

**Keywords:** modeling stand, target-object map, structure of model, onboard optoelectronic system, imitation device.

*Data on authors*

- Dmitry V. Kirichenko* — Cand. Techn. Sci.; 4-th Scientific Research Institute of the Ministry of Defense, St. Petersburg, the Chief of Department; E-mail: dvkey@rambler.ru
- Andrey A. Gluschenko* — 4-th Scientific Research Institute of the Ministry of Defense, St. Petersburg, the Scientific Employee; E-mail: andrglu@mail.ru
- Konstantin K. Maslov* — Military Part 53145, Moscow, the Higher Officer of a Department; E-mail: conmaslov2008@yandex.ru
- Konstantin I. Upitis* — 4-th Scientific Research Institute of the Ministry of Defense, St. Petersburg, the Scientific Employee

В. Ф. ФАТЕЕВ, В. Н. ЛАГУТКИН, Ю. В. СЛЫНЬКО

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СО СПЕКТРОСКОПИЧЕСКИМИ ПРИБОРАМИ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ГАЗООБРАЗНЫХ ВЫБРОСОВ В АТМОСФЕРЕ

Рассмотрены вопросы применения инфракрасных спектроскопических приборов на малых космических аппаратах (МКА) для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере. Приведены оценки требуемого спектрального разрешения спектроскопических приборов. Показано, что более предпочтительно использовать на МКА интерферометры с субнанометровым спектральным разрешением, настраиваемые на наиболее интенсивные спектральные линии газовых образований. Приведены примеры спектров излучения газовых образований, пропускания атмосферы, фона; определены особенности задачи адаптивного выбора спектральных линий.

*Ключевые слова:* малые космические аппараты, мониторинг атмосферы, спектроскопия газов, интерферометры, фон.

В рамках исследования направлений развития и областей применения малых космических аппаратов (МКА) значительное внимание уделяется проблеме создания многоспектральных датчиков для разнообразных систем мониторинга, управления их работой и автоматической обработки полученных с их помощью данных. В работах [1, 2] эта проблема рассматривалась применительно к задачам дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с МКА и, в частности, исследовались методы выбора количества спектральных каналов и их расстановки на оси длины волны. Благодаря тому что спектральные образы наблюдаемых при ДЗЗ объектов являются непрерывными и гладкими (в той или иной степени) функциями длины волны, оказалось возможным при решении задачи определения положения спектральных каналов на оси длины волны использовать методы ортогональных разложений функций [2]. Задача определения ширины полос спектральных каналов детально не рассматривалась, поскольку применительно к ДЗЗ значение этого параметра не является критическим.

Спектральные образы газовых образований в атмосфере как естественного, так и искусственного происхождения кардинально отличаются от образов наземных объектов, так как спектры газов являются линейчатыми и как функции длины волны представляют собой совокупность иглообразных пиков разной высоты. В настоящей работе эта особенность спектров газов используется как базовая при выработке методического подхода к определению принципов организации аппаратуры для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере.

Как известно, взаимодействие оптического излучения с газообразной средой описывается уравнением переноса излучения [3]. Решение этого уравнения для случая отсутствия рассеяния можно представить в виде

$$B_\nu(\mathbf{r}(S), \mathbf{l}) = B_{\nu 0}(\mathbf{l})H_\nu(0, S; \mathbf{l}) + \int_0^S E_\nu^{BB}(T(\mathbf{r}(P)))dH_\nu(P, S; \mathbf{l})dP, \quad (1)$$

где  $B_\nu(\mathbf{r}, \mathbf{l})$  — спектральная плотность яркости излучения как функция координат  $\mathbf{r}$  и направления наблюдения  $\mathbf{l}$ ,  $P$  — длина пути вдоль направления  $\mathbf{l}$  ( $dP > 0$ ),  $S$  — полный путь от наблюдателя до объекта,  $\nu = 1/\lambda$  — частота волны излучения (в  $\text{см}^{-1}$ ),  $\lambda$  — длина волны,  $E_\nu^{BB}(T(\mathbf{r}))$  — спектральная плотность излучения абсолютно черного тела с температурой  $T$ , определяемая формулой Планка,  $H_\nu(P, S; \mathbf{l})$  — спектральная функция пропускания газообразной среды на пути от точки  $\mathbf{r}(P)$  до точки  $\mathbf{r}(S)$  (положение наблюдателя) вдоль направления наблюдения, определяемая соотношением

$$H_\nu(P, S; \mathbf{l}) = \exp \left[ - \int_P^S \beta_\nu(\mathbf{r}(\mathbf{S}')) dS' \right], \quad (2)$$

$\beta_\nu(\mathbf{r})$  — спектральный показатель поглощения.

Заметим, что функция  $H_\nu(P, S; \mathbf{l})$  является неубывающей функцией  $P$ , причем  $0 \leq H_\nu(P, S; \mathbf{l}) \leq 1$ .

Функция  $B_{\nu 0}(\mathbf{l})$  определяет спектральную плотность потока излучения внешнего источника, находящегося на линии наблюдения за газообразным объектом, т.е. фона подстилающей поверхности, облаков или звезд.

Выражение для спектрального показателя поглощения излучения в многокомпонентном газе имеет вид

$$\beta_\nu(\mathbf{r}) = \sum_k \rho_k(\mathbf{r}) \beta'_{\nu k}(T(\mathbf{r}), P(\mathbf{r})), \quad (3)$$

где  $\rho_k(\mathbf{r})$  — плотность  $k$ -й компоненты газа,  $\beta'_{\nu k}(T, P)$  — коэффициент поглощения  $k$ -й компоненты для излучения с частотой  $\nu$ , который представляет собой суперпозицию вкладов отдельных спектральных линий

$$\beta'_{\nu k}(T, P) = \sum_i I_{ki} F_k(\nu - \nu_{ki}, \gamma_{ki}), \quad (4)$$

$I_{ki}$  — интенсивность излучения  $i$ -й линии,  $F_k(\nu - \nu_{ki}, \gamma_{ki})$  — контур линий,  $\nu_{ki}$  — несущая частота,  $\gamma_{ki}$  — полуширина контура. Наиболее часто используемой аппроксимацией контура спектральных линий является лоренцевский контур (подробнее см. [4])

$$F_k(\nu - \nu_{ki}, \gamma_{ki}) = \frac{1}{\pi} \frac{\gamma_{ki}}{(\nu - \nu_{ki})^2 + \gamma_{ki}^2}. \quad (5)$$

Интенсивность и полуширина линий зависят от температуры и давления. Для атмосферных газов типичная полуширина линий в нижней атмосфере составляет  $\gamma \sim 10^{-1} \text{ см}^{-1}$  ( $\Delta\lambda \sim 10^{-1} \text{ нм}$  для средневолнового ИК-диапазона), в верхней —  $\gamma \sim 10^{-2} - 10^{-3} \text{ см}^{-1}$  ( $\Delta\lambda \sim 10^{-2} - 10^{-3} \text{ нм}$ ).

Соотношения (1)—(5) представляют собой количественную модель сигналов и помех для различных условий мониторинга газообразных объектов в атмосфере с МКА. Основную роль в этой модели играет спектральная функция пропускания газообразной среды (2), которая, согласно выражениям (3)—(5), зависит от пространственного распределения состава, температуры и давления газообразных объектов. В случае неразрезанных газовых образований эта функция, в основном принимая значения около единицы, имеет очень узкие, порядка ширины контуров спектральных линий, и глубокие, вплоть до нуля, „провалы“. В соответствии с уравнением (1) это означает, что принимаемое излучение от газовых образований сконцентрировано только в узких полосах (линиях), вне которых принимается излучение внешних источников, являющееся в этом случае фоном наблюдения.



В случае разреженных газовых образований спектральная функция пропускания может не иметь глубоких „провалов“ даже в линиях с большой интенсивностью поглощения газов, при этом их собственное тепловое излучение может быть мало по сравнению с излучением фона. Тем не менее, если пространственное распределение фона относительно плавно изменяется или в случае, когда оно заранее известно, газовые образования можно наблюдать „на просвет“, выделяя области потемнения на изображениях фона, полученных в линиях поглощения газов.

Наблюдение и распознавание газообразных выбросов в атмосфере можно осуществлять на базе МКА, оснащенных спектроскопическими приборами. Каждый МКА в зависимости от высоты орбиты может осуществлять мониторинг газообразных выбросов в атмосфере в полосе шириной ~6000 км вдоль орбиты. Использование развитой орбитальной группировки МКА позволит обеспечить, во-первых, оперативный контроль атмосферы на всех широтах и, во-вторых — возможность триангуляционных измерений, на основе которых можно определить пространственное положение выбросов и оценить их пространственную конфигурацию.

В качестве возможных спектроскопических приборов для МКА следует рассматривать фурье-спектрометры и перестраиваемые интерферометры [5]. Оба типа имеют высокое спектральное разрешение, до  $\sim 10^{-2}$  см<sup>-1</sup> и меньше [6]. Сравнительный анализ этих приборов показал, что применение на МКА перестраиваемых интерферометров более предпочтительно. Во-первых, перестраиваемым интерферометром можно управлять, поочередно настраивая его на наиболее интенсивные спектральные (известные) линии газовых образований. Это обеспечивает большее быстродействие, что очень важно для реализации оперативного кругового обзора пространства с низкоорбитальных МКА. Во-вторых, интерферометры, настраиваемые на интенсивные спектральные линии газовых образований, имеют более высокую чувствительность, так как влияние фона в узких линиях сводится к минимуму. В-третьих, интерферометры могут работать в более широком поле зрения и объединяться с многоэлементными фотоприемниками.

При адаптивном определении набора спектральных линий, за которыми должен следить спектральный прибор, необходимо учитывать следующую информацию: возможный состав наблюдаемых газообразных объектов, спектральную функцию пропускания атмосферы, спектральную функцию яркости фона. На основе известных составов газовых образований можно заранее сформировать каталог интенсивных спектральных линий.

На рис. 1 проиллюстрированы расчетные фрагменты спектра излучения продуктов сгорания углеводородного топлива в верхней атмосфере в двух спектральных интервалах средневолновой части ИК-диапазона. Расчет выполнен на модели, описанной в работе [7].

На рис. 1, *а* хорошо видны отдельные линии и яркий дуплет линий паров воды на частоте  $\nu \approx 2994,5$  см<sup>-1</sup>, ширина линий  $\sim 0,1$  см<sup>-1</sup>. Фрагмент спектра, показанный на рис. 1, *б*, интересен тем, что на нем в интервалах частот 3688—3689 и 3691—3692 см<sup>-1</sup> наблюдаются группы плотно расположенных интенсивных линий с общей шириной  $\sim 0,5$  см<sup>-1</sup>. Из рис. 1 видно, что для выделения излучения в спектральных линиях спектроскопические приборы должны обеспечивать разрешение  $\sim (1—5) \cdot 10^{-1}$  см<sup>-1</sup>, т.е. на уровне десятых долей нанометра для средневолнового ИК-диапазона.

На рис. 2 приведен график спектральной функции пропускания атмосферы, рассчитанной на модели [8] в предположении, что газовое образование находится на высоте 10 км и зенитный угол наблюдения равен 45°.

„Провалы“ функции пропускания обусловлены линиями поглощения излучения молекулярными атмосферными составляющими, главным образом, водяным паром и углекислым газом, расположенными на пути от объекта до МКА.

На рис. 3 приведены графики расчетной спектральной плотности яркости фона облаков с высотой верхней границы 5 км в полосе частот 3680—3710 см<sup>-1</sup> (в дБ к Вт/(м<sup>2</sup>·мкм·ср)). Расчет проведен на модели [9] с модернизированным модулем пропускания атмосферы [8].

Спектр фона облаков имеет „обратную“ линейчатую структуру, в которой узкие и глубокие провалы (на 15—20 дБ) обусловлены линиями поглощения атмосферных газов.

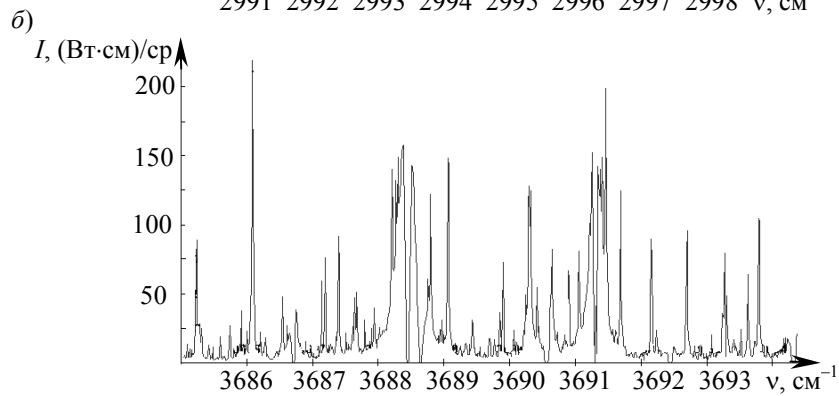
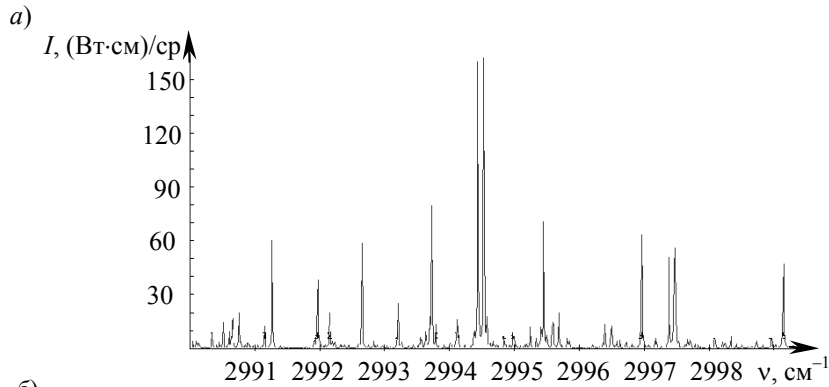


Рис. 1

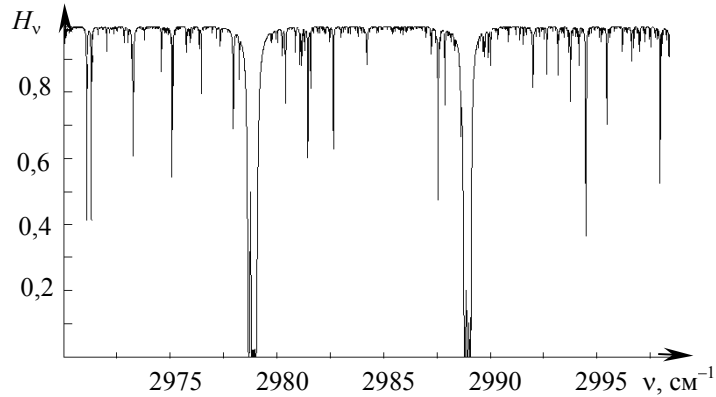


Рис. 2

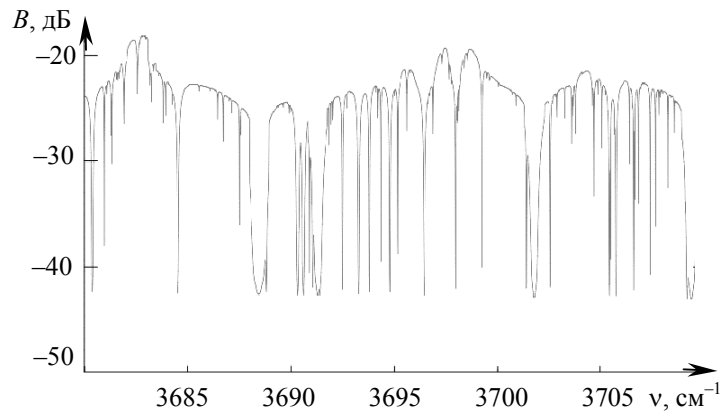


Рис. 3

Спектры пропускания атмосферы и яркости фона зависят от состояния атмосферы, параметров ее влажности и облачности. Совместный анализ спектральных функций излучения газовых образований, фона и пропускания атмосферы, подобных представленным на рис. 1—3,

приводит к заключению, что задача оптимального выбора по критерию максимума отношения сигнал—помеха спектральных линий для настройки интерферометра должна решаться адаптивно с учетом реального состояния атмосферы в текущей зоне контроля МКА. При этом наибольшие значения отношения сигнал—помеха будут иметь место для тех линий газовых образований, которые располагаются в областях минимума спектра фона.

Таким образом, проведенные исследования показали, что применение спектроскопических приборов с субнанометровым разрешением для мониторинга газообразных выбросов в атмосфере является перспективным направлением работ по созданию МКА.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Фатеев В. Ф., Миньков С. А.* Новое направление развития МКА дистанционного зондирования Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 18—22.
2. *Мальцев Г. Н., Козинев И. А., Фатеев В. Ф.* Методы выбора наиболее информативных спектральных каналов при дистанционном зондировании Земли с малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 23—31.
3. *Чандрасекар С.* Перенос лучистой энергии. М.: ИЛ, 1953. 431 с.
4. *Зуев В. Е.* Распространение видимых и инфракрасных волн в атмосфере. М.: Сов. радио, 1970. 496 с.
5. *Курбатов Л. Н.* Оптоэлектроника видимого и инфракрасного диапазонов спектра. М.: Изд-во МФТИ, 1999. 320 с.
6. Справочник по инфракрасной технике / Под ред. *У. Вольфа и Г. Цисуса*. Т. 4. М.: Мир, 1999. 472 с.
7. *Лагуткин В. Н., Слынько Ю. В.* Метод расчета спектральных яркостей потока смеси газа и частиц // Тр. XLX науч. конф. МФТИ „Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук“. Ч. 1. М.: МФТИ, 2007. С. 119—121.
8. *Слынько Ю. В.* Модель расчета переноса излучения на основе открытой базы данных HITRAN // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РТЛ. 2007. Вып. 4. С. 5—11.
9. *Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Подкорытов Е. Н., Репин В. Г.* Трехмерная динамическая модель полей яркости фона, использующая расчетные индикатрисы многократного рассеяния излучения в облаках и изображения, полученные метеорологическими спутниками // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РТЛ. 2004. Вып. 1. С. 101—117.

#### Сведения об авторах

- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Владимир Николаевич Лагуткин** — канд. техн. наук, доцент; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Юрий Вячеславович Слынько** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: urassl@gmail.com

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

В. Ф. ФАТЕЕВ, В. Н. ЛАГУТКИН, А. П. ЛУКЬЯНОВ, Е. Н. ПОДКОРЫТОВ,  
Ю. В. СЛЫНЬКО, А. М. СТАРОСТЕНКО

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ВХОДНОЙ ИНФОРМАЦИИ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Разработана модель формирования входной информации оптической аппаратуры малых космических аппаратов при наблюдении за природными объектами, учитывающая динамику атмосферных процессов, оптические свойства облаков различного микрофизического состава, а также земной поверхности.

*Ключевые слова:* математическое моделирование, динамика атмосферных процессов, оптическое наблюдение Земли, малые космические аппараты, многоспектральные наблюдения.

**Введение.** Существует концепция создания целого ряда малых космических аппаратов (МКА), предназначенных для решения разнообразных задач [1—3]. В настоящей статье ограничимся рассмотрением МКА, оборудованных аппаратурой, предназначенной для наблюдения Земли в оптическом диапазоне [4]. Система таких МКА на низких орбитах способна получать изображения поверхности Земли и облачного покрова с высоким пространственным и спектральным разрешением [5] для решения ряда специфических задач мониторинга чрезвычайных и аномальных ситуаций на поверхности Земли и в атмосфере. Одной из таких задач является мониторинг метеорологических явлений, в частности, гроз, тайфунов, с использованием метода пеленгации облаков по снимкам, получаемым одновременно с двух МКА, либо с одного МКА при пролете над районом наблюдения.

В концептуальном плане использование МКА не подразумевает замены традиционных космических систем мониторинга, а должно дополнять и уточнять их информацию там, где это практически необходимо.

Для извлечения необходимой информации о состоянии поверхности Земли и облачной атмосферы из многоспектральных и стереоскопических изображений требуются достаточно сложные алгоритмы обработки. Методы, лежащие в основе этих алгоритмов, основываются на решении обратных задач восстановления параметров по известным закономерностям их влияния на получаемые изображения. Для разработки и тестирования таких алгоритмов необходимо иметь компьютерную модель, адекватно описывающую входную информацию оптической аппаратуры и ее изменения в зависимости от географического района, времени суток, сезона.

**Структура и принципы работы модели.** Из анализа задач мониторинга Земли вытекают следующие требования к модели входной оптической информации:

- трехмерность, для описания пространственных форм облаков и земной поверхности;
- динамичность, для учета изменений расположения и формы облаков во времени;
- многоспектральность, для получения одновременных изображений наблюдаемой сцены в разных спектральных диапазонах;
- многопозиционность, для получения стереоизображений.

В соответствии с этими требованиями модель должна включать модули, представленные на структурной схеме (рис. 1).

Принципиальными моментами принятого в модели подхода к формированию изображений Земли из космоса являются [6, 7]:

- использование подробной карты рельефа и оптических свойств земной поверхности;

— трехмерное моделирование изменений атмосферных параметров и поля ветров в квазигеострофическом приближении, описывающем основные атмосферные процессы и не требующем значительных затрат вычислительных ресурсов;

— трехмерное моделирование процесса формирования и развития состояния облачного покрова;

— моделирование оптических свойств облаков различного микрофизического состава в произвольных спектральных диапазонах видимого и ИК-спектров (модель позволяет получать гиперспектральное разрешение);

— учет эффектов ослабления излучения в атмосфере, взаимного затенения облаков и земной поверхности при формировании изображений;

— моделирование цифровых изображений, получаемых оптической аппаратурой с учетом дифракции в оптической системе и фотоэлектронного преобразования в матрице фотоприемника.



Рис. 1

**Результаты моделирования.** На рис. 2 представлены результаты моделирования последовательности многоспектральных изображений Земли при движении МКА на восходящей ветви орбиты (ряды сверху вниз — зенитные углы наблюдения 19, 48, 57°) в трех диапазонах длин волн (столбцы слева направо — 1,6, 2,5, 5,5 мкм).

Спектральные диапазоны работы аппаратуры МКА выбраны в существенно различных областях инфракрасного спектра. Первый спектральный диапазон (в районе 1,6 мкм) соответствует полосе пропускания атмосферы. Второй диапазон (2,5 мкм) находится вблизи полосы

сильного поглощения атмосферы. В обоих диапазонах основной вклад в получаемые изображения вносит рассеянное облаками и земной поверхностью излучение Солнца. В третьем диапазоне (5,5 мкм) рассеянное солнечное излучение незначительно по сравнению с собственным тепловым излучением Земли.

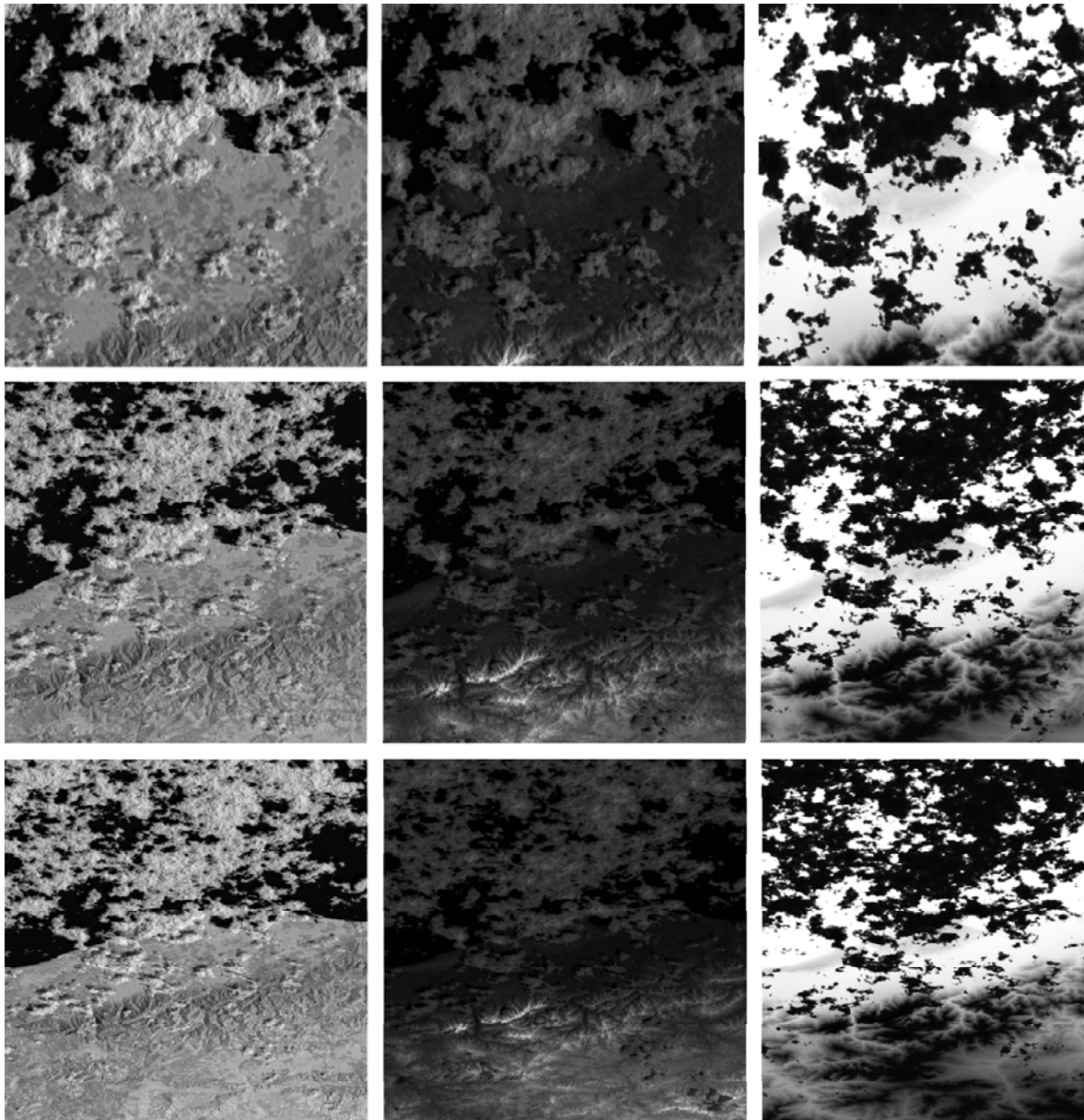


Рис. 2

Сравнение изображений различных спектральных диапазонов выявляет их основные особенности. Изображение в диапазоне прозрачности атмосферы напоминает типичные изображения видимого диапазона. При переходе в диапазон поглощения атмосферы проявляется значительное ослабление излучения земной поверхности (за исключением горных вершин) по сравнению с излучением облаков. Облака становятся самыми яркими излучающими объектами. В тепловом диапазоне можно наблюдать фактически температурную карту Земли. Облака и горные вершины как более холодные объекты излучают меньше, и их изображения относительно темные. Геометрическая трансформация изображений в целом достаточно очевидна — можно отметить эффект параллакса, особенно хорошо заметный при рассмотрении кажущихся смещений облаков над береговой линией.

**Закключение.** Разработанная модель позволяет формировать изображения постоянно существующих либо регулярно возникающих природных объектов. К перспективным направлениям работ по совершенствованию модели можно отнести включение в ее состав объектов, возникающих при чрезвычайных и аномальных ситуациях на поверхности Земли и в атмосфере.

В части практического использования модели можно отметить такое перспективное направление, как решение задачи разработки алгоритмов обнаружения и классификации естественных и искусственных объектов с помощью многоспектральных многопозиционных снимков с МКА. Наличие подробной модели формирования входных изображений позволяет получать оценки реально достижимых характеристик разрабатываемых алгоритмов обработки входной информации.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ардашов А. А. Основные тенденции в конструировании МКА // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 9—15.
2. Фатеев В. Ф. Концепция создания орбитальных группировок сверхмалых космических аппаратов в интересах информационного обеспечения северных территорий России // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 5—9.
3. Зайцев И. Е., Сайбель А. Г., Фатеев В. Ф. Система контроля наземных объектов с использованием перспективных МКА // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 22—27.
4. Фатеев В. Ф., Миньков С. А. Новое направление развития МКА дистанционного зондирования Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 18—22.
5. Мальцев Г. Н., Козин И. А., Фатеев В. Ф. Методы выбора наиболее информативных спектральных каналов при дистанционном зондировании Земли с малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 23—31.
6. Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Подкорытов Е. Н., Репин В. Г. Трехмерная динамическая модель полей яркости фона, использующая расчетные индикатрисы многократного рассеяния излучения в облаках и изображения, полученные метеорологическими спутниками // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РЛТ. 2004. Вып. 1. С. 101—117.
7. Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Репин В. Г. Физико-статистическая модель пространственно-временных полей метеорологических параметров для имитации условий наблюдения оптических средств // Вопросы радиоэлектроники. Сер. РЛТ. 2006. Вып. 1. С. 78—88.

#### *Сведения об авторах*

- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Владимир Николаевич Лагуткин** — канд. техн. наук, доцент; начальник сектора ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Александр Петрович Лукьянов** — канд. техн. наук, доцент; ведущий научный сотрудник ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: kikkolo@mail.ru
- Евгений Николаевич Подкорытов** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва
- Юрий Вячеславович Слынько** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: urassl@gmail.com
- Алексей Михайлович Старостенко** — инженер; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

Г. Н. МАЛЬЦЕВ, В. В. КУНГУРЦЕВ, И. А. КОЗИНОВ

**ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ  
НА ОСНОВЕ КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
МНОГОСПЕКТРАЛЬНОГО НАБЛЮДЕНИЯ**

Рассмотрены принципы построения перспективной системы на основе малых космических аппаратов многоспектрального наблюдения. Особенностью системы является кластерное орбитальное построение, расширяющее ее функциональные возможности при решении задач дистанционного зондирования Земли. Приведены характеристики бортовой многоспектральной аппаратуры наблюдения малых космических аппаратов.

*Ключевые слова:* дистанционное зондирование, малые космические аппараты, многоспектральное наблюдение, кластер.

Применение малых космических аппаратов (МКА) и космических систем на их основе является в настоящее время одной из ведущих тенденций развития космических технологий [1, 2]. Ряд успешных экспериментов с МКА показал эффективность решения с их помощью широкого спектра прикладных задач. Можно утверждать, что к настоящему времени сложились условия для создания и развертывания полнофункциональных космических систем на основе орбитальных группировок МКА, в которых потенциальные возможности и преимущества МКА будут реализованы в полной мере. При этом перспективные МКА и космические системы рассматриваются не как альтернатива существующим системам на основе средних и тяжелых космических аппаратов, а как дополнение, существенно расширяющее возможности решения прикладных (целевых) задач в различных сферах деятельности.

Одной из основных областей применения МКА является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) [2, 3]. При решении задач ДЗЗ МКА, оборудованные малогабаритными бортовыми оптико-электронными системами (ОЭС) для съемки Земли, могут быть конкурентоспособными, рентабельными и представлять интерес для широкого класса потребителей космической информации. В настоящее время благодаря прогрессу в развитии бортовой многоспектральной аппаратуры наблюдения, работающей в оптическом и ИК-диапазонах, отмечается повышенный интерес к этому направлению разработок МКА. В мире на различных стадиях разработки и реализации находится несколько десятков программ ДЗЗ из космоса с помощью бортовых многоспектральных ОЭС. Использование современных технологий при реализации элементов бортовой специальной и обеспечивающей аппаратуры МКА и их унификация позволяют в несколько раз сократить сроки разработки и снизить финансовые расходы на реализацию космических проектов.

С помощью новых технологий постоянно совершенствуются характеристики бортовой аппаратуры космических аппаратов. Это дает основание прогнозировать, что в ближайшей перспективе создание космических систем ДЗЗ, интегрированных для оперативной передачи данных наблюдения со спутниковыми телекоммуникационными сетями, станет одним из наиболее приоритетных направлений развития космической техники.

Разрабатываемые в настоящее время бортовые многоспектральные ОЭС характеризуются высокой информативностью в сочетании с небольшими габаритами, массой и энергопотреблением, что хорошо согласуется с требованиями к полезной нагрузке МКА. Так, облегченный космический телескоп диаметром 1 м имеет массу главного зеркала около 300 кг, а 20-канальная многоспектральная ОЭС с телескопом диаметром 5—7 см, размещенная на универсальной малогабаритной космической платформе, вместе с обеспечивающей аппаратурой



имеет массу 25—40 кг. При этом полагается, что масса МКА составляет до нескольких сотен килограммов, что по зарубежной классификации соответствует микро-КА (масса 10—100 кг) и мини-КА (масса 100—500 кг).

В настоящей работе рассматриваются системные вопросы построения перспективной космической системы ДЗЗ на основе МКА многоспектрального наблюдения. В такой системе, с одной стороны, используются сложившиеся общие принципы построения космических систем и организации управления космическими аппаратами, с другой — учитываются особенности применения орбитальных группировок (ОГ) МКА и используются новые подходы к управлению ими. В частности, предполагается, что ОГ МКА многоспектрального наблюдения представляет собой кластер — совокупность нескольких МКА на орбитах со специально выбранными (как правило, близкими) параметрами, совместно и согласованно выполняющих съемку земной поверхности. Выбор параметров орбит МКА выбирается исходя из условий обзора интересующих районов земной поверхности, при этом особый интерес представляют полярные и околополярные орбиты, позволяющие осуществлять глобальный обзор земной поверхности на всех широтах.

В общем случае кластер можно определить как высокоуровневое объединение однотипных элементов, позволяющее повысить надежность, производительность и эффективность функционирования групповых систем путем динамического распределения задач. Применение кластера МКА наблюдения при соответствующем выборе его структуры (орбитального построения) позволяет:

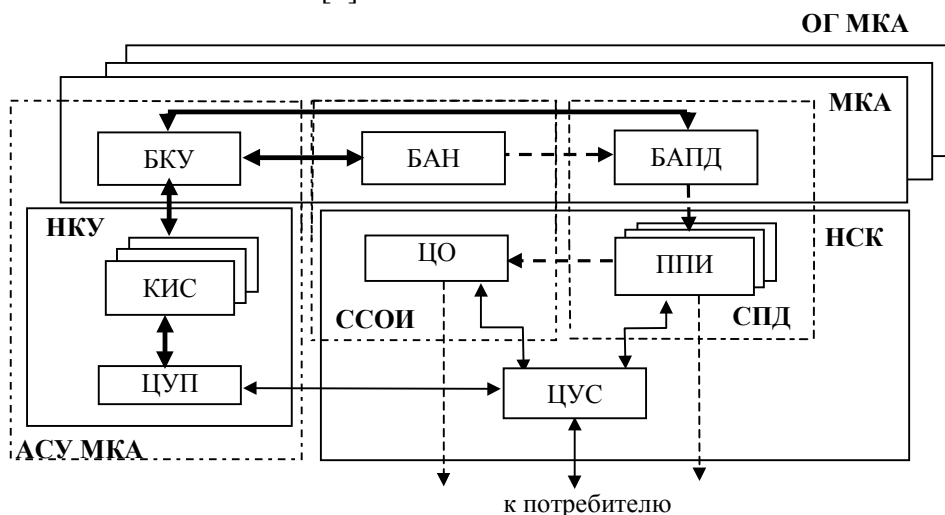
- увеличить мгновенную полосу обзора при съемке земной поверхности бортовыми ОЭС наблюдения нескольких МКА;
- использовать при решении задач ДЗЗ системные возможности кластерного построения орбитальной группировки МКА;
- формировать орбитальную группировку с помощью совместного выведения МКА, образующих кластер;
- реализовать перспективные технологии управления орбитальной группировкой космической системы.

На рисунке представлена функциональная схема космической системы ДЗЗ на основе МКА. В ней можно выделить наземный и космический сегменты, а также три функциональные подсистемы — автоматизированную систему управления космическими аппаратами (АСУ МКА), систему сбора и обработки информации (ССОИ) и систему передачи данных (СПД). Космический сегмент системы образует орбитальная группировка (ОГ) в виде кластера МКА, а наземный сегмент — средства наземного комплекса управления (НКУ) и наземного специального комплекса (НСК). Управление всеми элементами осуществляет Центр управления системой (ЦУС). На схеме не указаны средства технического и стартового комплексов, обеспечивающих подготовку к запуску и выведение МКА на орбиту, и рассматриваемые в настоящее время как комплекс средств по оказанию пусковых услуг.

АСУ МКА осуществляет управление МКА в соответствии с программами их полета и тем самым обеспечивает целевое применение ОГ МКА, а ССОИ и СПД непосредственно выполняют целевую функцию космической системы, осуществляя сбор информации ДЗЗ, ее передачу на Землю и обработку в интересах потребителей. Пунктирными стрелками на рисунке обозначены каналы передачи информации ДЗЗ, жирными стрелками — передача информации управления МКА, светлыми стрелками — информационное взаимодействие ЦУС с элементами наземного сегмента системы.

Разделение функций управления космическими аппаратами и их целевого применения является одним из общих принципов построения отечественных космических систем ДЗЗ [4, 5]. В данном случае этот принцип сохраняется с учетом того, что он используется при разработке перспективных космических платформ, в том числе малогабаритных, и позволяет

унифицировать средства АСУ МКА. При этом в качестве НКУ могут использоваться средства существующего Наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) МКА или средства специализированного НКУ данной космической системы. В первом случае ОГ системы передается на управление НАКУ, а во втором — космическая система функционирует самостоятельно, а ЦУС и Центр управления полетом (ЦУП) могут представлять единый центральный терминал управления системой, реализованный в современных низкоорбитальных многоспутниковых системах связи [6].



АСУ МКА представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных по линиям связи и радиоканалам наземных и бортовых средств, предназначенных для управления МКА космической системы. Все наземные средства АСУ МКА объединяются в НКУ, а бортовые средства представлены на каждом МКА его бортовым комплексом управления (БКУ). В составе НКУ — ЦУП и радиоэлектронные средства управления космическими аппаратами — командно-измерительные системы (КИС). Управление МКА понимается, в широком смысле слова, как совокупность операций оценки состояния движения и аппаратуры космического аппарата, принятия решения и выработки управляющих воздействий и собственно передачи на космический аппарат сигналов управления. Поэтому для информационного обмена с МКА по всем видам информации в АСУ МКА используются КИС — совмещенные системы, имеющие в своем составе каналы передачи на МКА сигналов управления (командно-программной информации), измерения параметров движения, приема телеметрической информации о состоянии бортовой аппаратуры [7, 8].

В составе ССОИ функционально объединены бортовая аппаратура наблюдения (БАН) и наземный центр обработки (ЦО) информации. Очевидно, что тип и характеристики БАН определяют характер данных наблюдения и возможности их последующего использования, для чего и осуществляется обработка данных наблюдения в ЦО. Поэтому функционирование БАН и ЦО однозначно взаимосвязано, хотя они соединяются не непосредственно, а через СПД. В состав СПД входят бортовая аппаратура передачи данных (БАПД) и наземные пункты приема информации (ППИ), образующие радиолинию передачи с МКА данных наблюдения. Передача данных наблюдения может происходить в реальном масштабе времени или при воспроизведении из бортового запоминающего устройства, входящего в состав БАПД. Характеристики средств ССОИ и СПД выбираются исходя из требований потребителя к космической информации ДЗЗ, технологии ее передачи на Землю и алгоритмов обработки.

ЦУС, ЦО и ППИ образуют НСК. ЦУС управляет всеми элементами наземного сегмента системы. Кроме средств НСК он взаимодействует с ЦУП и с потребителями космической системы. В соответствии с заявками потребителей составляются программы работы БАН и БАПД, соответствующие технологические циклы управления МКА и планы применения

средств НКУ и НСК. Полученные с МКА данные наблюдения выдаются потребителям после обработки из ЦО или непосредственно с ППИ. В последнем случае предполагается, что потребитель самостоятельно осуществляет тематическую обработку заказанных им данных наблюдения.

При построении ОГ космической системы ДЗЗ в виде кластера она приобретает новые системные возможности, связанные с многопозиционностью наблюдения за наземными объектами, такие как объединение полос обзора нескольких МКА, одновременная и последовательная съемка одних и тех же объектов несколькими МКА с комплексированием данных наблюдения, выбор одного из нескольких возможных ракурсов съемки интересующих объектов и другие. Соответственно программа полета всех МКА и работы их БАН составляется как единая программа применения ОГ космической системы, реализующая ее системные возможности. Современные достижения в области создания бортовых вычислительных комплексов позволяют добиться высокого уровня организации автономного управления МКА средствами БКУ с сохранением определяющей роли НКУ в планировании применения всей ОГ МКА, контроле ее состояния, составлении и передаче на МКА программ работы БАН и БАПД.

Предполагается использовать несколько вариантов кластеров МКА наблюдения:

- кластер, расширяющий полосу обзора системы путем параллельной съемки прилегающих областей;
- кластер, обеспечивающий повышение разрешения съемки за счет обработки данных нескольких МКА, ведущих одновременную съемку одного и того же региона;
- кластер, позволяющий получать пространственные (трехмерные) изображения участков поверхности путем обработки данных с пространственно распределенных МКА;
- кластер, отслеживающий динамику изменения процессов в заданном регионе Земли за счет разнесения по времени получения данных наблюдения нескольких МКА.

Высокие технические и эксплуатационные показатели при малогабаритном исполнении бортовой аппаратуры космических аппаратов основаны прежде всего на внедрении новых технологий во всех элементах. Например, в ОЭС МКА используются современные высоко разрешающие (до 20 мегапикселей) твердотельные матрицы, в том числе с реализацией систем обработки изображений (цифровых сигнальных процессоров) на базе одной микросхемы. В системах энергообеспечения МКА используются солнечные панели с высоким КПД и современные аккумуляторные батареи повышенной емкости и увеличенных сроков эксплуатации. Высокопроизводительные бортовые процессоры позволяют обеспечивать не только геометрическую и радиометрическую коррекцию, но и многократное сжатие данных наблюдения для передачи на Землю по радиоканалу. Бортовые запоминающие устройства выполняются в виде твердотельных накопителей большой емкости. Наконец, практически вся бортовая радиоэлектронная аппаратура МКА может быть реализована на одной или нескольких интегральных схемах с программируемой логикой (ПЛИС). Расчетный срок активного функционирования МКА ДЗЗ по современным оценкам составляет от 3 до 7 лет.

Основным элементом полезной нагрузки МКА наблюдения является БАН. Как правило, ОЭС наблюдения, устанавливаемые на МКА, жестко связаны с корпусом КА, поэтому либо съемка ведется только в надире, либо для отклонения оптической оси осуществляется разворот всего МКА или используются поворотные зеркала. Для увеличения размера кадра применяются двух- и трехкамерные оптические системы с перекрывающимися полосами обзора. Смена режимов съемки осуществляется переключением с широкоугольной системы (обзорный режим) на узкоугольную (детальный режим). Однако из-за малых размеров МКА применяемые на них оптические системы для съемки земной поверхности обладают сравнительно небольшими размерами входного зрачка (объектива) и фокусного расстояния, которые не превышают единиц и нескольких десятков сантиметров соответственно. Тем самым линейное

разрешение на местности ограничивается единицами—десятками метров. Кроме того, из-за невысокой точности системы ориентации МКА формируемые изображения имеют значительную погрешность геопривязки — от нескольких сотен метров до единиц километров.

Указанные ограничения функциональных возможностей бортовых ОЭС наблюдения, связанные с их установкой на МКА, преодолеваются при переходе от обычных (панхроматических) к многоспектральным ОЭС. Ключевым элементом таких ОЭС является многоспектральный датчик, который формирует так называемый „куб многоспектральных данных“ и может быть выполнен по схеме видеоспектрометра или фурье-спектрометра. Использование многоспектральной аппаратуры наблюдения позволяет повысить информативность данных ДЗЗ с одновременным снижением требований к разрешающей способности бортовых ОЭС за счет использования при распознавании новой системы признаков на основе спектральных характеристик зарегистрированного оптического излучения [9, 10]. При этом увеличение числа спектральных каналов ОЭС в 2—3 раза, например в схеме видеоспектрометра, практически не приводит к увеличению массы бортовой аппаратуры МКА. Преимуществом многоспектрального наблюдения также является возможность автоматизированной обработки данных наблюдения (при разработке соответствующего программного обеспечения для обработки зарегистрированных спектральных характеристик наземных объектов и подстилающей поверхности).

Большинство современных МКА наблюдения и их проектов предусматривают одновременную панхроматическую и многоспектральную съемку поверхности Земли в нескольких десятках спектральных каналов или гиперспектральную съемку в нескольких сотнях каналов [2, 11]. Так, использование трех- и четырехканальной аппаратуры наблюдения в различных спектральных диапазонах в сочетании с панхроматической аппаратурой уже является стандартным техническим решением и используется на МКА ДЗЗ „Konos-2“ (масса 780 кг, США, 1999 г.), „OrbView-3“ (360 кг, США, 2003 г.), „Монитор-Э“ (650 кг, Россия, 2005 г.), „RapidEye“ (175 кг, Германия, 2008 г.). Использование многоспектральной и гиперспектральной бортовой аппаратуры наблюдения предусматривается на перспективных МКА ДЗЗ „OrbView-4“ (370 кг, 280 каналов, США), „Канопус-В2“ (400 кг, 72 канала, Россия), „Diamand“ (180 кг, 12 каналов, Германия—Израиль) и других. При этом проектами перспективных космических систем ДЗЗ предусматривается применение в составе кластеров от 2 до 10 МКА.

Сфера применения космической информации многоспектрального ДЗЗ постоянно расширяется. В настоящее время данные многоспектрального наблюдения Земли из космоса используются в

- гидрометеорологии;
- экологическом мониторинге распространения загрязнений во всех природных сферах (атмосфера, поверхность суши, водная среда);
- мониторинге чрезвычайных ситуаций;
- создании и обновлении общегеографических и тематических картографических материалов;
- информационном обеспечении деятельности по землеустройству, прокладке транспортных магистралей, строительству промышленных объектов и градостроительству;
- информационном обеспечении хозяйственной деятельности в ведущих отраслях социальной экономики;
- океанографии и океанологии.

Задачи космической системы ДЗЗ на основе МКА могут уточняться потребителями с учетом характеристик бортовой аппаратуры наблюдения, наземных средств обработки информации и системных возможностей, определяемых кластерным построением ОГ МКА. К прикладным задачам многоспектрального наблюдения Земли из космоса относятся:

- съемка регионов поверхности Земли в целях мониторинга крупномасштабных стихийных бедствий, происходящих в данных регионах;
- поиск и обнаружение наземных техногенных объектов и наблюдение за состоянием природных ресурсов Земли;
- сбор информации для глобальной Географической информационной системы и формирования цифровых карт местности.

В таблице представлены ориентировочные характеристики бортовых многоспектральных ОЭС наблюдения, которые могут быть использованы на микро-КА и мини-КА. В качестве многоспектрального датчика рассматривается видеоспектрометр как более компактный в технической реализации. Указанное количество спектральных каналов — до 30 на микро-КА (многоспектральная ОЭС) и до 300 на мини-КА (гиперспектральная ОЭС) — перекрывает широкий диапазон задач ДЗЗ.

Параметр	Значение	
	Микро-КА	Мини-КА
Тип ОЭС	многоспектральная камера	
Диаметр входного зрачка ОЭС, см	до 5	до 10
Фокусное расстояние, см	до 50	до 1
Регистрация изображения	кадровая	
Размер элемента фотоприемника, мкм	10×10	
Шумовой эквивалентный сигнал, фотоотчетов на выборку	100	
Тип спектрального прибора	видеоспектрометр	
Емкость бортового твердотельного накопителя, Гбит	до 100	до 1000
Количество спектральных каналов	15—30	150—300
Ширина спектрального канала, мкм	0,02—0,04	
Скорость информационной радиолинии, Мбит/с	до 50	до 300
Количество разрядов квантования сигнала	до 10	до 8

Следует отметить, что переход к многоспектральному наблюдению при ДЗЗ сопряжен с очевидным усложнением БАПД вследствие увеличения информационных потоков от БАН (несмотря на использование методов сжатия видеоданных) и требуемых скоростей передачи информации на наземные ППИ по радиоканалу. Для передачи данных многоспектрального наблюдения в реальном масштабе времени требуемая скорость передачи информации составляет до сотен мегабит в секунду, что приводит к необходимости использования в СПД специализированной радиолинии, существенно отличающейся по своим характеристикам от радиолинии КИС, по которой осуществляется информационный обмен в АСУ МКА [12]. Кроме того, для сокращения объема передаваемой информации предложены методы адаптивного выбора наиболее информативных спектральных каналов, которые у одной и той же бортовой многоспектральной ОЭС могут быть различными при решении задач ДЗЗ и съемке наземных объектов [13].

Рассмотренные принципы построения космической системы многоспектрального наблюдения на основе кластера МКА и характеристики бортовых многоспектральных ОЭС как основного элемента полезной нагрузки МКА определяют основные системные решения при создании таких систем, а также особенности и варианты их применения при решении различных прикладных задач ДЗЗ.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тяпичев Г. А. Спутники и цифровая радиосвязь. М.: ТехБук, 2004. 288 с.
2. Рябова Н. В., Еськов Д. Н. Малые искусственные спутники Земли с оптико-электронной аппаратурой в программах дистанционного зондирования Земли // Оптич. журн. 1996. № 1. С. 4—19.

3. *Гарбук С. В., Гершензон В. Е.* Космические системы дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во А и Б, 1997. 296 с.
4. *Кравец В. Г.* Автоматизированные системы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1995. 256 с.
5. *Лебедев А. А., Нестеренко О. П.* Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование. М.: Машиностроение, 1991. 224 с.
6. *Невдяев Л. М., Смирнов А. А.* Персональная спутниковая связь. М.: Эко-Трендз, 1998. 216 с.
7. *Галантерник Ю. М., Гориш А. В., Калинин А. Ф.* Командно-измерительные системы и наземные комплексы управления космическими аппаратами. М.: МГУЛ, 2003. 200 с.
8. *Молотов Е. П.* Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. М.: Физматлит, 2004. 256 с.
9. *Фатеев В. Ф., Миньков С. А.* Потенциальные возможности космических многоспектральных оптико-электронных приборов при обнаружении малоразмерных объектов // Оптич. журн. 2000. № 7. С. 5—11.
10. *Мальцев Г. Н., Луцый С. И.* Корреляционное распознавание объектов по многоспектральным данным // Оптич. журн. 2004. № 11. С. 15—18.
11. *Подъезтков Ю. А.* Космическая съемка Земли 2006—2007 гг. М.: Радиотехника, 2008. 275 с.
12. *Мальцев Г. Н., Буриков С. В., Булаев О. А.* Анализ характеристик радиолинии передачи с малогабаритного космического аппарата данных дистанционного зондирования Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 5—11.
13. *Мальцев Г. Н., Козин И. А., Фатеев В. Ф.* Методы выбора наиболее информативных спектральных каналов при дистанционном зондировании Земли с малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 23—31.

**Сведения об авторах**

- Георгий Николаевич Мальцев** — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космических радиотехнических систем, Санкт-Петербург; E-mail: georgy\_maltsev@mail.ru
- Вадим Викторович Кунгурцев** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космических радиотехнических систем, Санкт-Петербург; E-mail: kvadim13@mail.ru
- Игорь Александрович Козин** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космических радиотехнических систем, Санкт-Петербург; E-mail: garry-spb@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

Е. П. МИНАКОВ, Е. Ф. ЧИЧКОВА

## МОНИТОРИНГ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Определены состав задач, возникающих при чрезвычайных ситуациях, и основные требования к эффективности их решения. Предложена структура автоматизированной системы мониторинга таких ситуаций. Приведены данные мониторинга гидрометеорологической и экологической обстановки Северо-Западного региона России с использованием космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и оценена его эффективность.

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование, мониторинг, автоматизированная система, чрезвычайная ситуация, эффективность.

Чрезвычайные ситуации (ЧС) природного и техногенного характера, возникающие в различных регионах России (разливы нефти и нефтепродуктов в акваториях морей, на озерах и реках, загрязнения территориально-природных комплексов, пожары, наводнения, опасные метеорологические явления и т.д.), могут выявляться и контролироваться с использованием различных средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), преимущественно космических аппаратов (КА).

Накопленный к настоящему времени опыт позволяет выявить основные требования к решению возникающих в ходе ЧС задач [1]. Обобщенные требования к мониторинговой информации, основанные на анализе данных организаций министерств и ведомств Российской Федерации, представлены в таблице.

№ п/п	Задача	Время решения, ч	Оперативность обновления информации, ч	Пространственное разрешение, м
1	Определение факта возникновения ЧС:			
	пожар	24	0,25—2	10—20
	разрушение	24	0,25—2	10
	химическое заражение	12	0,20—1	50—100
	затопление	12	0,25—1	30—100
2	Оценка масштабов ЧС:			
	пожар	2—10	1—2	100
	разрушение	12—24	3—6	0,5—10
	химическое заражение	6—24	2—6	50—100
	затопление	6—12	1—6	10
3	Оценка степени разрушения железнодорожных путей и подвижного состава	1—12	0,5—1	1—2
4	Оценка степени разрушения при авариях морских (речных) судов и загрязнения поверхности воды и береговой линии	6—8	3—6	10—20
5	Определение места падения летательных аппаратов	6—8	1—3	10—20
6	Определение характеристик транспортных аварий	3—6	1—3	1—2
7	Определение места и размеров зон аварий на магистральных трубопроводах	6—12	1—3	1—20
8	Оценка характера и объема разрушений при авариях на химически опасных объектах	1—12	0,5—2	10—20

Продолжение таблицы

№ п/п	Задача	Время решения, ч	Оперативность обновления информации, ч	Пространственное разрешение, м
9	Определение типа аварийной ситуации, характера и объема разрушений при авариях на радиационно опасных объектах	1—12	0,5—3	1—2
10	Определение характера и объема разрушений при обрушении зданий	6—12	1—3	1—2
11	Определение зоны разрушения и затопления при гидродинамических авариях	6—12	1—3	5—10
12	Получение данных для расчета характеристик зон экологических бедствий	3—4	2	10—20

Состав задач, указанный в таблице, нельзя считать исчерпывающим, а требования к их решению — окончательными. Тем не менее можно утверждать, что предельным значением для отводимого времени решения задачи является 1 ч, для оперативности обновления информации о ЧС — 0,2 ч. Предельное пространственное разрешение для мониторинговой информации о ЧС составляет 0,5 м.



Рис. 1

Такие высокие показатели в настоящее время могут быть обеспечены только путем комплексного, скоординированного по времени и месту, применения КА, авиационных (вертолетных) пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, а также некоторых других средств, что может быть обеспечено только в рамках единой автоматизированной системы мониторинга ЧС (рис. 1, здесь темные стрелки — команды управления, светлые — данные ДЗЗ).

Система мониторинга должна являться информационным инструментом, позволяющим принимать адекватные решения как для государственных органов управления, так и для за-



интересованных групп пользователей. Создание автоматизированной системы предполагает решение ряда организационных задач, в частности:

- развития информационно-телекоммуникационной среды, адаптированной к особенностям конкретного региона;
- подготовки специалистов по мониторингу окружающей среды средствами ДЗЗ.

Одним из перспективных направлений развития информационно-измерительной подсистемы в структуре, представленной на рис. 1, является баллистическое проектирование и развертывание орбитальной группировки КА ДЗЗ для конкретного региона. Например, показатели, приведенные в таблице, могут быть обеспечены для Северо-Западного региона десятью—двенадцатью малыми КА, движущимися по солнечно-синхронным орбитам и оснащенными бортовыми комплексами управления, проектируемыми в Центральном научно-исследовательском и опытно-конструкторском институте робототехники и технической кибернетики (ЦНИИ РТК). Повышение эффективности работы данной подсистемы возможно также за счет использования данных ДЗЗ вновь вводимых зарубежных КА с высокими тактико-техническими характеристиками.

Указанные на рис. 1 подсистемы, связанные с приемом и первичной тематической обработкой данных ДЗЗ, с их пространственным анализом средствами геоинформационных систем (ГИС), с дешифровкой изображений для территории Северо-Западного региона успешно функционируют в Центре ДЗЗ ЦНИИ РТК. С 2006 г. поводится регулярный космический мониторинг Финского залива по данным КА Terra. В Центре ДЗЗ ведется разработка специального программного обеспечения и методик тематической обработки космической информации.

Так, в частности, с целью оценивания антропогенного воздействия на акваторию восточной части Финского залива и Невской губы, вызванного строительством нефтяных терминалов, портовых зон и других гидротехнических объектов, а также проведением работ по намыву территорий Санкт-Петербурга, используются данные ДЗЗ КА Terra и Aqua (радиометр MODIS), которые позволяют определять степень загрязнения поверхностных вод взвешенными веществами, их температурные поля, площадь зон повышенной мутности и цветения воды сине-зелеными водорослями.

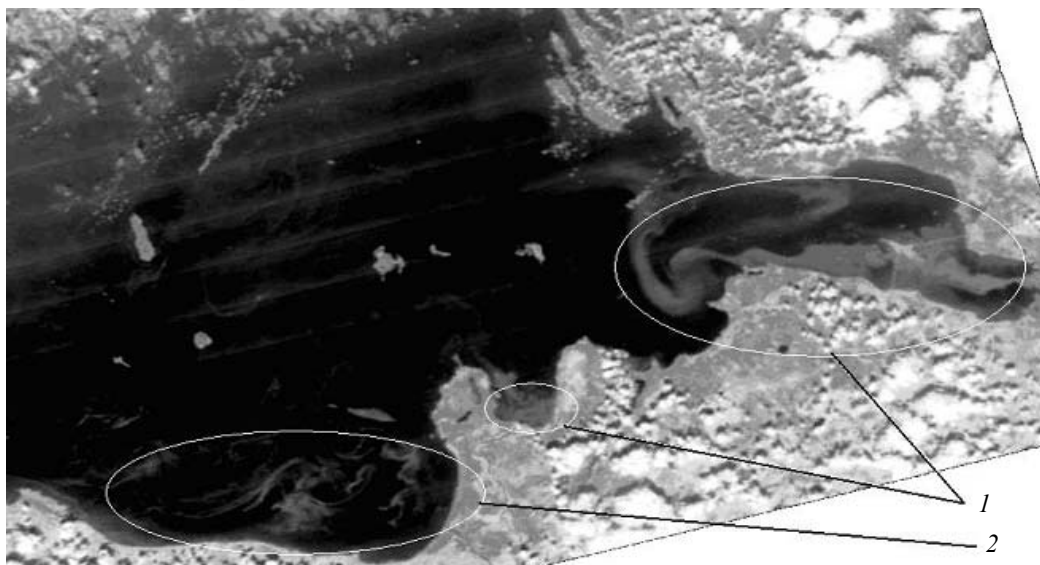


Рис. 2

На рис. 2 на основе анализа данных ДЗЗ, полученных КА Terra 31 июля 2008 г., показаны зоны повышенной мутности в Невской губе и в восточной части Финского залива (1), а также выделена зона цветения воды сине-зелеными водорослями в центральной части Финского залива (2).

Полученные в период 2006—2008 гг. результаты обработки данных ДЗЗ демонстрируют не только значительное ухудшение экологической обстановки, но и большие отклонения в

значениях некоторых из указанных параметров для водных объектов, находящихся в схожих гидрологических условиях относительно фоновых характеристик 2005 г.

В процессе исследований было установлено, что наибольшие отличия между спутниковыми данными и значениями температуры, полученными в ходе натурных измерений, наблюдаются в диапазоне от 0 до 7 °С [2]. Проведенная валидация алгоритма определения температуры поверхностных вод, используемого программным комплексом SeaDAS для информации с КА Aqua и Terra, по данным репрезентативных наблюдений *in situ*, обеспечила возможность применения этого алгоритма со стандартной погрешностью 1°С в диапазоне температур от 0 до 23°С для восточной части Финского залива и Невской губы.

Помимо этого было проведено оценивание температуры поверхности воды по данным с КА NOAA в синхронное время, коэффициент корреляции для которых и для данных КА Aqua и Terra составил 0,95.

Другим важным результатом проведенных исследований явилась разработка технологии оперативного получения изображений зон повышенной мутности и цветения воды сине-зелеными водорослями по данным с КА и передачи их по каналам связи в организации, осуществляющие контроль качества вод Финского залива.

Для оценивания ЧС, связанных с погодными явлениями, разработано специализированное программное обеспечение гидрометеорологического назначения, позволяющее определять по спутниковой информации низкого и среднего разрешения очаги гроз, града, шквала и других опасных явлений. На рис. 3 представлены очаги гроз над территорией Северо-Западного региона 15 мая 2007 г., выявленные по данным ДЗЗ КА NOAA.

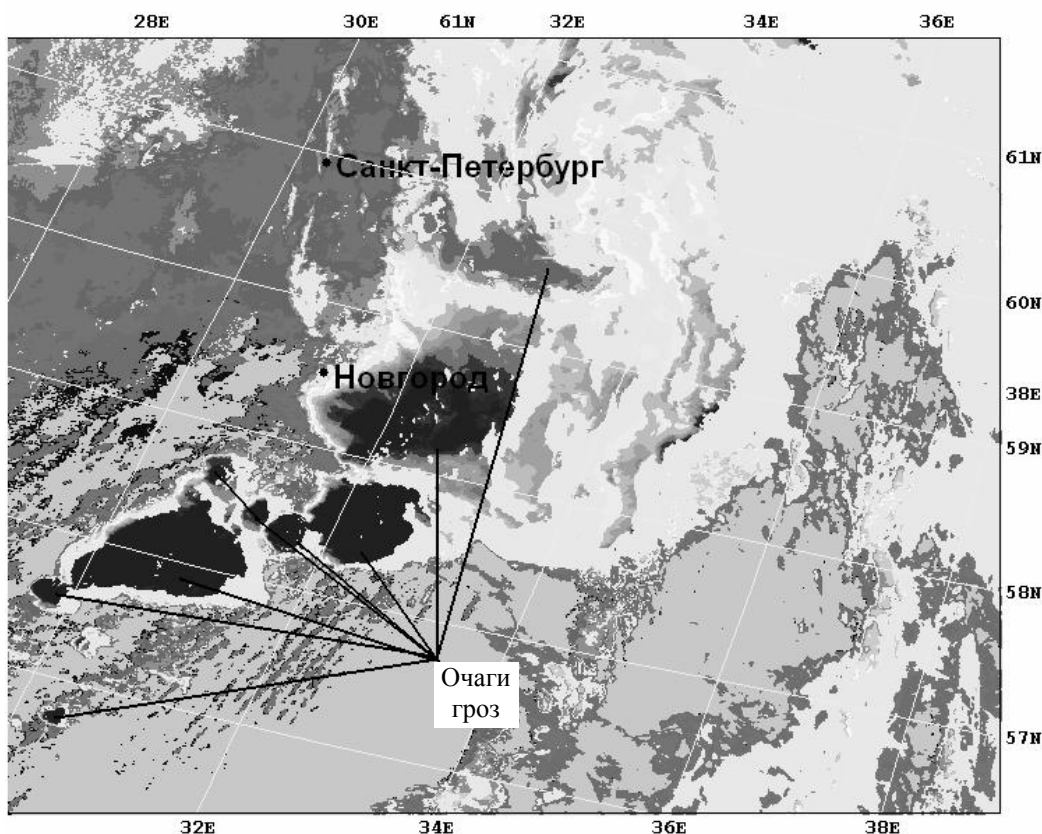


Рис. 3

Основными проблемами мониторинга при использовании такой информации в настоящее время являются сложность прогнозирования развития соответствующих опасных метеорологических явлений и недостаточная оперативность передачи данных ДЗЗ потребителям. Для повышения качества прогноза развития и перемещения опасных погодных явлений, а

также загрязнений воды должны быть разработаны методики комплексного использования спутниковой информации и данных различных прогностических моделей. Для валидации методик обработки данных ДЗЗ КА требуется проведение ряда „подспутниковых экспериментов“ с широким по тематическому охвату спектром контактных измерений физических параметров компонентов окружающей среды.

Для повышения точности контроля состояния воды и объектов суши требуется спутниковая информация ДЗЗ высокого и среднего пространственного разрешения, которая обрабатывается при помощи соответствующего специализированного программного обеспечения. Основные проблемы в этом случае состоят в высокой себестоимости получения данных требуемого пространственного разрешения, в недостаточной методической разработке обнаружения и анализа зон различных загрязнений на воде и суше, в необходимости валидации и региональной адаптации существующих методик.

Для оценивания эффективности применения КА ДЗЗ были использованы карты космической обстановки и графо-аналитический метод [3, 4]. Полученные результаты показывают, что применение спутникового мониторинга ЧС позволяет повысить вероятность обнаружения зон разлива нефти в любой акватории на поверхности Земли более чем в 1,2 раза, обнаружения нештатной ситуации на контролируемом объекте — в 1,4 раза, выявления таких опасных явлений, как ураганы, тайфуны — в 1,1 раза. При этом соответствующее время обнаружения сокращается в среднем почти в 2 раза. Особо следует отметить, что применение космических средств должно повысить оперативность решения таких задач, как обнаружение очагов возгорания, оценивание ледовой обстановки и некоторых других, в 3—4 раза.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Голованев И. Н. Федеральная система мониторинга объектов и ресурсов. Основы построения и техническая реализация. М.: СИП РИА, 2006. 252 с.
2. Чичкова Е. Ф., Булаев О. А. Спутниковый мониторинг восточной части Финского залива в 2007 году // Сб. тр. IX Междунар. экологического форума „День Балтийского моря“. СПб, 2008. С. 224—225.
3. Минаков Е. П. Карты космической обстановки для оценивания эффективности применения космических аппаратов дистанционного зондирования поверхности Земли // Мат. IV Междунар. конф. „Микротехнологии и новые информационные услуги в авиации и космонавтике“. СПб, 2005. С. 45—49.
4. Булаев О. А., Минаков Е. П., Федоров С. А. Графо-аналитический метод оценивания вероятности группового применения орбитальных средств дистанционного зондирования областей на поверхности Земли // Там же. С. 49—52.

#### Сведения об авторах

- Евгений Петрович Минаков** — д-р техн. наук, профессор; Центральный научно-исследовательский институт робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: minakov@rtc.ru
- Елена Федоровна Чичкова** — канд. географических наук, старший научный сотрудник; Центральный научно-исследовательский институт робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: chichkova@rtc.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

А. В. КСЕНДЗУК, В. Ф. ФАТЕЕВ, С. А. ПОПОВ

**МЕТОД ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ  
В КОСМИЧЕСКИХ МНОГОПОЗИЦИОННЫХ  
РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ  
С СИНТЕЗОМ АПЕРТУРЫ АНТЕННЫ**

Представлен метод совместной обработки сигналов в многопозиционной радиолокационной системе с синтезированием апертуры антенны, основанной на использовании малых космических аппаратов. Приведены основные соотношения и результаты моделирования обработки в многопозиционных системах.

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование, многопозиционная радиолокационная синтезированная антенна, оптимальная обработка, малые космические аппараты, радиолокационное изображение.

Использование малых космических аппаратов (МКА) позволяет перейти на качественно новый уровень решения задач дистанционного зондирования за счет развертывания космической многопозиционной системы мониторинга земной поверхности [1—4]. Такая система должна состоять из приемников и передатчиков, способных осуществлять совместную обработку отраженных от объектов электромагнитных полей (рис. 1, здесь ПРД — передатчик, ПРМ — приемник). Технологическая повторяемость обуславливает относительно невысокую стоимость создания и развертывания такой многопозиционной (МП) радиолокационной синтезированной антенны (РСА).

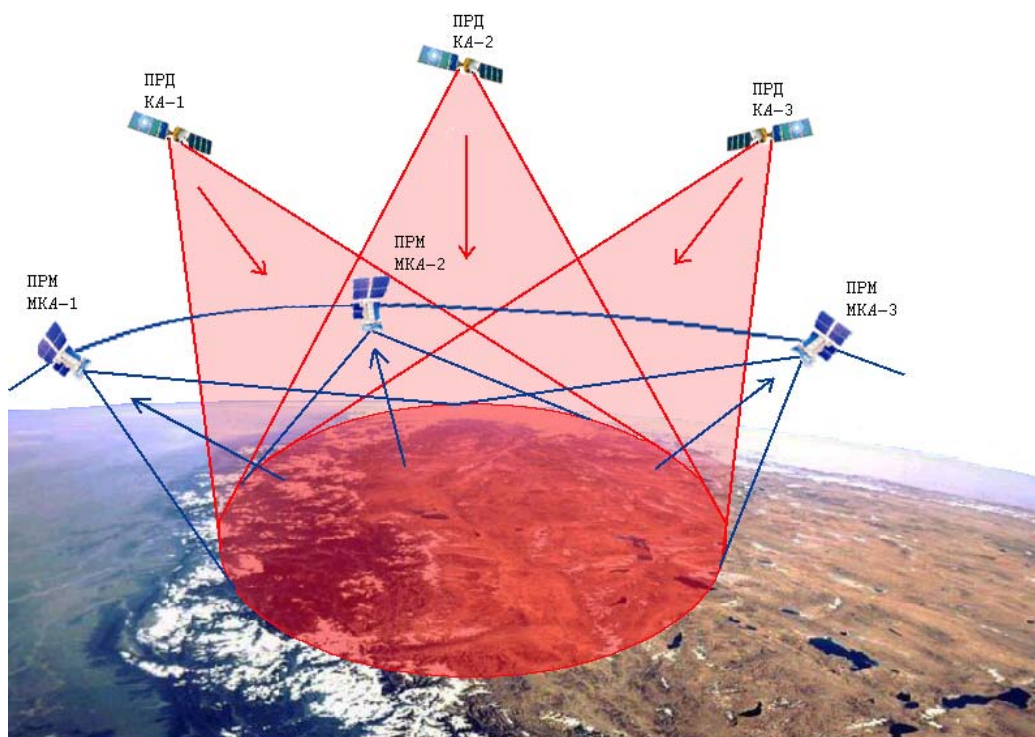


Рис. 1

Одной из основных задач при создании этой системы является разработка методов совместной обработки наблюдаемых полей, что позволит достичь наилучшего качества получаемых данных.

Методы формирования радиолокационного изображения в системах дистанционных исследований могут основываться на двух основных моделях отраженных от поверхности сигналов — стохастической и функционально-детерминированной. Эти модели базируются на представлении комплексного коэффициента отражения от объектов  $\dot{F}(\mathbf{r})$ , входящего в уравнение отраженного (рассеянного) сигнала в виде функционально-детерминированного или стохастического пространственного процесса [4].

Получим соотношения для оптимальной совместной обработки сигнала в многопозиционной системе с синтезированием апертуры антенны для аддитивной модели уравнения наблюдения, где первый статистический момент  $\mathbf{u}(t)$  зависит от комплексного коэффициента отражения  $\dot{F}(t, \mathbf{r})$ , который можно представить в рамках функционально-детерминированных моделей. Оптимальные оценки вектора искомым функций  $\lambda$  (электрофизических параметров поверхности как функций координат  $\mathbf{r}$  и времени  $t$ ) определяются из решения вариационного уравнения

$$\int_0^T \int_0^T \frac{\delta \mathbf{m}_u^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) [\mathbf{u}(t_2) - \mathbf{m}_u(t_2, \lambda)] dt_1 dt_2 + \int_0^T \int_0^T [\mathbf{u}^T(t_1) - \mathbf{m}_u^T(t_2, \lambda)] \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{m}_u(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} dt_1 dt_2 = 0, \quad (1)$$

где  $\delta/\delta(\cdot)$  — вариационная производная,  $\mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2)$  — обратно-корреляционная функция наблюдаемого процесса  $\mathbf{u}(t)$  со средним  $\mathbf{m}$ .

Когда вектор аддитивных помех  $\mathbf{n}(t)$  является нестационарным процессом со средним  $\mathbf{m}(t) = \boldsymbol{\beta}(t)$ , он представляет собой равенство результата обработки входного сигнала в соответствии с соотношением (1)

$$\int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{u}(t_2) + \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2, \quad (2)$$

где  $\mathbf{S}_D(t, \lambda)$  — вектор сигналов, отраженных от всей области поверхности

$$\int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{S}_D(t_2, \lambda) + \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2, \quad (3)$$

и смещения

$$b(\mathbf{r}) = \int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \boldsymbol{\beta}(t_2) + \boldsymbol{\beta}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2. \quad (4)$$

Для большинства практически важных случаев справедливо предположение о стационарности  $\mathbf{n}(t)$ , по крайней мере, на интервале синтеза апертуры антенны. При этом оптимальный алгоритм определяется из равенства, левая часть которого имеет вид

$$\text{Re} \int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D^T(t_1, \lambda)}{\delta \lambda} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{u}(t_2) + \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \lambda)}{\delta \lambda} \right] dt_1 dt_2. \quad (5)$$

Правая часть при условии узкополосности спектра сигнала многопозиционной системы, а именно при выполнении для произвольных комбинаций несущих частот условия

$$\max_{k,m} |f_{0k} - f_{0m}| + 2\Delta F < \min_{k,m} |f_{0k} + f_{0m}|, \quad (6)$$

может быть записана так:

$$\frac{1}{2} \operatorname{Re} \left( \int_0^T \int_0^T \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D^T(t_1, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \mathbf{R}^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_D^*(t_2, \boldsymbol{\lambda}) dt_1 dt_2 + \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^{T*}(t_1, \boldsymbol{\lambda}) \mathbf{R}^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 \right). \quad (7)$$

Для определения процедуры комплексирования используем решение, учитывающее мнимые части выражений (5) и (7):

$$\int_0^T \int_0^T \left[ \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \mathbf{u}(t_2) + \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \right] dt_1 dt_2 = \\ = \frac{1}{2} \left( \int_0^T \int_0^T \frac{\delta \mathbf{S}_D^T(t_1, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_D^*(t_2, \boldsymbol{\lambda}) dt_1 dt_2 + \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^{T*}(t_1, \boldsymbol{\lambda}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 \right). \quad (8)$$

В случае симметрии функции  $\mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2)$  относительно транспонирования и перестановки координат ее элементов выражение (8) упрощается до

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^{T*}(t_1, \boldsymbol{\lambda}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2, \quad (9)$$

вырожденная форма которого является классическим уравнением для оптимальных оценок в РСА [6]:

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \mathbf{S}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_D^*(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \frac{\delta \dot{\mathbf{S}}_D(t_2, \boldsymbol{\lambda})}{\delta \boldsymbol{\lambda}} dt_1 dt_2. \quad (10)$$

Дальнейшее уточнение процедуры совместной обработки в МП РСА необходимо проводить с учетом (10) на основании моделей сигнала и электродинамической модели поверхности [4].

В качестве модели сигнала будем использовать вектор, координаты которого можно представить в форме

$$\dot{\mathbf{S}}_{Di}(t) = \operatorname{Re} \int_D \dot{\mathbf{F}}[t, \mathbf{r}; \boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})] \dot{\mathbf{J}}(t, \mathbf{r}) d\mathbf{r},$$

где ядро  $\dot{\mathbf{S}}(\cdot)$  определяется параметрами излучаемых сигналов и геометрией наблюдения.

Пусть модель поверхности представима в виде ряда

$$\dot{\mathbf{F}} = \xi[\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})] \sum_{l=1, \dots, L} \eta_l[\boldsymbol{\gamma}(t, \mathbf{r}), \boldsymbol{\Theta}(t, \mathbf{r})], \quad (11)$$

где  $\xi$  — функция комплексирования;  $\eta$  — базисные функции;  $\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})$  — вектор параметров комплексирования;  $\boldsymbol{\gamma}(t, \mathbf{r})$  — вектор несущественных параметров,  $\boldsymbol{\Theta}(t, \mathbf{r})$  — вектор электрофизических параметров поверхности.

При этом уравнение для оптимальных оценок (10) примет вид:

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_{\lambda}(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_0^T \int_0^T \int_D \xi^*[\boldsymbol{\lambda}(t_1, \mathbf{r})] \times \\ \times \dot{\mathbf{S}}_{\lambda}^{T*}(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_{\lambda}(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 d\mathbf{r}_1, \quad (12)$$

где

$$\dot{\mathbf{S}}_{\lambda_i}(t, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) = \sum_{k=1, \dots, Tr} \sum_{l=1, \dots, L} \eta_l[t, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}, \boldsymbol{\Theta}_{ik}(t, \mathbf{r})] \dot{\mathbf{J}}_{ik}(t, \mathbf{r})$$

— координаты модифицированного (с учетом модели поверхности) вектора опорных сигналов.

Для статической во временной области модели  $\xi(t, \mathbf{r})$  выражение (12) упростится:

$$\int_0^T \int_0^T \mathbf{u}^T(t_1) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 = \frac{1}{2} \int_D \xi[\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})] \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_\lambda^T(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) \times \times \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 d\mathbf{r}. \quad (13)$$

Правая часть уравнения (13) содержит модифицированную пространственную функцию неопределенности  $\Psi_\lambda$  (ПФН) для вектора функции с учетом модели (11)

$$\Psi_\lambda(\mathbf{r}, \mathbf{r}_1) = \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_\lambda^T(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) \mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2, \quad (14)$$

которая может быть представлена в виде суммы ПФН по всем комбинациям приемников:

$$\dot{\Psi}_\lambda(\mathbf{r}, \mathbf{r}_1) = \sum_{i,j=1, \dots, Rc} \dot{\Psi}_{\lambda_{ij}}(\mathbf{r}, \mathbf{r}_1) = \sum_{i,j=1, \dots, Rc} \int_0^T \int_0^T \dot{\mathbf{S}}_{\lambda_i}^T(t_1, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}) R_{ij}^{-1}(t_1, t_2) \dot{\mathbf{S}}_{\lambda_j}^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2.$$

Левая часть равенства (13) содержит в себе операции декорреляции входного векторного процесса  $\mathbf{u}^T(t)$  матрицей  $\mathbf{R}_u^{-1}(t_1, t_2)$  и последующую согласованную фильтрацию с модифицированным опорным сигналом  $\dot{\mathbf{S}}_\lambda^*(t_2, \boldsymbol{\gamma}, \mathbf{r}_1)$ .

Особенностью разработанных алгоритмов является оценка не вектора  $\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})$ , а связанных с ним функции комплексирования  $\xi[\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})]$ . Задача определения  $\xi[\boldsymbol{\lambda}(t, \mathbf{r})]$  является обратной и в общем случае некорректной [6]. Однако в соответствии с общепринятой практикой [7] в качестве оптимальных оценок параметров можно принять сглаженный функцией неопределенности результат совместной обработки входного процесса.

При известных априорных значениях плотности распределения вероятности векторов оцениваемых параметров оптимальные оценки определим в рамках метода максимальной апостериорной плотности вероятности путем решения уравнения [7]

$$\frac{\delta \int p(\boldsymbol{\lambda}) d\boldsymbol{\lambda}}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})} \int_U l[W(\mathbf{u}), \boldsymbol{\lambda}] p(\mathbf{u} / \boldsymbol{\lambda}) d\mathbf{u} = - \int_\Lambda p(\boldsymbol{\lambda}) d\boldsymbol{\lambda} \frac{\delta \int l[W(\mathbf{u}), \boldsymbol{\lambda}] p[\mathbf{u} / \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})] d\mathbf{u}}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})}. \quad (15)$$

В случае аппроксимации плотности вероятности оцениваемого параметра гауссовым распределением оптимальные оценки находятся из уравнения

$$\frac{\delta}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})} [-\ln(C) + \frac{1}{2} \int_D \int_D [\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r}_1) - \mathbf{m}_\lambda(\mathbf{r}_1)]^T \mathbf{R}_\lambda^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) \times \times [\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r}_2) - \mathbf{m}_\lambda(\mathbf{r}_2)] d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2] = \frac{\delta \ln \{p[\mathbf{u} / \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})]\}}{\delta \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})}, \quad (16)$$

где  $\mathbf{R}_\lambda(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2)$  — второй статистический момент распределения  $\boldsymbol{\lambda}(\mathbf{r})$ .

В качестве примера на рис. 2 приведены оценки удельной эффективной поверхности рассеяния  $\sigma$  ( $l$ ), сформированные в однопозиционной РСА (2) и МП РСА, состоящей из трех (3) и четырех (4) приемопередатчиков, а также соответствующие отношения сигнал/помеха ( $\mu$ ). Представленные результаты получены в ходе имитационного моделирования на основе оптимальной обработки сигналов при использовании принципов, описанных в работах [5, 8].

Моделирование выполнялось при использовании данных экспериментальных исследований характеристик отраженных сигналов навигационных систем ГЛОНАСС и GPS, проведенных в МАК „Вымпел“. В качестве исходных данных использовались параметры группировки навигационных спутников и экспериментально измеренный уровень отраженного от объектов навигационного сигнала относительно уровня прямого сигнала. На рис. 3 приведены

результаты определения относительной мощности по двум навигационным спутникам 13 ГЛОНАСС (1) и 26 GPS (2). Справа — созвездие наблюдаемых навигационных спутников.

Исследование оптимальных алгоритмов в зависимости от пространственной конфигурации, характера перемещения элементов МП РСА, несущих частот, вида используемых сигналов позволяет получить соответствующие значения предельных погрешностей измерений и пространственных функций неопределенности и таким образом обеспечить оптимальное планирование эксперимента дистанционного зондирования с целью получения наилучшего качества результатов.

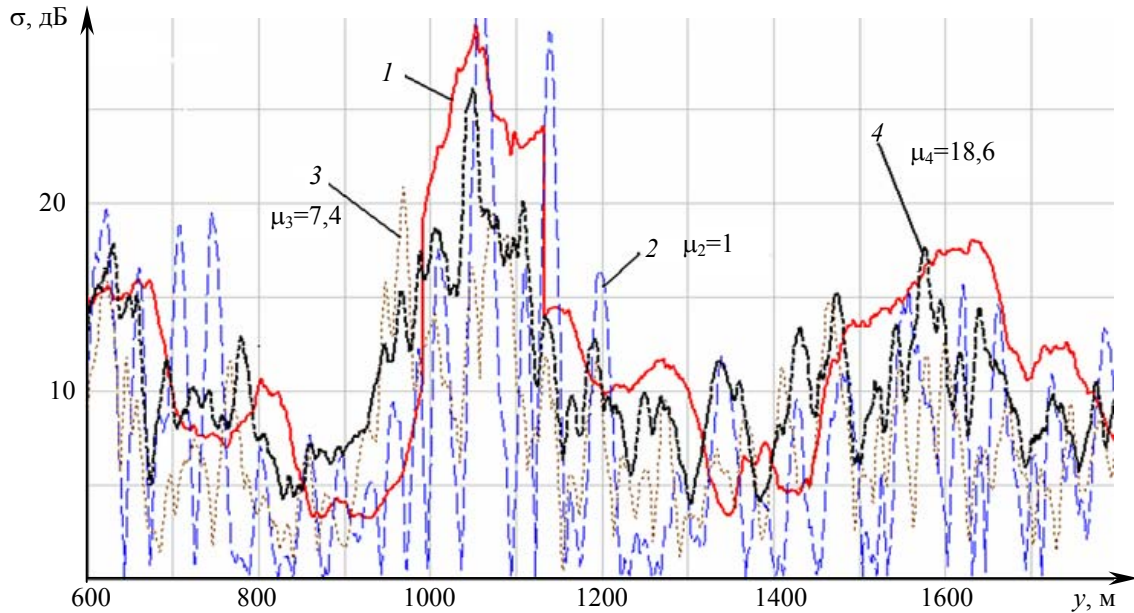


Рис. 2

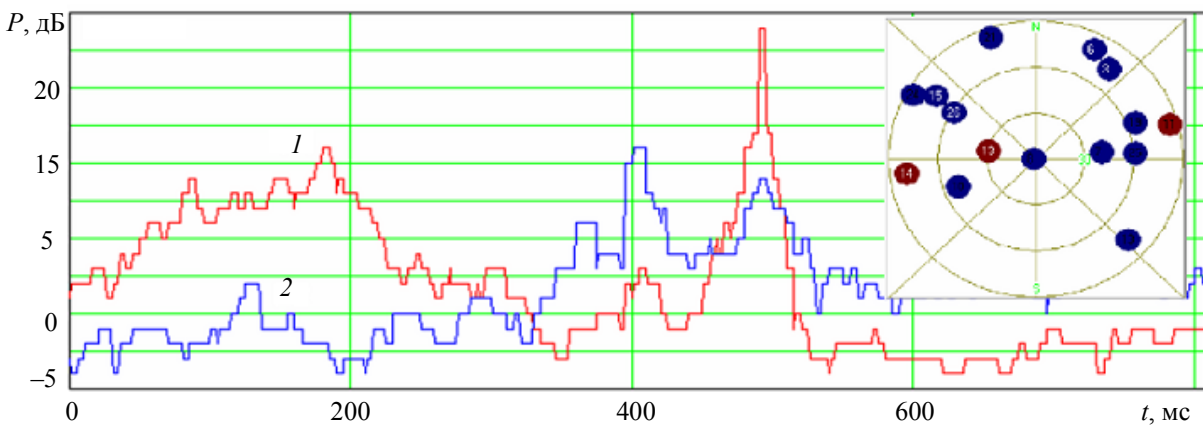


Рис. 3

Полученные алгоритмы оптимальной обработки могут служить основой для создания различных квазиоптимальных алгоритмов, применимых при отсутствии необходимой априорной информации и/или при необходимости обеспечения измерений в масштабе реального времени. Такие алгоритмы будут обеспечивать меньшее отношение сигнал/помеха, чем оптимальный, но тем не менее существенно уменьшать уровень спекл-шума и повышать качество радиолокационных изображений по отношению к моностатическим РСА. Более того, как показывают исследования, полученные алгоритмы более устойчивы к различным помехам, а также к неточности определения исходных параметров модели поверхности.



## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фатеев В. Ф., Сахно И. В. Применение навигационных КА GPS/ГЛОНАСС в составе многопозиционных РЛС обзора земной поверхности // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 27—31.
2. Фатеев В. Ф., Сахно И. В. Бортовая итерферометрическая многопозиционная система радиолокационного обзора Земли, использующая сигналы навигационных КА ГЛОНАСС/GPS/GALILEO // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 11—17.
3. Патент № 2278398 РФ. Способ получения радиолокационного изображения земной поверхности при помощи многопозиционной радиолокационной системы с синтезированной апертурой антенны / И. В. Сахно, В. Ф. Фатеев. 05.06.2004.
4. Ксендзук А. В. Энергетический потенциал ГЛОНАСС/GPS для решения задач ДЗ // Тез. докл. III науч.-практич. конф. „Применение спутниковых радионавигационных систем (GNSS) в Украине“. 2002. С. 123—126.
5. Ксендзук А. В., Волосяк В. К., Зеленский А. А., и др. Цифровая обработка сигналов и изображений / Под ред. В. Ф. Кравченко. М.: Физматлит, 2007. 544 с.
6. Волосяк В. К. Физические основы дистанционного зондирования природных сред радиотехническими средствами аэрокосмического базирования. Харьков: Харьковский авиац. ин-т, 1997.
7. Фалькович С. Е., Волосяк В. К., Горбуненко О. А. Радиотехнические системы дистанционного зондирования. Харьков: Харьковский авиац. ин-т, 2002.
8. Ksendzук A. V., Volosyuk V. K., Sologub N. S. Modeling SAR primary and secondary processing algorithms. Estimating quality of the processing techniques // 5th Europ. Conf. on Synthetic Aperture Radar EUSAR 2004. Ulm, Germany. 2004. Vol. 2. P. 1013—1016.

**Сведения об авторах**

- Александр Владимирович Ксендзук** — д-р техн. наук; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: ks\_alex@mail.ru
- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Сергей Алексеевич Попов** — канд. техн. наук; ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: ks\_alex@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

И. В. САХНО, Е. А. ТКАЧЕВ, Д. А. ГАВРИЛОВ, К. К. УСПЕНСКИЙ

## МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ОБЗОРА МОРСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Рассматривается возможность создания пассивной радиолокационной системы обзора морской поверхности с использованием сигналов спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS/Galileo на базе малых космических аппаратов. Приведен пример энергетического расчета радиолинии „передатчик—поверхность—приемник“.

*Ключевые слова:* прием отраженных поверхностью сигналов ГЛОНАСС GPS Galileo, многопозиционная радиолокация, энергетический расчет радиолинии, дистанционное зондирование.

Современные технологии позволяют создавать спутниковые радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны, способные получать из космоса высокодетальные изображения объектов на Земле с пространственным разрешением до 1 метра. При этом радары, в отличие от оптических датчиков, могут осуществлять съемку Земли в любое время суток независимо от метеоусловий и освещенности. Одной из современных тенденций развития радиолокации является переход к созданию двухпозиционных, а в перспективе — и многопозиционных, систем обзора поверхности.

Рассмотрим многопозиционную радиолокационную систему дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), включающую в себя два сегмента: орбитальный и наземный.

Орбитальный сегмент включает две составляющие: систему космических аппаратов (КА) радиолокационной подсветки и систему малых космических аппаратов (МКА) приема отраженных поверхностью зондирующих сигналов. Основная задача сегмента — обеспечение сбора первичной радиолокационной информации (радиолокационных голограмм), запись и передача на наземный сегмент для последующей обработки.

В качестве источников сигналов радиолокационной подсветки могут рассматриваться эксплуатируемые навигационные КА спутниковых радионавигационных систем (СРНС) ГЛОНАСС/GPS/Galileo. Использование сигналов существующих КА для решения задачи радиолокационной подсветки будет способствовать снижению затрат на создание и поддержание системы дистанционного зондирования, использующей принципы многопозиционной радиолокации.

Основная задача наземного сегмента — прием зарегистрированных отраженных сигналов, синтез радиолокационных изображений, накопление и распространение полученных данных, комплексная обработка радиолокационных данных и данных, полученных от метеоспутников и систем наблюдения в оптическом диапазоне.

Избранная стратегия создания многопозиционной радиолокационной системы мониторинга позволяет получать информацию независимо от освещенности и наличия облачного покрова за счет использования ресурсов развернутых спутниковых систем навигации и представляет особый интерес для России в связи с особенностями ее географического положения. Всепогодная радиолокационная информация представляет интерес для оперативной ледовой разведки в районах судоходства (Северный морской путь, дальневосточные и другие моря России), для изучения мезомасштабных неоднородностей морской поверхности и решения многих других научных и практических задач.

Очевидно, что особенностью предложенной системы будет слабый уровень отраженного от Земной поверхности сигнала, поэтому необходимо, прежде всего, рассмотреть энергетические соотношения на входе приемного устройства, размещенного на борту МКА.

Анализ энергетических параметров проведем в соответствии со следующими исходными данными:

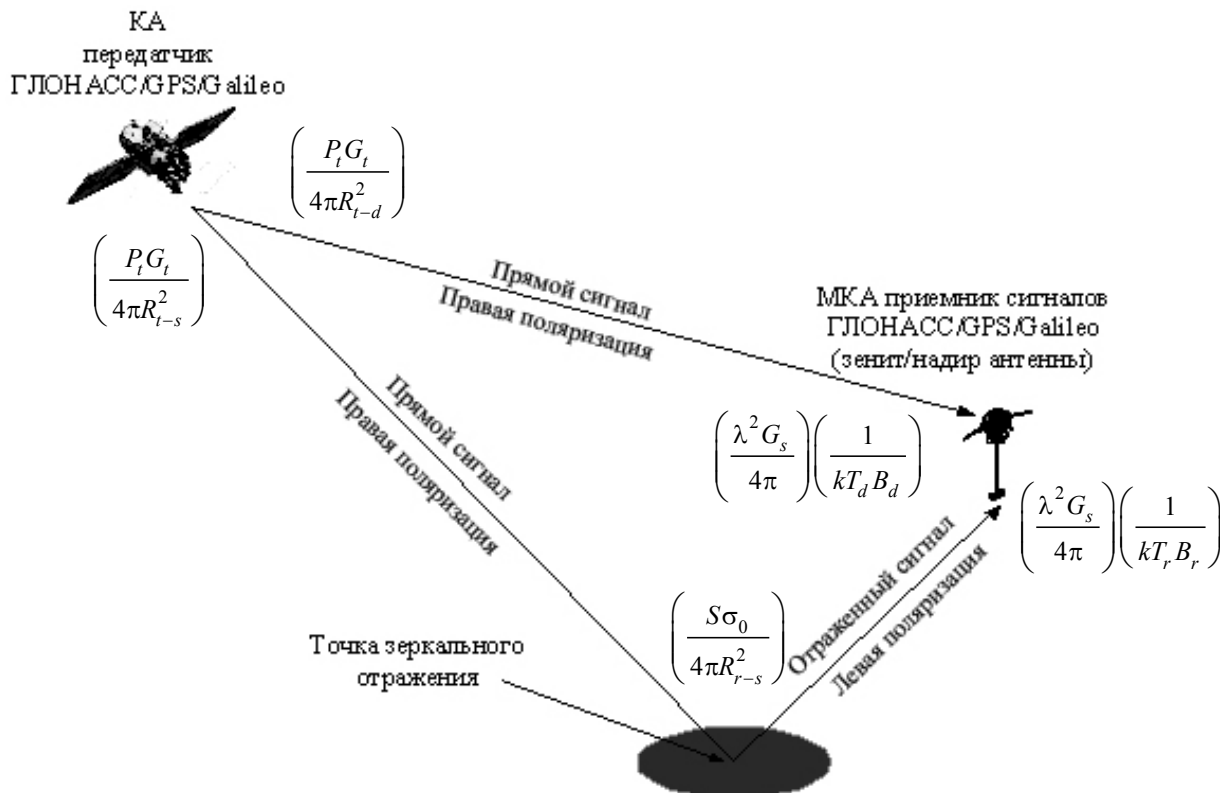
- высота орбиты МКА — 500 и 1500 км;
- приемная антенна — параболическая;
- коэффициент усиления приемной антенны  $G$  — 26,5 дБ;
- ширина диаграммы направленности по уровню — 3 дБ —  $6,6 \times 6,6^\circ$ ;
- коэффициент шума приемника — 1,5;
- диапазон частот —  $L$ -диапазон.

Геометрия обзора системы для пары „передатчик—приемник“ показана на рисунке.

В предложенной системе возможны следующие варианты приема отраженного сигнала на борту МКА:

- в области диффузного отражения;
- в области зеркального отражения;
- в области резонансного отражения при наблюдении за сосредоточенными целями.

Поскольку используется  $L$ -диапазон, то при наблюдении за морской поверхностью и льдами будет преобладать зеркальный тип отражения. При увеличении степени „взволнованности“ морской поверхности может увеличиваться диффузная составляющая в отраженном сигнале.



Для последующей обработки [1—3] на борту носителя приемной позиции необходимо осуществлять прием как отраженного сигнала, так и сигнала прямого распространения для обеспечения когерентного накопления на протяженных временных интервалах за счет использования взаимно корреляционной обработки.

Отношение сигнал/шум в канале приема сигнала прямого распространения ( $S/N_d$ ), прошедшего расстояние „передатчик—приемник“ ( $R_{t-d}$ ), определяется выражением:

$$S/N_d = \frac{P_r}{P_d} = \left( \frac{P_t G_t}{4\pi R_{t-d}^2} \right) \left( \frac{\lambda^2 G_d}{4\pi} \right) \left( \frac{1}{kT_d \Delta F} \right), \quad (1)$$

где  $P_r$  — мощность сигнала на входе приемника;  $P_d$  — мощность шумов на входе приемника в канале сигнала прямого распространения;  $P_t$  — мощность передатчика;  $G_t$  — коэффициент направленного действия (КНД) антенны передатчика;  $G_d$  — КНД антенны приемника;  $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$  Дж/К — постоянная Больцмана;  $T_d$  — шумовая температура приемника;  $\Delta F$  — ширина шумовой полосы приемника;  $\lambda$  — длина волны зондирующего сигнала.

Отношение сигнал/шум ( $S/N_s$ ) в канале приема отраженного от земной поверхности сигнала, прошедшего трассу „передатчик—поверхность—приемник“, определяется выражением:

$$S/N_s = \frac{P_r}{P_s} = \left( \frac{P_t G_t}{4\pi R_{t-s}^2} \right) \left( \frac{S \sigma_0}{4\pi R_{r-s}^2} \right) \left( \frac{\lambda^2 G_s}{4\pi} \right) \left( \frac{1}{kT_s \Delta F} \right), \quad (2)$$

где  $P_s$  — мощность шумов на входе приемника в канале отраженного сигнала;  $\sigma_0$  — удельная эффективная площадь рассеяния (ЭПР) элемента разрешения;  $S$  — площадь элемента разрешения;  $R_{t-s}$  — расстояние „передатчик—поверхность“;  $R_{r-s}$  — расстояние „приемник—поверхность“;  $G_s$  — КНД антенны приемника в канале приема отраженного сигнала;  $T_s$  — шумовая температура приемника.

Расчет произведен для случая наблюдения за отраженным сигналом от морской поверхности с удельной ЭПР  $\sigma_0 = 0,01$ . Таким образом, выражение (2) определяет отношение фон/шум на формируемом радиолокационном изображении.

Первый множитель выражения (2)  $\left( \frac{P_t G_t}{4\pi R_{t-s}^2} \right)$  учитывает прохождение сигнала от КА-носителя передатчика до точки отражения на земной поверхности. Эта величина, характеризующая уровень сигнала у поверхности Земли, может быть рассчитана точно, и в данном случае полагается известной (–155...–160 дБ·Вт), так как может быть получена из интерфейсного контрольного документа (ИКД) для систем GPS и ГЛОНАСС [4, 5].

Второй множитель выражения (2)  $\left( \frac{S \sigma_0}{4\pi R_{r-s}^2} \right)$  учитывает отражение от поверхности и прохождение сигнала от точки отражения до МКА-носителя приемника при работе в зоне *диффузного отражения* (см. рисунок). Здесь  $S = \Delta X \Delta Y$ , как упоминалось выше, — площадь облучаемого элемента разрешения на поверхности Земли. Разрешение по суммарной дальности определяется соотношением  $\Delta Y = c_0 / \Delta F$  ( $c_0$  — скорость света), а разрешение по азимуту  $\Delta X$  целесообразно положить равным разрешению по поперечной координате  $\Delta X = \Delta Y$ . Далее при проведении расчетов удельная ЭПР  $\sigma_0$  наблюдаемого фона местности выбиралась равной  $\approx 10^{-2}$  для водной поверхности и 0,015—0,03 — для льда. Необходимо особо отметить, что в случае работы в области *зеркального отражения* (см. рисунок) второй множитель выражения (2) примет вид

$$\frac{1}{R_{r-s}^2} \cdot \frac{S^2}{\lambda^2}.$$

Третий множитель выражения (2) характеризует эффективную площадь антенны приемника  $A_r$  в канале приема отраженного сигнала.

Знаменатель четвертого множителя в выражении (2)  $\left(\frac{1}{kT_s \Delta F}\right)$  характеризует мощность шумов, приведенных к входу приемника, в канале приема отраженного сигнала.

Для обеспечения двумерного разрешения предполагается использовать принципы синтезирования апертуры антенны и взаимно корреляционной обработки прямого и отраженного сигналов [2, 3]. Как известно, при синтезировании апертуры в процессе обработки осуществляется когерентное сложение сигналов, отраженных от каждого элемента поверхности за время синтезирования  $t_c$ . Интервал синтезирования в рассматриваемом случае рассчитывается исходя из известной ширины диаграммы направленности антенны в канале приема отраженного сигнала  $\sim 6,6^\circ$ , что соответствует ширине полосы обзора на земной поверхности порядка  $\sim 57\,660$  м.

Учитывая скорость движения МКА-носителя приемника на высоте 500 км  $\sim 7,6 \cdot 10^3$  м/с, получим оценку протяженности интервала синтезирования  $t_c \approx 7,586$  с.

Количество периодов дальномерного кода сигналов стандартной точности СРНС GPS, ГЛОНАСС и Galileo, обработанных на интервале синтезирования, рассчитаем как отношение интервала синтезирования к длительности периода кода  $n = t_c / t_k \approx 7586$ .

Ширина диаграммы направленности синтезированной апертуры при  $t_c = 7,586$  с составляет  $\sim 3,3 \cdot 10^{-6}$  рад и при пересчете в линейную меру позволяет определить потенциальную разрешающую способность по продольной координате  $\Delta X_{\min} = 1,65$  м, что в рассматриваемом случае является весьма малой величиной.

Поскольку ранее было принято, что  $\Delta X = \Delta Y$ , возможно разбить всю запись траекторного сигнала на независимые интервалы с последующим дополнительным некогерентным усреднением. Количество таких усреднений определяется выражением  $N_X = \Delta X / \Delta X_{\min}$ . Использование некогерентного усреднения на этапе синтезирования радиолокационного изображения приведет к улучшению отношения  $S/N$  в элементе разрешения в  $\sim \sqrt{N_X}$  раз. Наличие дополнительных возможностей по когерентному и некогерентному накоплению должно быть учтено при расчете результирующего отношения  $S/N$ , в том числе при объединении на этапе обработки сигналов нескольких КА подсветки.

Поскольку принимается непрерывный шумоподобный сигнал, при его когерентной обработке на интервале синтезирования отношение сигнал/шум на выходе приемника возрастет в  $B$  (база) раз. Для рассматриваемого случая  $B = \Delta F t_c$ .

Одним из основных факторов, ограничивающих чувствительность, является мощность теплового шума на входе приемника:

$$P_N = kT_s \Delta F = kT_0 k_N \cdot 1,1 \Delta F_c, \quad (3)$$

где  $T_s$  — шумовая температура приемника,  $T_s = T_0 k_N$ ;  $k_N = 1,2—1,5$  — коэффициент шума приемника;  $T_0$  — шумовая температура антенны ( $\sim 290$  К) при радиолокационном обзоре поверхности;  $\Delta F \approx 1,1 \Delta F_c$ ;  $\Delta F_c$  — ширина спектра сигнала.

Таблица 1

Уровень теплового шума на входе приемного устройства

Параметр	ГЛОНАСС, СТ-код ( $\Delta F = 0,511$ МГц)	ГЛОНАСС, ВТ-код ( $\Delta F = 5,11$ МГц)	GPS, С/А-код ( $\Delta F = 1,023$ МГц)	GPS, Р-код ( $\Delta F = 10,23$ МГц)
$P_N$ , дБ·Вт	-145,279	-135,279	-142,264	-132,264

Результаты расчета уровня тепловых шумов на входе приемного устройства для рассматриваемого случая приведены в табл. 1.

Рассчитанные уровни используются далее для определения отношения сигнал/шум или фон/шум.

Результаты расчета уровня сигналов и отношения  $S/N$  на входе приемника при диффузном и зеркальном отражении для двух значений высоты полета МКА-носителя приемной позиции приведены в табл. 2 и 3. Расчет произведен для случая приема как узкополосных навигационных сигналов L1 ГЛОНАСС СТ и L1 GPS C/A (ширина полосы  $\pm 511$  кГц и  $\pm 1,023$  МГц соответственно), так и широкополосных навигационных сигналов L1 ГЛОНАСС ВТ и L1 GPS P (ширина полосы  $\pm 5,11$  МГц и  $\pm 10,23$  МГц соответственно).

Таблица 2

Уровень сигналов и отношение  $S/N$  на входе приемника при диффузном отражении ( $\sigma_0 = 10^{-2}$ )

Параметр	L1 GLONASS СТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GLONASS ВТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GPS C/A ( $f=1575,42$ МГц)		L1 GPS P ( $f=1575,42$ МГц)	
	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$H$ , км	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$P_s$ , дБ·Вт	-252,655	-262,197	-272,655	-282,197	-258,536	-268,078	-278,536	-288,078
$S/N_s$ , дБ·Вт	-107,376	-116,918	-137,376	-146,918	-116,271	-125,814	-146,271	-155,814

Примечание: 1. Уровень сигнала у поверхности Земли — 158 дБ.  
2. Учтены потери в атмосфере и приемном тракте приемника — 4 и 2 дБ соответственно.  
3.  $f$  — несущая частота.

Таблица 3

Уровень сигналов и отношение  $S/N$  на входе приемника при зеркальном отражении

Параметр	L1 GLONASS СТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GLONASS ВТ ( $f=1602,5625$ МГц)		L1 GPS C/A ( $f=1575,42$ МГц)		L1 GPS P ( $f=1575,42$ МГц)	
	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$H$ , км	500	1500	500	1500	500	1500	500	1500
$P_s$ , дБ·Вт	-151,735	-161,277	-191,735	-201,277	-163,793	-173,336	-203,793	-213,336
$S/N_s$ , дБ·Вт	-6,456	-15,998	-56,456	-65,998	-21,529	-31,071	-71,529	-81,071

В табл. 4 приведен расчет уровня сигналов и отношения  $S/N$  на входе приемника МКА DMC [7] (высота орбиты  $H=700$  км), который входит в состав спутниковой группировки системы мониторинга чрезвычайных ситуаций.

Компания SSTL и британский университет Суррея с помощью МКА DMC смогли принять и использовать отраженные от морской поверхности сигналы спутников GPS и GIOVE-A (Galileo) для получения информации о погодных условиях и высоте волн в открытом море [6, 7].

Таблица 4

Уровень сигналов и отношение  $S/N$  на входе приемника

Параметр	L1 GPS C/A ( $f=1575,42$ МГц)		L1 GPS P ( $f=1575,42$ МГц)	
	диффузное	зеркальное	диффузное	зеркальное
Вид отражения	диффузное	зеркальное	диффузное	зеркальное
$P_s$ , дБ·Вт	-270,458	-175,716	-290,458	-215,716
$S/N_s$ , дБ·Вт	-128,194	-33,451	-158,194	-83,451

Полученные результаты для уровня сигнала на входе приемника необходимо сравнивать со значением  $-158$  дБ·Вт, которое является стандартным для приемника навигационной аппаратуры потребителя (НАП). Необходимо учесть, что предельная чувствительность, которая может быть обеспечена при приеме навигационных сигналов СРНС, в настоящее время составляет  $-175$ — $-190$  дБ·Вт.

Результаты расчетов и анализа полученных данных показывают, что прием и обработка сигналов СРНС, отраженных от морской поверхности, возможны на борту МКА-носителя с высотой орбиты  $500$ — $700$  км в области зеркального отражения, а также при резонансном отражении от сосредоточенных целей. Прием в области диффузного отражения при указанных условиях весьма проблематичен. С точки зрения обеспечения наилучших энергетических характеристик при наблюдении за фоном местности более предпочтительным является сигнал ГЛОНАСС СТ (ширина полосы  $\pm 511$  кГц), при использовании которого пространственное разрешение по суммарной дальности не превысит  $600$  м. Наилучшее разрешение по суммарной дальности ( $\Delta Y \approx 30$  м) будет обеспечено при использовании широкополосных навига-

ционных сигналов ( ширина полосы  $\pm 10,23\text{МГц}$ ) GPS (сигнал L5) и Galileo (сигнал E5b и E5a), но при их использовании возможности по наблюдению за фоном местности будут значительно хуже, чем при использовании сигнала ГЛОНАСС СТ.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Патент РФ № 2278398. Способ получения радиолокационного изображения земной поверхности при помощи многопозиционной радиолокационной системы с синтезированной апертурой антенны / В. Ф. Фатеев, И. В. Сахно. 06.07.2004.
2. Сахно И. В., Фатеев В. Ф. Применение навигационных КА GPS/ГЛОНАСС в составе многопозиционных РЛС обзора земной поверхности // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 3. С. 27—31.
3. Сахно И. В., Фатеев В. Ф. Разнесенная РСА космического базирования на базе МКА с непрерывным широкополосным зондирующим сигналом // Изв. вузов. Приборостроение. 2005. Т. 48, № 2. С. 10—15.
4. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС // Интерфейсный контрольный документ (редакция 5.0). М., 2002.
5. Interface Control Document Global Positioning System (ICD-GPS-200C). 2000. [Электронный ресурс]: <www.gpsword.com>
6. Gleason S., Unwin M., Brennan M., Woodroffe A. Ground Validation of the UK Disaster Monitoring Constellation Satellite GNSS Reflectometry Experiment, Surrey Satellite Technology Ltd. [Электронный ресурс]: <www.sstl.co.uk>
7. Unwin M., Gleason S., Brennan M. The Space GPS Reflectometry Experiment On the UK Disaster Monitoring Constellation Satellite, Surrey Satellite Technology Ltd. [Электронный ресурс]: <www.sstl.co.uk>

#### Сведения об авторах

- Игорь Викторович Сахно** — д-р техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: vstrecha10@mail.ru
- Евгений Андреевич Ткачев** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: tke33@omnisp.ru
- Денис Александрович Гаврилов** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: GDanas@yandex.ru
- Константин Константинович Успенский** — Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: k\_uspensky@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

В. И. ГОРБУЛИН, В. В. ПАНЧЕНКО, Н. В. РАДИОНОВ

## ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ВЫБОРУ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Впервые сформулирована корректная математическая постановка технико-экономической задачи выбора состава системы малых космических аппаратов и средств наблюдения за заданным районом, обеспечивающей требуемую достоверность получаемой информации в условиях ограниченного финансирования. Предложенная декомпозиция позволила разработать методику раздельного решения технической задачи по критерию допустимости и оптимальной экономической задачи.

*Ключевые слова:* средства наблюдения, космические аппараты, задача выбора, достоверность, финансирование, оптимизация.

**Введение.** В настоящее время создание и совершенствование малых космических аппаратов (МКА), предназначенных для обзора земной поверхности, — одно из перспективных направлений развития космических технологий. Преимуществом применения МКА является возможность обзора в сжатые сроки значительных территорий. Кроме того, изображения, полученные с помощью бортовой аппаратуры МКА, обладают необходимой точностью, позволяющей идентифицировать нужные объекты в разнообразных волновых диапазонах. Поэтому применение МКА в комплексе с традиционными средствами контроля позволит в целом повысить достоверность информации за счет комплексирования источников.

Однако при внедрении подобной космической технологии в условиях ограниченного финансирования возникает задача выбора варианта эффективного применения комплекса имеющихся средств. При математической постановке этой задачи следует учитывать не только показатели качества выполнения целевой задачи средствами наблюдения, но и затрачиваемые на ее решение финансовые ресурсы. При этом расчет эффективности комплексного применения средств наблюдения является трудной научно-технической задачей, требующей решения на этапе принятия системы в эксплуатацию, когда будут довольно точно определены основные тактико-технические характеристики (ТТХ) средств, разработано программно-математическое обеспечение обработки информации и определены сметы на создание и эксплуатацию системы.

**Концептуальная постановка задачи выбора состава аппаратуры МКА.** Конечной целью функционирования системы сбора информации является селекция (распознавание) объектов в пределах заданного района земной поверхности площадью  $S_z$  при обеспечении требуемой вероятности селекции  $P$ . Вероятность селекции зависит от возможности наблюдения и распознавания класса объектов и определяется целой группой параметров, в которую могут входить ТТХ средств, характеристики условий и методов наблюдения, также существенно зависящие от вложенных в их разработку и функционирование финансовых ресурсов.

В настоящей статье предлагается методика расчета целевого показателя задачи выбора состава аппаратуры МКА с использованием декомпозиции с выделением технических и экономических показателей. Так, каждое из разнотипных средств наблюдения можно характеризовать техническими показателями, основными из которых являются:

- условия наблюдения (дальность и волновой диапазон сканирования);
- зона наблюдения (площадь сканируемого района);
- разрешающая способность;
- гарантийный срок эксплуатации и потребляемая мощность.



Перечисленные показатели существенным образом влияют на эффективность выполнения задачи системой. Однако в целом они определяют только полезностный аспект эффективности функционирования каждого из средств. Возможность реализации системы определяется финансово-экономическими показателями — стоимостью средства и эксплуатационными затратами на него в течение заданного периода в обозримом будущем.

В качестве целевого показателя применения комплекса средств наблюдения для системы МКА и для каждого средства наблюдения в отдельности предлагается использовать соотношение „полезность—стоимость“ [1]. Техническую полезность системы предлагается оценивать некоторым скалярным показателем, характеризующим достоверность информации, а ее стоимость — векторным показателем, включающим затраты на создание (закупку) и эксплуатацию средств наблюдения. В этом случае на этапе принятия системы в эксплуатацию может быть использована двухцикловая методика выбора ее состава. В первом цикле расчетов с использованием принципа масштабирования в состав системы отбираются средства, удовлетворяющие критерию пригодности по скалярному показателю. Во втором цикле на основе отобранного множества средств наблюдения с учетом показателя „стоимость“ решается оптимизационная задача минимизации расходов.

При обосновании единого технического показателя эффективности комплексного применения средств наблюдения целесообразно использовать понятие достоверности информации. В качестве основного компонента предлагается использовать так называемый коэффициент достоверности информации  $D$ , получаемой от одного технического средства наблюдения [2]. Этот коэффициент можно определить соотношением  $D = S/\Delta$ , где  $S$  — площадь района, сканируемая в течение исследуемого периода времени  $T$ ,  $\Delta$  — показатель разрешающей способности средства наблюдения, выраженный минимальной площадью классифицируемого (с заданной вероятностью) объекта.

С увеличением  $S$  возрастает и вероятность обнаружения объекта на земной поверхности, а с уменьшением  $\Delta$  — вероятность классификации объекта на просканированном районе. Однако в действительности значение  $S$  зачастую меньше, чем  $S_3$ . Кроме того, может быть задано множество таких районов. Тогда за время  $T_{\text{и}}$  трасса одного средства наблюдения может проходить через контролируемый район только в течение ограниченного временного интервала, или обстановка в районе в период отсутствия наблюдения может изменяться. Поэтому для полноты и постоянства контроля за заданным районом должна использоваться система средств наблюдения, состоящая из  $n$  отдельных однотипных средств. Тогда для системы средств наблюдения можно ввести более сложный показатель достоверности

$$D_p = P(n)S(n)/\Delta(n),$$

где  $P(n)$  — вероятность покрытия требуемого района (районов) системой из  $n$  средств наблюдения за время  $T_{\text{и}}$ , которая может быть вычислена и с учетом вероятности попадания объекта наблюдения в поле сканирования. Поэтому на этапе синтеза (проектирования) системы может быть поставлена задача выбора числа  $n$  либо по критерию оптимальности

$$D_p(n) \rightarrow \max_n,$$

либо, что более возможно, по критерию пригодности для заданного уровня достоверности  $D_3$  системы:

$$D_p(n) \geq D_3.$$

Данную задачу можно назвать задачей технического масштабирования системы средств наблюдения различного базирования [3—5].

На этапе синтеза системы традиционно используется показатель „цена—качество“, частично реализующий указанный выше принцип „полезность—стоимость“. Экономический

смысл данного показателя состоит в следующем. Очевидно, что при известном значении  $n$  в системе, известной стоимости единичной закупки  $I_q$  и эксплуатации  $C_q$  в течение периода  $T_{и}$  планируемые общие инвестиции в систему наблюдения составят

$$B = \sum_{q=1}^n (I_q + C_q).$$

Опыт конструирования подобной техники указывает, что, например, для получения большей разрешающей способности  $\Delta$  требуются либо большие инвестиции  $I_q$ , либо большее количество средств  $n$  в системе, что увеличивает и эксплуатационные затраты  $C_q$ . Поэтому зависимость показателя цены  $1/B(1/\Delta)$  с учетом  $n(\Delta)$  будет близкой к гиперболе. В то же время зависимость показателя достоверности в виде  $D_p(1/\Delta)$ , очевидно, является возрастающей функцией  $D_p(1/\Delta) \rightarrow \infty$ . Если принять отношение  $D_p(1/\Delta)/B(1/\Delta)$  в качестве целевого показателя системы, то из проведенного анализа следует, что этот показатель имеет оптимальную точку при условии:

$$\frac{dD_p(1/\Delta^*)}{d(1/\Delta^*)} B(1/\Delta^*) = \frac{dB(1/\Delta^*)}{d(1/\Delta^*)} D_p(1/\Delta^*) \quad (1)$$

$(1/\Delta^*$ , здесь и далее звездочка означает „оптимальность максимума“).

Максимум показателя может в какой-то степени обеспечить компромисс между требованием повышения технической полезности системы и экономической возможности ее реализации (снижением затрат). С учетом бюджетного ограничения  $B_3$  окончательное решение задачи выбора можно определить из условия  $n^{**} = n(1/\Delta^{**}) = n(B^{-1}(B^*))$ , где  $B^* = \min\{B; B(1/\Delta^*)\}$ . В частности, подобный подход рассматривался в работе [1].

Однако при ближайшем рассмотрении такой традиционный подход к решению задачи выбора состава МКА оказывается неприемлемым, так как не учитывает некоторых важнейших условий. Во-первых, задача системы в период эксплуатации может быть гораздо сложнее рассмотренной выше и включать, например, множество контролируемых районов или множество волновых диапазонов сканирования. Во-вторых, период  $T_{и}$  может оказаться значительно больше срока активного существования одного средства  $T_{эк}$ , следовательно, в будущем расходы на поддержание системы могут существенно возрасти за счет необходимости восполнения системы.

**Математическая постановка задачи.** Пусть целевая задача системы включает  $M$  подзадач, выполнение которых для системы средств наблюдения является существенно необходимым, например, при селекции объектов в одном районе в  $M$  волновых диапазонах сканирования. Допустим, что из решения задачи (1) для каждого из диапазонов на этапе технического проектирования средств наблюдения определено по  $N$  типов подсистем средств наблюдения (равное количество в данном случае выбрано только для упрощения). С учетом решения задачи (1) каждая из  $N$  подсистем в каждом из  $M$  диапазонов обеспечивает требуемый уровень достоверности информации  $D_j$ ,  $j = 1, \dots, M$ :

$$D_{P_{i_j j}}(1/\Delta_{i_j j}) \geq D_{P_j}, i_j = 1, \dots, N, j = 1, \dots, M, \quad (2)$$

где  $i_j$  — номер подсистемы, работающей в  $j$ -м волновом диапазоне.

Очевидно, что в этих условиях для обеспечения требуемой достоверности информации, получаемой комплексом средств в каждом из диапазонов, достаточно поддержания только одной из  $N$  подсистем. Следовательно, возникает задача выбора „одного из  $N^*$ “. Но теперь при ограниченном бюджете эта задача становится экономической [6, 7].

Обозначим через  $T_{\exists i_j}$  срок активного существования (гарантийный срок эксплуатации) средств  $i_j$ -й подсистемы, обеспечивающей сканирование района в  $j$ -м диапазоне. Если при этом закупка единичной подсистемы составляет  $I_{i_j}$  (с учетом определенного в выражении (1) оптимального состава подсистемы из  $n_{i_j}^*$  средств наблюдения) и на весь период  $T_{\text{и}}$  требуется  $C_{i_j}$  средств на ее эксплуатацию, то в течение периода  $T_{\text{и}}$  потребуется также  $m_{i_j} = T_{\text{и}}/T_{\exists i_j}$  раз восполнить группировку средств наблюдения, затратив каждый раз, по предварительной оценке,  $I_{i_j}(n_{i_j}^*)$  денежных средств. Тогда экономико-математическая задача выбора эффективного варианта комплексного применения средств наблюдения может быть сформулирована как задача поиска таких индексов  $i_j^*$  принятых к эксплуатации подсистем, которые обеспечивают минимальные расходы на их будущее восполнение, при условии достаточности бюджета  $B$  для их первичной закупки и эксплуатации в течение  $T_{\text{и}}$ :

$$\min_{i_j \in \overline{1, \dots, N}} \sum_{j=1}^M k(r, m_{i_j}) I_{i_j}(n_{i_j}^*); \quad \sum_{j=1}^M (I_{i_j}(n_{i_j}^*) + C_{i_j}(n_{i_j}^*)) \leq B, \quad (3)$$

где  $k(r, m_{i_j})$  — коэффициент дисконтирования, моделирующий стоимость денег в будущем [8] с учетом количества платежей  $m_{i_j}$  показателя инфляции и кредитного риска, выраженного процентной ставкой  $r$ .

Собственно задача (3) относится к классу задач нелинейного целочисленного программирования и элементарно решается методом простого перебора вариантов вектора индексов  $\mathbf{J}_{\langle M \rangle} = [i_1, i_2, \dots, i_M]^T$ ,  $i_j \in \overline{1, N}$ ,  $j = \overline{1, M}$ . Однако существуют и методы направленного перебора, позволяющие при некоторых дополнительных условиях снизить трудоемкость решения задачи. В частности, при наличии коэффициентов дисконтирования для решения (3) можно применить метод Х. Фишеля [9]. В этом случае необходимо формально приводить задачу к одинаковой периодичности оплаты восполнения подсистем путем представления

$$I_{i_j}^0 = m_{i_j} \frac{I_{i_j}(n_{i_j}^*)}{m^{\max}},$$

где

$$m^{\max} = \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ j=1, \dots, M}} m_{i_j}$$

— максимально возможная частота восполнения по всем системам и всем волновым диапазонам. В результате оплату восполнения каждой подсистемы можно осуществлять с одинаковой частотой, но различными суммами. При этом сумма траншей за период между двумя моментами фактического восполнения системы в точности равна требуемым затратам  $I_{i_j}(n_{i_j}^*)$ .

Для удобства дальнейшего анализа задачи (3) преобразуем ее путем введения новых переменных:

$$x_{i_j} : I_{i_j}(n_{i_j}^*) + C_{i_j}(n_{i_j}^*) = I_{j \max}^* x_{i_j}; \quad 0 < x_{i_j} \leq 1;$$

$$I_{j \max}^* = \max_{i_j} \left\{ I_{i_j}(n_{i_j}^*) + S_{i_j}(n_{i_j}^*) \right\}, \dots, \quad j \in 1, \dots, M.$$

Обозначим  $z_j = I_{j \max}^*$ ;  $z_0 = B$  и введем функции:

$$y_{i_j}(x_{i_j}) = -\frac{I_{i_j}^0}{x_{i_j}} \equiv -\frac{I_{i_j}^0}{I_{i_j}(n_{i_j}^*) + C_{i_j}(n_{i_j}^*)} I_{j \max}^*.$$

В принятых обозначениях переменные  $x_{i_j}$  имеют экономический смысл дискретных интенсивностей инвестирования в закупку и эксплуатацию системы  $j$ -го волнового диапазона.

Тогда параметры  $y_{i_j}(x_{i_j})$  можно интерпретировать как „плавающие“ показатели экономической эффективности затрат на восполнение систем. Задача (3) в принятых обозначениях принимает вид

$$F = k(r, m^{\max}) \sum_{j=1}^M y_{i_j}(x_{i_j}) x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N, \\ j=1, \dots, M}}; \quad \alpha \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0, \quad (4)$$

где  $k(r, m^{\max})$  — коэффициент дисконтирования (капитализации) с учетом общего для всех систем количества платежей  $m^*$ ;  $\alpha$  — поправочный коэффициент, учитывающий естественную распределенность во времени расходов на эксплуатацию  $C_{i_j}$ .

**Методика решения задачи.** Преобразованная задача (4) относится к особому классу задач математического программирования — нелинейным задачам с параметрами. Для решения таких задач можно использовать методику на основе условий Куна—Таккера [10], так как не сложно показать выпуклость целевой функции в (4). Между тем следует отметить, что сами условия Куна—Таккера в действительности являются следствием преобразования задач к виду задач с „седловой точкой“. При этом оказывается, что дискретная форма выражения (4) позволяет существенно упростить решение, не прибегая явно к анализу условий Куна—Таккера.

Действительно, после преобразования (4) к виду задачи с „седловой точкой“ с использованием множителя Лагранжа  $\lambda_0$  получим

$$\Phi = k(r, m^{\max}) \sum_{j=1}^M y_{i_j}(x_{i_j}) x_{i_j} - \lambda_0 \alpha \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ j=1, \dots, M}} \min_{\lambda_0 > 0}. \quad (5)$$

Здесь постоянная величина  $\lambda_0 z_0$  без потери общности исключена из (5). Кроме того, в силу независимости проектов между собой задача (5) может быть представлена как совокупность отдельных подзадач:

$$\Phi_j = k(r, m^{\max}) y_{i_j}(x_{i_j}) x_{i_j} - \lambda_0 \alpha z_j x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ \lambda_0 > 0}}; \quad j = \overline{1, M},$$

объединенных между собой параметрами  $\alpha, k(r, m^{\max}), \lambda_0$  и ограничением

$$\alpha \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0.$$

Учитывая, что  $k(r, m^{\max}) > 0$ ,  $\lambda_0 \alpha > 0$ ,  $z_j > 0$  и они постоянны, после деления на  $k(r, m^{\max}) z_j$  или  $\lambda_0 \alpha z_j$  и преобразований получим две разновидности задач с „седловой точкой“ и параметрами:

$$\tilde{\Phi}_j = \tilde{y}_{i_j}(x_{i_j})x_{i_j} - \tilde{\lambda}x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ \tilde{\lambda} > 0}}; \quad \tilde{y}_{i_j} = \frac{y_{i_j}}{z_j}; \quad \tilde{\lambda} = \frac{\lambda_0 \alpha}{k(r, m^{\max})}; \quad j = \overline{1, M}, \quad (6)$$

при одновременном ограничении

$$\frac{\tilde{\lambda}k(r, m^{\max})}{\lambda_0} \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0$$

или

$$\tilde{\Phi}_j = \tilde{\lambda} \tilde{y}_{i_j}(x_{i_j})x_{i_j} - x_{i_j} \rightarrow \max_{\substack{i_j=1, \dots, N \\ \tilde{\lambda} > 0}}; \quad \tilde{\lambda} = \frac{k(r, m^{\max})}{\lambda_0 \alpha}; \quad j = \overline{1, M} \quad (7)$$

при одновременном ограничении

$$\frac{k(r, m^{\max})}{\lambda_0 \tilde{\lambda}} \sum_{j=1}^M z_j x_{i_j} \leq z_0.$$

В соответствии с общей теорией решения задач нелинейного программирования [7, 10] решение непрерывных аналогов задач (6) или (7) сводится либо к поиску „седловой точки“  $(x_j^*, \tilde{\lambda}^*)$  функций  $\tilde{\Phi}_j(x_j, \tilde{\lambda})$ , либо к поиску максимума функций  $\tilde{\Phi}_j(x_j, \tilde{\lambda})$  при соответствующем ограничении (в каждом случае). Нетрудно представить, что при обратном переходе к записи исходной дискретной задачи для поиска „седловой точки“ можно использовать два подхода: обращенный подход на основе обобщенного градиента, либо прямой подход [1, 9] на основе простого перебора [9].

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полета космических аппаратов: Учеб. пособие. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. 435 с.
2. Можяев Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем. Теоретико-групповой подход. М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
3. Горбулин В. И. Оптимизация орбитального построения глобальных космических систем наблюдения. СПб: МО РФ, 2001. 171 с.
4. Горбулин В. И., Панченко В. В. Применение бортовой аппаратуры малых космических аппаратов для комплексного наблюдения заданного района // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 15—20.
5. Радионов Н. В. Модели эффективности инвестиций и кредитования. Основы финансового анализа. СПб: Наука, 2005. 600 с.
6. Колемаев В. А. Математическая экономика. М.: ЮНИТИ, 1998. 240 с.
7. Воронцовский А. В. Инвестиции и финансирование: Методы оценки и обоснования. СПб: Изд-во СПбГУ, 1998. 528 с.
8. Новожилов В. В. Проблемы измерения затрат и результатов при оптимальном планировании. М.: Наука, 1972. 434 с.

9. Методические рекомендации по оценке эффективности инвестиционных проектов / В. В. Коссов, В. Н. Лившиц, А. Г. Шахназаров. М.: Экономика, 2000. 421 с.
10. Буренок В. М., Ляпунов В. М., Мудров В. И. Теория и практика планирования и управления развитием вооружения / Под ред. А. М. Московского. М.: Вооружение. Политика. Конверсия, 2004. 419 с.

#### Сведения об авторах

- Владимир Иванович Горбулин** — д-р техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электрооборудования, Санкт-Петербург;  
E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Валерий Викторович Панченко** — управление пограничной службы ФСБ России, начальник управления технического развития; E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Николай Васильевич Радионов** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электрооборудования, Санкт-Петербург;  
E-mail: radionov@mail.wplus.net

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

УДК 621.391

В. Ф. ФАТЕЕВ, Д. Л. КАРГУ

## ПЕРСПЕКТИВНАЯ СЕТЬ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЛЯ ЛОКАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассматривается практический опыт создания беспроводной сети передачи данных на базе элементов приемопередающих систем СВЧ-диапазона в малогабаритном исполнении, предназначенных для разворачивания локальной орбитальной группировки малых космических аппаратов (МКА). Приведен вариант структурного построения реконфигурируемой распределенной полезной нагрузки МКА. Представлены результаты анализа технических решений существующих аппаратных средств диапазона ISM.

**Ключевые слова:** *малый космический аппарат, орбитальная группировка, кластер, беспроводная сеть передачи данных, распределенная полезная нагрузка.*

В настоящее время актуальна задача создания на орбите распределенной полезной нагрузки, установленной на малогабаритные (малые) космические аппараты (МКА). Данные группировки МКА называют кластерами, их создание вызвано необходимостью эффективно использовать ресурс используемой орбиты.

Привлекательность использования малых спутников связи на орбите обусловлена более широким выбором ракет-носителей легкого и среднего класса, возможностью группового запуска малых спутников или запуска в качестве попутной полезной нагрузки на ракете-носителе тяжелого класса. В результате обеспечивается вариативность графика запусков, а за счет более низкой стоимости запуска повышается экономическая эффективность системы в целом.

Малые спутники позволяют увеличить пропускную способность в любой орбитальной позиции, занятой другим спутником (при условии наличия в ней частично неиспользованного частотного ресурса) за счет возможности оперативного запуска нового спутника по мере роста загрузки космического сегмента. Использование малых спутников связи позволяет наращивать трафик на орбите постепенно, создавая кластеры спутников, причем каждый последующий спутник будет учитывать особенности изменяющейся целевой задачи. Малые спутники могут использоваться в качестве орбитального резерва для КА, готового к переводу в другую орбитальную позицию.

Несколько МКА, расположенных в непосредственной близости от определенной точки космического пространства, образуют локальную орбитальную группировку (ЛОГ). Для управления локальной орбитальной группировкой необходимо организовать беспроводную сеть передачи данных между МКА группировки.

Первым этапом организации беспроводной сети должен стать анализ существующей ситуации и задач, которые будут решаться с ее помощью. Должен быть определен размер сети и ее структура.

Под размером сети в данном случае понимается как количество объединяемых в сеть МКА, так и расстояния между ними. Необходима точная информация о том, сколько МКА (минимально и максимально) нуждается в подключении к сети. Кроме того, необходимо оставлять возможность для дальнейшего увеличения количества МКА в сети. Наконец, совсем не обязательно раз и навсегда включать в сеть все МКА орбитальной группировки. Количество подключенных к сети МКА существенно влияет как на ее производительность, так и на сложность обслуживания.

Под структурой сети понимается способ ее разделения на части (сегменты), а также способ соединения (стыковки) этих сегментов между собой. Важнейшим требованием к структуре сети является ее соответствие структуре задания.

Таким образом, организация беспроводной сети передачи данных между МКА позволяет обеспечить создание управляемой локальной группировки КА. Это дает возможность разместить на МКА, входящих в ЛОГ, распределенную, перестраиваемую полезную нагрузку. Состав предлагаемой радиосети для ЛОГ КА представлен на рис. 1 (здесь ЦМКА — центральный МКА, ОМКА — оконечный МКА, НСУ — наземная станция управления).

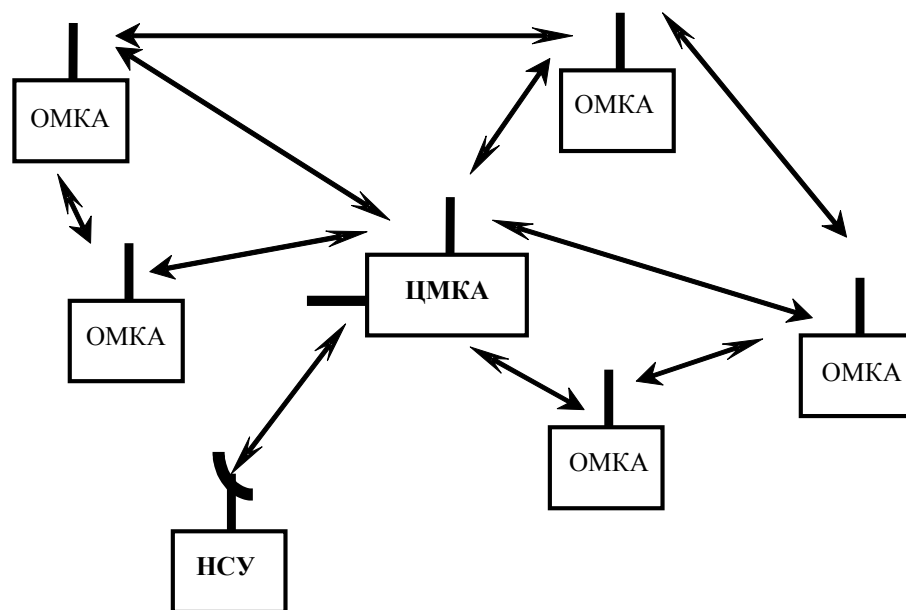


Рис. 1

Данная структура позволяет создавать новые системы:

— динамически перестраиваемые системы мониторинга космического пространства и радиочастотной идентификации космических объектов;

— системы с перестраиваемой апертурой для радиотелескопов и антенн, а также для объективов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и т.д.

В настоящее время благодаря миниатюризации электронной техники СВЧ-диапазона и развитию цифровых технологий передачи информации появились широкие возможности для создания малоразмерных искусственных спутников Земли. Вес подобных МКА с учетом полезной нагрузки может составлять от сотен граммов до десятков килограммов. Это позволяет развернуть радиосеть из МКА на базе малогабаритных передатчиков, работающих в диапазоне

2400 МГц. Данный диапазон уже широко используется в малогабаритных спутниках радиолюбителей (АО-40, АО-51 и др.).

Практический опыт разработки бортовых радиотехнических систем МКА [1] позволяет сделать вывод о том, что для построения бортовой аппаратуры командно-телеметрической и информационных радиолиний предлагается использовать модульные трансиверы компании MaxStream (США). Данные трансиверы в настоящее время широко применяются при сборке наноспутников серии CubeSat.

Протокол информационного обмена между элементами ЛОГ КА и элементами наземного комплекса управления в этом случае основывается на стандарте IEEE 802.15.4 в сочетании со спецификацией ZigBee.

Следует отметить, что спецификация ZigBee и стандарт IEEE 802.15.4 описывают разные уровни классической схемы взаимодействия открытых систем. Стандарт IEEE 802.15.4 описывает только два нижних уровня схемы (физический и канальный), в то время как ZigBee охватывает семь уровней, обеспечивающих быстрое создание мониторинговых и управленческих сетей на базе стандарта (сетевой, транспортный, сеансовый уровни, а также уровни представления и приложений).

Беспроводной стандарт IEEE 802.15.4 резервирует под обмен данными 27 каналов в трех частотных диапазонах (868 × 915 МГц, а также 2,4 ГГц). Скорость передачи в частотном диапазоне 2,4 ГГц может достигать 250 Кбит/с. Стандарт IEEE 802.15.4 обеспечивает двустороннюю полудуплексную передачу данных, поддерживая при этом шифрование AES 128. Расширенная адресация в рамках стандарта IEEE 802.15.4 позволяет находиться в одной сети примерно 65 тысячам устройств.

Устройства внутри сети могут играть одну из трех ролей: обыкновенного оконечного устройства (производящего обмен только с концентратором), ретранслятора (обеспечивающего прием и передачу данных) и концентратора (управляющего архитектурой сети). Оконечные устройства (см. рис. 1) — устройства с ограниченной функциональностью — обеспечивают минимальный набор функций, позволяющий производителю экономить на комплектующих (в частности, памяти микроконтроллера). Ретранслятор, или устройство с полной функциональностью, поддерживает все функции, определенные в документе IEEE 802.15.4, и может выполнять функции моста, маршрутизатора или шлюза для связи с другими сетями. Концентратор, или сетевой координатор, — наиболее дорогой тип устройств, так как он должен содержать всю информацию о сетевых соединениях, иметь большой объем памяти и высокую производительность.

Протокол передачи подразумевает „засыпание“ передатчика при отсутствии данных для пересылки, что обеспечивает низкое энергопотребление устройств, соединенных по стандарту IEEE 802.15.4. В результате время автономной работы оконечных устройств может значительно продлить срок орбитального ресурса работы МКА. Стандарт обладает высокой скоростью конфигурирования и реконфигурирования сети. К примеру, переход приемника в активное состояние займет порядка 15 мс, а добавление устройства в сеть — около 30 мс. Для сравнения, сети WiFi и Bluetooth не могут обеспечить такого быстрого действия.

На основе стандарта IEEE 802.15.4 могут быть построены самые разнообразные сети всевозможных топологий с пакетной или потоковой передачей информации, а также с заданными параметрами шифрования. Наиболее перспективным считается создание на основе стандарта IEEE 802.15.4 беспроводных сенсорных сетей (Wireless Sensor Networks, или WSN). В рамках этого направления соединенные между собой по беспроводному интерфейсу оконечные КА могут обмениваться информацией и передавать данные на центральный КА. В данном случае спецификация ZigBee отвечает всем требованиям, предъявляемым технологией к беспроводному стандарту: любой КА может быстро подключаться или отключаться от сети, передавая небольшие объемы данных и практически не потребляя электроэнергии.



Разрабатываемая в настоящее время авторами беспроводная сеть-макет предназначена для экспериментального подтверждения возможностей создания локальной орбитальной группировки МКА.

Комплекс средств беспроводной сети должен обеспечивать:

- прием рабочих программ и разовых команд управления от наземной станции управления (НСУ);
- передачу телеметрической информации и информации оперативного контроля НСУ;
- передачу целевой информации;
- прием-передачу разовых команд управления и телеметрии между МКА локальной группировки.

Комплекс радиосредств беспроводной сети построен на основе модульных трансиверов MaxStream [2—5], которые обеспечивают передачу данных с характеристиками, представленными в таблице.

Характеристика модуля	Значение	
	X24-OEM-019DK	XBee (PRO)
Диапазон, ГГц	2,4	2,4
Выходная мощность, мВт	100/50	1/100
Управление	настройка AT-командами, прямая передача данных	настройка AT-командами, прямая передача данных
Скорость, Кбит/с	9,6 (19,2)	до 115
Питание, мА	5 В/max 150	3,3 В/max 270
Вес, г	24	5/7
Антенный интерфейс	RPSMA, MMCX или проводная антенна	RPSMA, MMCX или проводная антенна
Внешний интерфейс	UART	UART

В состав ЦМКА входит два радиомодуля: X24-OEM-019 (для организации взаимодействия с наземными средствами) и XBee (для работы в составе локальной группировки). Оконечный МКА оснащен только модулем XBee.

При проектировании ЦМКА и ОМКА было отдано предпочтение формату PC-104, широко используемому при изготовлении зарубежных наноспутников серии CubeSat.

Общий вид макетов ЦМКА и ОМКА без внешнего корпуса представлен на рис. 2 и 3 соответственно.



Рис. 2



Рис. 3

В заключение необходимо отметить, что длительность функционирования любого космического аппарата и его полезной нагрузки в основном определяется ресурсом системы электропитания. Условия открытого космического пространства (большой перепад температур от  $-50$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  и более, высокий уровень жесткого излучения и т.д.), а также особенность установки аккумуляторных батарей в негерметизированном отсеке КА требуют высокой

надежности их изготовления и обеспечения достаточного ресурса работоспособности. Из существующих аккумуляторных батарей (источников электроэнергии), способных надежно функционировать в таких условиях, наиболее перспективными являются образцы, изготавливаемые фирмами BetaBatt (США), а также Medtronic (США).

В основе принципа действия данных источников электроэнергии лежит применение радиоактивных материалов. Сотрудники компании BetaBatt совместно с учеными из ряда университетов США и Канады создали диоды, способные напрямую преобразовывать радиацию, полученную от небольшого кусочка изотопа, в электрический ток.

Новые элементы источника электроэнергии могут работать десятки, и даже сотни лет, хотя мощность их намного ниже, чем у сопоставимых по размерам химических источников тока. Диапазон рабочих температур этих элементов от  $-100$  до  $+150^{\circ}\text{C}$ , при этом они довольно устойчивы к механическим повреждениям.

Технология производства таких источников электроэнергии называется DEC (Direct Energy Conversion — прямое преобразование энергии). Ключом к повышению КПД DEC-устройств стал первый в мире трехмерный полупроводниковый (кремниевый) диод. В отличие от обычных диодов, представляющих собой очень тонкую пластинку с двумя слоями  $p$ - и  $n$ -проводимости, новый диод обладает огромным количеством глубоких пор (причем глубина их во много раз больше диаметра) микронного размера, которые повышают его эффективную площадь в десятки раз. Высокопористый кремний ученые создавали и раньше, а вот такой пористый материал с  $p$ — $n$ -переходом — никогда. Создать диод удалось с помощью технологии, которая практически не отличается от стандартного способа производства микросхем, что предполагает чрезвычайно низкую себестоимость будущего устройства. Новые источники электроэнергии будут работать с очень высоким КПД преобразования энергии бета-распада в электричество при высочайшей надежности.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фатеев В. Ф., Каргу Д. Л. Практический опыт разработки элементов бортовых радиотехнических систем наноспутника серии „CubeSat“ // Изв. вузов. Приборостроение. 2006. Т. 50, № 6. С. 14—16.
2. Пушкарев О. В. Передача данных в ZigBee-сети с помощью модулей XBee ZNet 2.5 // Новости электроники. 2008. № 3. С. 27—31.
3. Бараиш Л. Е. Многообразие стандартов беспроводных технологий // Компьютерное обозрение. 2003. № 10. С. 25—28.
4. Захаров Д. П. Интернет начинает эфирное вещание // Коммерсантъ. Приложение ТЕЛЕКОМ. 2004. № 83. С. 44—47.
5. Панфилов Д. Л., Соколов М. Ю. Введение в беспроводную технологию стандарта 802.15.4 // Электронные компоненты. 2004. № 12. С. 73—79.

#### Сведения об авторах

- Вячеслав Филиппович Фатеев** — д-р техн. наук, профессор; президент ОАО МАК „Вымпел“, кафедра информационных систем, Москва; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Дмитрий Леонидович Каргу** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра систем космической связи, Санкт-Петербург

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

---

---

# КОНТРОЛЬ И ДИАГНОСТИРОВАНИЕ СОСТОЯНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

---

---

УДК 681.3

А. М. БАРАНОВСКИЙ, А. Е. ПРИВАЛОВ

## СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИРОВАНИЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассматривается структура и принципы функционирования системы контроля и диагностирования в составе бортового комплекса управления малого космического аппарата. Предлагается модель, которая должна самостоятельно и своевременно в соответствии с текущей ситуацией и целевой установкой формулировать и решать поставленные задачи.

*Ключевые слова:* бортовой комплекс управления, управление техническим состоянием, система контроля и диагностирования, экспертная система, метод активной идентификации.

**Введение.** Важнейшей составляющей космического аппарата (КА) является бортовой комплекс управления (БКУ). На него возлагаются функции управления ориентацией и стабилизацией КА, управления целевым оборудованием, энергопитанием, связью с наземными комплексами. Помимо этого БКУ должен осуществлять оперативный анализ структурно-параметрических отклонений состояния бортовых систем КА от нормы, вырабатывать решение о компенсации (парировании) этих отклонений с целью сохранения работоспособного состояния или управления постепенной деградацией технического состояния КА. Одна из основных проблем, возникающих при разработке современных малых космических аппаратов (МКА), — создание эффективных средств выработки управляющих воздействий бортовым комплексом управления при возникновении нештатных ситуаций [1].

В настоящее время на борту некоторых КА решается только задача контроля технического состояния (ТС). Задача диагностирования и управления ТС в большинстве случаев реализуется в наземном комплексе управления (НКУ). Таким образом, между моментом возникновения нештатной ситуации и выдачей управляющих воздействий на ее парирование возможен большой промежуток времени (от нескольких часов до нескольких суток в зависимости от зоны радиовидимости КА, плана сеансов связи и времени принятия решения в НКУ), в течение которого потребителям может быть выдана неверная информация или нештатная ситуация может перерасти в аварийную.

Одним из способов решения этой проблемы является возможность переноса всего комплекса задач контроля, диагностирования и управления ТС на борт КА.

**Встроенная система контроля МКА.** Система контроля и диагностирования (СКД) представляет собой совокупность аппаратных средств и программного обеспечения, функционирующих в составе БКУ.

В состав БКУ МКА (рис. 1), как правило, входят [1]:

- информационно-управляющая система (ИУС), состоящая из бортовых вычислительных средств (БВС), средств бортовых измерений (СБИ), средств управления бортовой аппаратурой (СУБА),
- бортовая аппаратура командно-телеметрической радиолинии (КТРЛ);
- программное обеспечение БКУ (ПО БКУ).

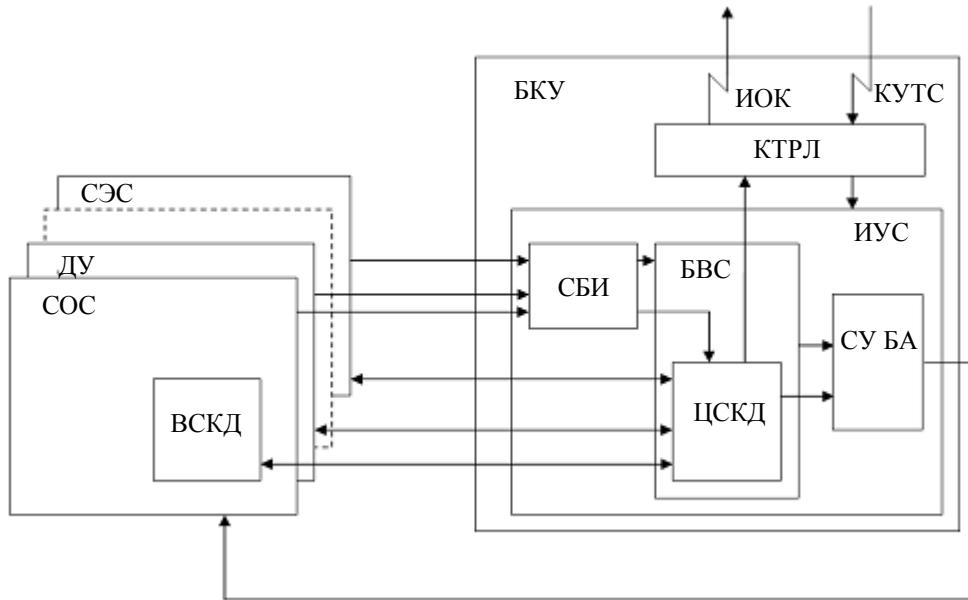


Рис. 1

Автономное решение задач контроля, диагностирования и управления возлагается на встроенную СКД. Для обеспечения заданной полноты контроля (как правило, не ниже 0,95 [1]) и организации взаимодействия с НКУ предлагается следующая архитектура уровней построения средств контроля и диагностирования БКУ (см. рис. 1):

- 1) программные и аппаратные средства НКУ;
- 2) программные и аппаратные средства БВС — центральные средства контроля и диагностирования (ЦСКД);
- 3) встроенные средства контроля и диагностирования (ВСКД).

Встроенные средства контроля и диагностирования должны оценивать ТС отдельных функциональных модулей (приборов, систем, каналов) перед включением их в работу, контролировать правильность их функционирования по целевому назначению и выдавать контрольную информацию в ЦСКД (на рис. 1: СЭС — системы электроснабжения, ДУ — двигательная установка, СОС — система ориентации и стабилизации). ЦСКД формирует обобщенный код состояния БА МКА, координирует работу ВСКД и бортового оборудования (в том числе и БКУ) при обнаружении отказов и предотвращении развития аварийных ситуаций, принимает меры по восстановлению работоспособности аппаратуры, а также управляет процессом сбора и передачи информации оперативного контроля (ИОК) и телеметрической информации (ТМИ) при невозможности принятия решения бортовой системой диагностирования. Средства НКУ анализируют ТС бортовой аппаратуры МКА по ТМИ, если принятие достоверного решения невозможно на борту МКА, и вырабатывают команды управления техническим состоянием (КУТС).

Можно выделить четыре режима функционирования СКД МКА:

- тестирование МКА при наземных испытаниях;
- тестирование МКА (или отдельных подсистем) перед включением в штатную работу или перед выполнением особо важных операций;

- контроль и управление конфигурацией бортового оборудования при штатном функционировании;
- поиск и устранение неисправностей.

**Программное обеспечение СКД.** Контроль и диагностирование МКА — типичная задача из класса обратных: по результатам наблюдений за признаками дефектов необходимо определить вид технического состояния, соответствующий наблюдаемым признакам. Следовательно, как и всякая классическая обратная задача, задача контроля и диагностирования решается не всегда корректно [2], т.е. решение о текущем ТС БКУ не всегда соответствует истинному состоянию не только из-за погрешностей измерений признаков, методических погрешностей назначения допусков, но и по причине некорректности постановки задачи в некоторой области. Для исключения таких ситуаций при разработке алгоритмов контроля и диагностирования область корректности постановки задачи в некотором пространстве должна быть заранее исследована и определена. Для этого необходимо иметь полное описание бортовых систем (БС), прежде всего модели их возможных технических состояний. Однако из-за сложности систем, входящих в состав КА, и воздействия различных факторов на процесс контроля практически невозможно получить полное и точное описание БС.

Таким образом, задача принятия решения о ТС КА осложняется низким качеством информации или ее отсутствием. Решение такой задачи под силу только системам с элементами искусственного интеллекта. Поэтому в качестве ПО ЦСКД, под управлением которого функционирует система контроля и диагностики КА, выбрана экспертная система (ЭС) контроля и диагностирования. Особенность предлагаемой экспертной системы заключается в том, что вместо диалога с человеком-пользователем система должна самостоятельно в соответствии с текущей ситуацией и целевой установкой своевременно формулировать и решать поставленные задачи. Экспертная система предназначена для решения таких задач, как экспресс-контроль, контроль по обобщенным параметрам, диагностирование дефектов с различной глубиной (детализацией) и достоверностью, определение последствий отказа, прогнозирование ТС и другие. В качестве исходных данных в ЭС используется контрольная информация, формируемая на основе опроса датчиков, информация, полученная в результате тестирования отдельных подсистем, знания о составе и функциональных взаимосвязях объекта диагностирования, а также данные из рабочей программы функционирования МКА, характеризующие его целевое применение.

Очевидно, что процесс принятия решения ЭС должен состоять из нескольких этапов: постановки задачи, планирования ее решения и последующей реализации. При этом ЭС должна проводить трехуровневую обработку знаний: на верхнем уровне — определение текущих целей контроля и диагностирования, на среднем — выбор стратегии диагностирования, на нижнем — собственно реализация стратегии. Соответственно будут различаться и знания, которыми будет оперировать ЭС на различных уровнях обработки информации [3].

В связи с этим предлагается трехуровневая модель экспертной системы, схема функционирования которой представлена на рис. 2.

К задачам верхнего уровня ЭС относятся:

- анализ программы целевого функционирования МКА, формирование на его основе целей и задач контроля и диагностирования и выдача этой информации среднему уровню ЭС;
- прием от среднего уровня ЭС информации о классе (виде) технического состояния бортовых систем;
- принятие на основе информации о ТС БС решения о готовности к выполнению программы полета и вывод решения в БКУ;
- управление МКА в аварийных ситуациях (АС);

— определение оставшихся ресурсов и задействование альтернативных программ функционирования МКА.

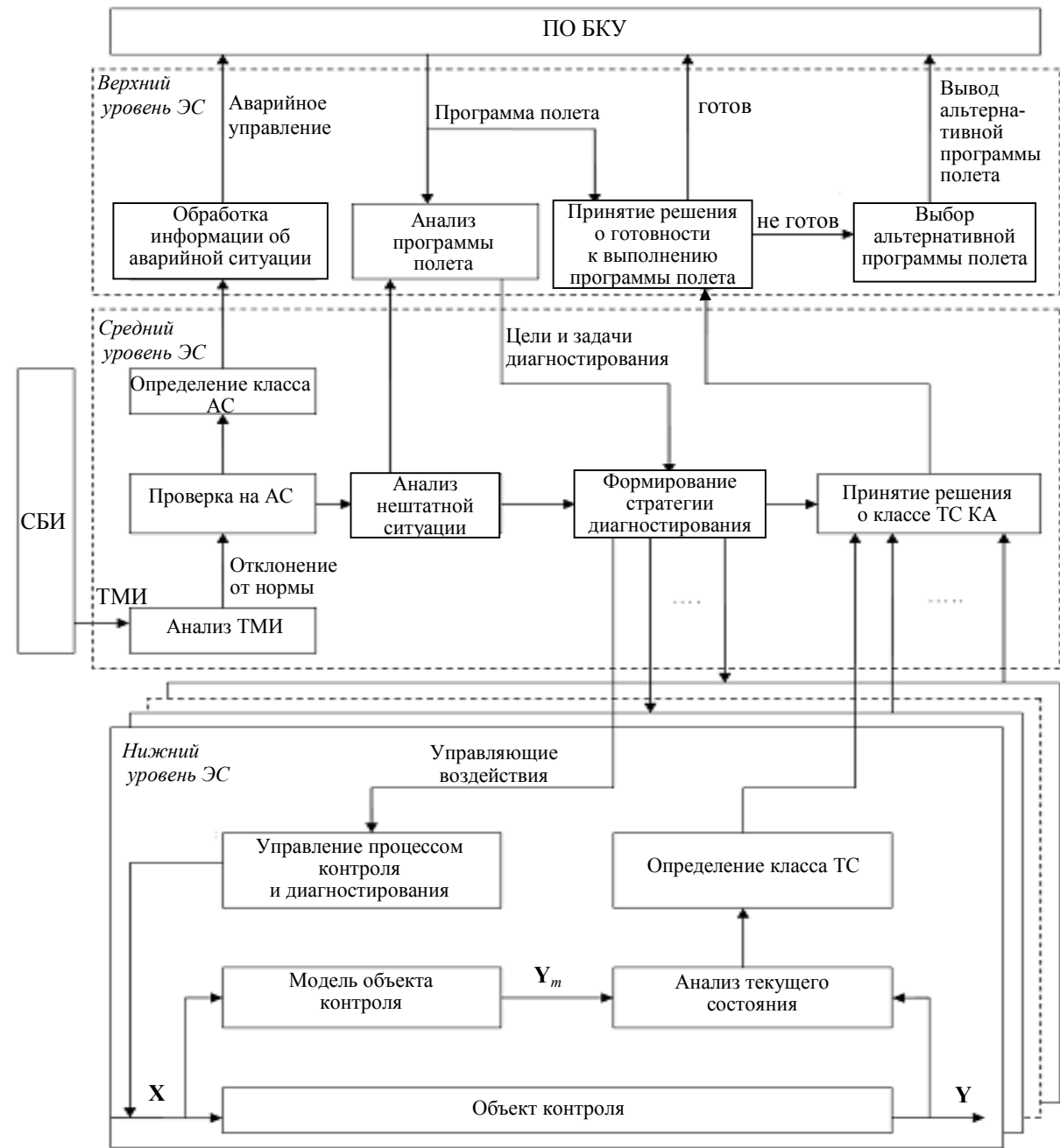


Рис. 2

Системы контроля и диагностирования решают множество текущих задач, например:

— контроль правильности функционирования систем МКА. Данная задача связана с определением „траекторий“ (последовательностей) ТС составных частей систем;

— контроль ТС подсистем МКА. Эта задача связана с определением вида ТС всех элементов подсистем до необходимого уровня детализации (блока, модуля) в фиксированный момент времени или на фиксированном интервале времени;

— выявление отклонений и анализ причин их возникновения. Эта задача по существу представляет задачу диагностирования дефектов подсистем МКА, однако понимается в несколько расширенном смысле: не только выявление и локализация места, но и установление причины дефекта;

— прогноз последствий отклонений, выявляются также возможные ограничения на выполнение целевых функций МКА, которые возникают при развитии последствий;

— парирование отклонений, т.е. формирование управляющих воздействий на устранение или компенсацию отклонений, в частности, задействование всех типов резерва систем МКА.

К задачам среднего уровня ЭС относятся:

— определение стратегии диагностирования на основании анализа целей и задач, выработанных на верхнем уровне;

— вывод о ТС на основании анализа информации о ТС бортовых систем МКА;

— получение информации от СБИ, ее анализ;

— идентификация аварийной ситуации и передача информации о ее классе верхнему уровню ЭС.

Верхний и средний уровни реализованы на вычислительных средствах центральной вычислительной системы.

В задачи нижнего уровня ЭС входят:

— управление процессом диагностирования отдельной системы (подача на вход системы тестовых воздействий, формирование функциональных разбиений [4]);

— формирование модельного (эталонного) значения выхода системы и сравнение его с реальным;

— принятие решения о ТС отдельной системы.

Нижний уровень ЭС реализован на встроенных вычислительных средствах системы контроля и диагностирования. Система МКА на нижнем уровне рассматривается как объект управления и контроля, текущее состояние которого должно в каждый фиксированный момент времени соответствовать состоянию, заданному моделью функционирования бортовой аппаратуры. Контроль технического состояния КА проводится по результатам сравнения вектора текущего состояния  $Y$  бортовой аппаратуры, полученного при испытании объекта диагностирования, и вектора состояния модели  $Y_m$ , а также на основе результатов параметрической идентификации.

Для решения задачи определения класса ТС систем также используется метод активной параметрической идентификации [5]. Активные методы идентификации не требуют значительных интервалов наблюдения и позволяют получать приемлемую точность оценок, но связаны с подачей на вход зондирующих сигналов, что может привести к недопустимо большим отклонениям траекторий движения системы от программных. Поэтому в ходе функционирования МКА можно применять только такие методы активной идентификации, которые обеспечивают приемлемые характеристики качества оценивания и отклонение истинного значения вектора состояния системы от программного на допустимые значения. Предъявленным требованиям удовлетворяют методы идентификации, основанные на принципе автогенераторных измерений, заключающемся в возбуждении информационных колебаний путем введения нелинейной обратной связи. Предложенный метод активной идентификации достаточно эффективен при использовании для диагностики динамических систем [5].

**Заключение.** Применение интеллектуальной системы контроля и диагностирования в составе БКУ позволяет решить задачу переноса процесса принятия решения о ТС, в том числе при возникновении нештатных ситуаций, на борт МКА. Предлагаемая трехуровневая модель построения интеллектуальной системы наиболее полно отражает три этапа задачи принятия решения — постановку задачи, планирование и реализацию плана. Использование метода активной идентификации на нижнем уровне позволяет осуществлять тестовый контроль приборов и систем, не прибегая к помощи дополнительного испытательного оборудования. Эта особенность позволяет решать задачи контроля, диагностирования и управления ТС средствами бортовой аппаратуры, что важно как на этапе активного функционирования КА, так и на этапе подготовки его к запуску.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. 336 с.
2. Филлин В. М., Пчелинцев Л. А., Денчик В. Н. и др. Оптимизация диагностики космического разгонного блока. М.: Едиториал УРСС, 2004. 184 с.
3. Полянский В. И., Кузнецов А. Б. Выбор формальной модели представления знаний для решения задач бортового диагностирования // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40, № 8. С. 51—54.
4. Барановский А. М., Яфракков М. Ф. Об одном подходе к организации функционального контроля и диагностики // Вопросы анализа и синтеза систем управления, контроля и диагностики. Л.: МО СССР, 1990. С. 4—30.
5. Барановский А. М. Активная идентификация систем стабилизации // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40, № 8. С. 31—34.

*Сведения об авторах*

- Анатолий Михайлович Барановский** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: bamvka@mail.ru
- Александр Евгеньевич Привалов** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: aleksaderpo4ta@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

УДК 681.518.52

А. М. БАРАНОВСКИЙ, В. А. БЕЛОЗЕРОВ, Д. И. ОПРЫШКО

**КОМБИНИРОВАННАЯ МОДЕЛЬ  
ПРОЦЕССА ОЦЕНИВАНИЯ ДОСТОВЕРНОСТИ КОНТРОЛЯ  
ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ**

Предложен новый подход к выбору показателей достоверности контроля технического состояния сложных систем на основе нечетко-вероятностной модели контроля аппаратных средств, приведены соотношения для их определения.

*Ключевые слова:* достоверность контроля, комбинированная модель аппаратных средств автоматических систем, нечеткие множества и системы.

**Введение.** В процессе обновления и частичной модернизации образцов ракетно-космической техники (РКТ) происходит совместная эксплуатация различных элементов системы. При этом для одних элементов имеется информация различного качества в достаточном объеме, информация о других элементах может отсутствовать. Это требует дальнейшего интенсивного развития новых подходов к оценке достоверности контроля (ДК) технического состояния, так как в отсутствие экспериментальных данных о составных частях космических аппаратов (КА) общепринятые методы определения достоверности контроля недостаточно адекватно отражают процессы контроля.



Информация о надежности элементов КА и наземного испытательного оборудования (НИО) имеет различные источники. Часть информации приобретается в результате испытаний и носит вероятностный характер, другая — приобретается в результате оценок экспертов. Информация может быть получена и в результате небольшого числа наблюдений, по которым невозможно построить точные вероятностные оценки — получаемые оценки оказываются заниженными или завышенными по сравнению с реальными. Данный факт оказывает существенное влияние на обоснованность принимаемых решений по результатам контроля. Поэтому предлагается учитывать разнородность поступающей информации для получения оценок достоверности контроля аппаратных средств и использовать математические методы комбинирования нечетко-вероятностной информации.

**Постановка задачи.** Рассмотрим функциональную модель объекта, на которой структурно определены входы, выходы и соответствующая ей теоретико-множественная модель с учетом нечетко-вероятностного описания элементов

$$\Delta = \langle T, X, Y, Z, \Psi, \tilde{X}, \tilde{Y}, \tilde{Z}, \tilde{\Psi} \rangle,$$

где  $T = \{t\}$  — множество моментов времени  $t$ , в которые наблюдается состояние объекта контроля (ОК);  $X$  — универсальное множество входных воздействий ОК;  $Y$  — универсальное множество выходных реакций ОК;  $\tilde{X} = \{x, \mu_{\tilde{X}}(x)\}$  и  $X = \{p(x)\}$  — нечеткое и вероятностное множество входных воздействий ОК соответственно;  $\mu_{\tilde{X}}(x)$  — функция принадлежности входных воздействий  $x$  множеству  $\tilde{X}$ ;  $\tilde{Y} = \{y, \mu_{\tilde{Y}}(y)\}$  и  $Y = \{p(y)\}$  — нечеткое и вероятностное множество выходных реакций ОК соответственно;  $\mu_{\tilde{Y}}(y)$  — функция принадлежности выходных реакций  $y$  множеству  $\tilde{Y}$ ;  $Z = \{Z_{\langle m \rangle} \mid z \in Z_{\langle m \rangle}\}$  — универсальное множество состояний ОК;  $\tilde{Z} = \{z, \mu_{\tilde{Z}}(z)\}$  и  $Z = \{p(z)\}$  — соответственно нечеткое и вероятностное множество состояний ОК;  $\mu_{\tilde{Z}}(z)$  — функция принадлежности внутренних переменных  $z$  множеству  $\tilde{Z}$ ;  $\Psi$  и  $\tilde{\Psi}$  — вероятностный и нечеткий оператор выходов соответственно, которые реализуют отображения

$$\Psi: T \times X \times Z \rightarrow Y,$$

$$\tilde{\Psi}: T \times \tilde{X} \times \tilde{Z} \rightarrow \tilde{Y} \times M, M \in [0, 1].$$

Состояние системы полностью наблюдаемо, если выполняется следующее условие:

$$Y(t_1) \neq Y(t_2) \Rightarrow Z(t_1) \neq Z(t_2),$$

$$t_1, t_2 \in T; X(t) \in X,$$

в этом случае всегда возможно определить ее состояния  $Z(t) \in Z$  по данным измерений сигналов  $X(t) \in X$  и  $Y(t) \in Y$  на входах и выходах системы. Однако конечной целью контроля является определение вида технического состояния объекта в данный момент времени. При контроле исправности объекта различают два технических состояния — исправное ( $z_+$ ) и неисправное ( $z_-$ ), и два результата контроля — объект контроля годен ( $e_+$ ) и не годен ( $e_-$ ), при таком подходе решение задачи классификации заключается в отыскании отображений:

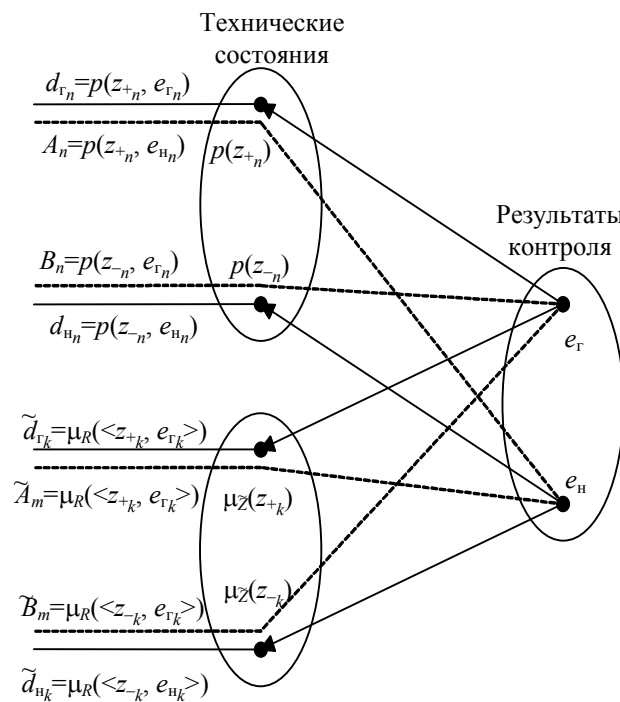
$$\psi: Y \rightarrow E, \tilde{\psi}: \tilde{Y} \rightarrow \tilde{E},$$

где  $E = \{p(z_+e_+); p(z_-e_-); p(z_+e_-); p(z_-e_+)\}$  — вероятностное множество результатов контроля;  $\tilde{E} = \{(\langle z_+, e_+ \rangle, \mu_R(\langle z_+, e_+ \rangle)); (\langle z_-, e_- \rangle, \mu_R(\langle z_-, e_- \rangle)); (\langle z_+, e_- \rangle, \mu_R(\langle z_+, e_- \rangle)); (\langle z_-, e_+ \rangle, \mu_R(\langle z_-, e_+ \rangle))\}$  — множество бинарных нечетких отношений  $R$  результатов контроля;

$\mu_R(<z_+, e_\Gamma >)$ ,  $\mu_R(<z_-, e_\Gamma >)$  — функция принадлежности бинарных нечетких отношений результатам контроля „годен“;  $\mu_R(<z_-, e_n >)$ ,  $\mu_R(<z_+, e_n >)$  — „не годен“.

Требуется определить достоверность результата контроля „годен“ аппаратных средств  $d_\Gamma$ .

**Комбинированная модель процесса оценивания достоверности контроля.** Обычно контроль объекта заключается в проверке отдельных подсистем и блоков. Космический аппарат представляет собой сложный объект контроля. Контроль технического состояния КА включает контроль отдельных подсистем, состоящих из микроконтроллеров сбора и обработки информации, приемного и передающего устройств, бортовой ЭВМ, комплектов аналоговых и цифровых датчиков, компонентов системы электропитания и ряда других устройств, поведение которых в ряде случаев не может быть полностью представлено только мерами вероятности или возможности [1]. Поэтому комбинированная нечетко-вероятностная модель процесса оценивания достоверности контроля (далее — модель контроля) для безусловных ошибок и достоверностей принимает вид, представленный на рисунке.



Отличительной особенностью модели контроля является зависимость результата „годен“ от вероятностного и нечеткого описания технических состояний составных блоков объекта. Безусловные ошибки на рисунке обозначены как  $A$  и  $B$  — при вероятностной оценке, и  $\tilde{A}$ ,  $\tilde{B}$  — при нечеткой оценке достоверности контроля.

Рассмотрим объект контроля, который состоит из  $m$  отдельно проверяемых блоков. В случае вероятностной оценки для  $n < m$  блоков вероятность события „объект исправен“ ( $z_+$ ) есть произведение вероятностей событий „блок  $i$  исправен“, а вероятность результата контроля „объект годен“ равна произведению вероятностей результатов „блок  $i$  годен“,  $i = \overline{1, n}$ , т.е.

$$p(z_+) = p(z_{+1})p(z_{+2}) \dots p(z_{+n});$$

$$p(e_\Gamma) = p(e_{\Gamma_1})p(e_{\Gamma_2}) \dots p(e_{\Gamma_n}).$$

Отсюда следует выражение для определения достоверностей контроля объекта:

$$d_\Gamma = p(z_+ e_\Gamma) = 1 - p(z_- e_\Gamma) = p(z_{+1} z_{+2} \dots z_{+n} e_{\Gamma_1} e_{\Gamma_2} \dots e_{\Gamma_n}) = \prod_{i=1}^n d_{\Gamma_i},$$

т.е. показатель достоверности результата контроля „годен“ равен произведению соответствующих показателей достоверности контроля блоков [2, 3].

В случае нечеткой оценки для  $k = m - n$  блоков нечеткое множество состояний объекта  $\tilde{Z}$  есть объединение множеств  $\tilde{Z}_{+i}$  — состояние „блок  $i$  исправен“ и  $\tilde{Z}_{-i}$  — состояние „блок  $i$  не исправен“,  $i = \overline{n+1, m}$ , т.е. можно представить в виде событий:

$$\begin{aligned} \tilde{Z} &= \tilde{Z}_{+i} \cup \tilde{Z}_{-i} = \tilde{Z}_{+1} \cap \tilde{Z}_{+2} \cap \dots \cap \tilde{Z}_{+m} \cup \tilde{Z}_{-1} \cap \tilde{Z}_{-2} \cap \dots \cap \tilde{Z}_{-m}; \\ \mu_{\tilde{Z}}(z_{+i}) &= \min(\mu_{\tilde{Z}_{+1}}(z_{+}), \mu_{\tilde{Z}_{+2}}(z_{+}), \dots, \mu_{\tilde{Z}_{+m}}(z_{+})); \\ \mu_{\tilde{Z}}(z_{-i}) &= \min(\mu_{\tilde{Z}_{-1}}(z_{-}), \mu_{\tilde{Z}_{-2}}(z_{-}), \dots, \mu_{\tilde{Z}_{-m}}(z_{-})). \end{aligned}$$

Таким же образом можно представить результаты контроля:

$$\begin{aligned} \tilde{E} &= \tilde{E}_{\Gamma_i} \cup \tilde{E}_{\text{H}_i} = \tilde{E}_{\Gamma_1} \cap \tilde{E}_{\Gamma_2} \cap \dots \cap \tilde{E}_{\Gamma_m} \cup \tilde{E}_{\text{H}_1} \cap \tilde{E}_{\text{H}_2} \cap \dots \cap \tilde{E}_{\text{H}_m}; \\ \mu_{\tilde{E}}(e_{\Gamma_i}) &= \min(\mu_{\tilde{E}_{\Gamma_1}}(e_{\Gamma}), \mu_{\tilde{E}_{\Gamma_2}}(e_{\Gamma}), \dots, \mu_{\tilde{E}_{\Gamma_m}}(e_{\Gamma})); \\ \mu_{\tilde{E}}(e_{\text{H}_i}) &= \min(\mu_{\tilde{E}_{\text{H}_1}}(e_{\text{H}}), \mu_{\tilde{E}_{\text{H}_2}}(e_{\text{H}}), \dots, \mu_{\tilde{E}_{\text{H}_m}}(e_{\text{H}})). \end{aligned}$$

В данном случае достоверность контроля определяется как минимум нечетких бинарных отношений  $R = \{ \langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle, \mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle) \}$  событий „объект исправен“ и „объект годен“ [4], т.е.

$$\tilde{d}_{\Gamma} = \mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle) = \min_{i=n+1, \dots, m} (\mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle), \dots, \mu_R(\langle z_{+m}, e_{\Gamma_m} \rangle)).$$

Здесь  $\mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle)$  — функция принадлежности бинарного нечеткого отношения, которая определяется как отображение  $\mu_R: \tilde{Z}_+ \times \tilde{E}_{\Gamma} \rightarrow [0, 1]$ , при этом  $z_{+i} \in \tilde{Z}_+$  и  $e_{\Gamma_i} \in \tilde{E}_{\Gamma}$ .

**Обработка данных при оценивании достоверности контроля.** При наличии разнородной информации о системе оценка значений ДК может производиться с помощью нечетких и вероятностных мер. Возникает задача комбинирования оценок достоверности контроля аппаратных средств, которая решается двумя способами.

1. Дефаззификация — приведение нечетких оценок к четкости в случае доминирования экспериментальных данных о наработке элементов и подчинение выборки наблюдений одному из законов распределения наработки на отказ [5].

2. Комбинированный метод — в случае преобладания экспертных данных [1]. Основная идея заключается в том, что нечеткая переменная времени до отказа рассматривается как совокупность детерминированных величин  $\tau_{-}$ , каждая из которых характеризуется возможностью  $f(\tau_{-})$ , что в моменты времени  $\tau_{-}$  объект контроля „не исправен“. Так как детерминированная величина является случайной с плотностью распределения  $\delta_{\tau_{-}}(t)$  (импульсная функция), то получим нечеткое множество  $\tilde{F}$  случайных переменных с функцией принадлежности  $\mu_{\tilde{F}}(t) = f(\tau_{-})$ . Нечеткий показатель вероятности исправной работы элемента до момента времени  $t$  определяется как нечеткое число  $\tilde{Z}_{+}$  с функцией принадлежности

$$\mu_{\tilde{Z}_{+m}}(z_{+}) = \sup_{\tau_{-} \geq 0} \left\{ \mu_{\tilde{F}}(\tau_{-}) \int_0^{\infty} \delta_{\tau_{-}}(t+a) da = z_{+m} \right\},$$

где  $a$  — переменная интегрирования, отражающая время функционирования объекта до последнего момента контроля.

Таким же образом определяется нечеткий показатель вероятности результата контроля „объект годен“ только в качестве детерминированной величины рассматриваются моменты времени, в которые объект контроля „не годен“:

$$\mu_{\tilde{E}_{\Gamma_m}}(e_{\Gamma}) = \sup_{\tau_H \geq 0} \left\{ \mu_{\tilde{F}}(\tau_H) \int_0^{\infty} \delta_{\tau_H}(t+a) da = e_{\Gamma_m} \right\}.$$

Следующая задача — представить вероятностные характеристики элемента в виде нечетких показателей вероятностей произвольных событий. Пусть теперь время до отказа является неотрицательной случайной переменной  $t_0$  с плотностью распределения вероятности  $g(t) = P\{t_0=t\}$ . Тогда вероятность исправной работы определяется как

$$p(z_+) = \int_0^{\infty} g(t+a) da.$$

Введем фиктивный нечеткий показатель вероятности исправной работы  $p(z_+)$  как нечеткое число с функцией принадлежности

$$\mu_{\tilde{Z}_{+n}}(z_+) = \begin{cases} 1, & \text{если } z_+ = p(z_{+n}), \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

Для нечеткого показателя вероятности результатов контроля „объект годен“ формула примет вид

$$\mu_{\tilde{E}_{\Gamma_n}}(e_{\Gamma}) = \begin{cases} 1, & \text{если } e_{\Gamma} = p(e_{\Gamma_n}), \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

Рассмотренный прием позволяет записать общую формулу для вычисления достоверности контроля при унифицированном нечетком представлении величин:

$$\tilde{d}_{\Gamma} = \mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle) = \min_{i=1, \dots, n, n+1, \dots, m} (\mu_R(\langle z_{+i}, e_{\Gamma_i} \rangle), \dots, \mu_R(\langle z_{+n}, e_{\Gamma_n} \rangle), \mu_R(\langle z_{+n+1}, e_{\Gamma_{n+1}} \rangle), \dots, \mu_R(\langle z_{+m}, e_{\Gamma_m} \rangle)).$$

**Пример.** Найти нечеткие показатели исправной и неисправной работы за время  $t=6$  ч элемента, время до отказа которого описывается функцией распределения возможностей  $f(t) = \exp(-(t-D)^2/H)$  и функцией плотности распределения вероятности  $g(t) = C \exp(-t/D)$  с параметрами распределения  $C=0,1$ ,  $D=10$ ,  $H=25$ .

*Решение.* Используя полученные соотношения, можно записать  $\mu_{\tilde{F}}(t) = f(t)$ , тогда

$$\mu_{\tilde{Z}_{+}}(z_+) = \sup_{\tau_- \leq 6} \mu_{\tilde{F}}(x_-) = 0,527; \quad \mu_{\tilde{Z}_{-}}(z_-) = \sup_{\tau_- > 6} \mu_{\tilde{F}}(x_-) = 1.$$

При вероятностном описании объекта получим  $p(z_+) = \exp(-t/10)$ , тогда  $p(z_+) = 0,548$  и

$$\mu_{\tilde{Z}_{+}}(z_+) = \begin{cases} 1, & \text{если } z_+ = 0,548, \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

**Заключение.** Предложена система нечетких показателей достоверности контроля сложных систем, которая позволяет определять достоверность в условиях неопределенности ситуации из-за отсутствия исчерпывающих данных о техническом состоянии аппаратных средств. Разработанная модель процесса оценивания достоверности учитывает различные источники получения информации о составных блоках ОК. Предложен способ комбинирования

вероятностных и нечетких оценок достоверности контроля при разнородной исходной информации, обеспечивающий получение объективных оценок при вероятностно-нечетком описании объекта контроля.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Уткин Л. В. Методы и модели анализа надежности и безопасности информационных систем при неполной информации. Дис. д-ра техн. наук. СПб: СПбГЛА, 2001. 300 с.
2. Евланов Л. Г. Контроль динамических систем. М.: Наука, 1979. 432 с.
3. Кудрявцев В. В., Белозеров В. А. Достоверность диагностирования технического состояния сложных систем // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40, № 8. С. 38—48.
4. Леоненков А. В. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH. СПб: БХВ-Петербург, 2003. 736 с.
5. Борисов В. В., Круглов В. В., Федулов А. С. Нечеткие модели и сети. М.: Горячая линия-Телеком, 2007. 284 с.

#### *Сведения об авторах*

- Анатолий Михайлович Барановский** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: bamvka@mail.ru
- Вячеслав Алексеевич Белозеров** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: belozerov@inbox.ru
- Дмитрий Иванович Опрышко** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автоматизированных систем подготовки и пуска ракет и космических аппаратов, Санкт-Петербург;  
E-mail: dmopry@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

А. В. АВЕРЬЯНОВ

## ОЦЕНИВАНИЕ НАДЕЖНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОДГОТОВКОЙ И ПРОВЕДЕНИЕМ ПУСКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Представлены сравнительные оценки надежности функционирования различных многоканальных автоматизированных систем управления (АСУ), используемых в процессе подготовки и проведения пусков ракет-носителей. Даны рекомендации по выбору рациональной структуры АСУ и определению пределов избыточности аппаратных и программных средств. Полученные результаты могут быть использованы на этапе проектирования сложных информационных управляющих систем.

*Ключевые слова:* автоматизированная управляющая система, информационные управляющие системы, надежность, резерв.

Широкое применение автоматизированных систем управления технологическими процессами (АСУ ТП) поставило в качестве первоочередной проблему обеспечения надежности функционирования этих систем. Среди разнообразных мероприятий по повышению надежности таких систем на этапе проектирования можно выделить группу структурных (схемных) методов, объединяющих мероприятия по повышению надежности объектов путем совершенствования принципов их построения. При этом необходимо значительно усложнять их структуру, вводя избыточные аппаратные и программные средства и все более сложные схемные решения. Для успешного применения структурных методов повышения надежности АСУ ТП необходимо решать задачу выбора рациональной структуры аппаратной части АСУ ТП и определения пределов избыточности аппаратных и программных средств.

Одним из основных методов повышения надежности объектов является резервирование, при котором применяют дополнительные средства и возможности для сохранения работоспособного состояния объекта в случае отказа одного или нескольких элементов [1]. Ниже будет рассмотрен способ структурного резервирования, предусматривающий использование избыточных блоков, узлов в структуре АСУ ТП. При этом перестройки структуры системы не происходит, а резервные элементы участвуют в функционировании системы наравне с основными.

Автоматизированные системы выполняют весьма ответственные задачи по управлению технологическими процессами, т.е. подготовкой и проведением пуска ракеты и космического аппарата (КА). В этом случае к самой АСУ предъявляются высокие требования по надежности [2]. Проведем сравнительное оценивание надежности вариантов одноканальной, двухканальной и трехканальной реализации АСУ ТП, используемой при подготовке и проведении пуска ракеты-носителя (РН).

В качестве показателя надежности будем использовать такой показатель, как вероятность безотказной работы (ВБР) в течение заданного времени.

Состав АСУ ТП следующий:

- процессорный модуль;
- пульт оператора (ПО);
- два устройства гарантированного питания (УГП) ЭВМ;
- два устройства ввода—вывода (УВВ);
- два шкафа кроссовых (ШК);
- комплект кабелей (КК).

Вероятность безотказной работы АСУ ТП за время рабочего цикла  $t_p = 168$  ч определена не менее 0,995, а за время подготовки и пуска —  $t_n = 1,5$  ч — не менее 0,999. Указанные уровни надежности должны обеспечиваться при значениях ВБР составляющих АСУ модулей, представленных в табл. 1.

В таблице отсутствуют данные по процессорному модулю, будем считать, что его ВБР в течение установленных временных интервалов равна единице.

Таблица 1

Модуль	ВБР	
	$t_p$	$t_n$
ПО	0,9998	0,999 998
УГП	0,999 95	0,999 9996
УВВ	0,998	0,999 99
ШК	0,999 996	1
КК	0,999 55	0,999 97

Используя представленную информацию, проверим возможность обеспечения указанных значений ВБР АСУ ТП и сравним надежность различных вариантов ее реализации. При составлении структурной схемы надежности (ССН) АСУ ТП считаем, что все устройства и модули включены последовательно. ССН для одноканальной, двухканальной и трехканальной АСУ ТП представлены на рис. 1, 2 и 3 соответственно.

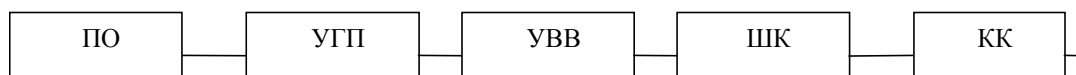


Рис. 1

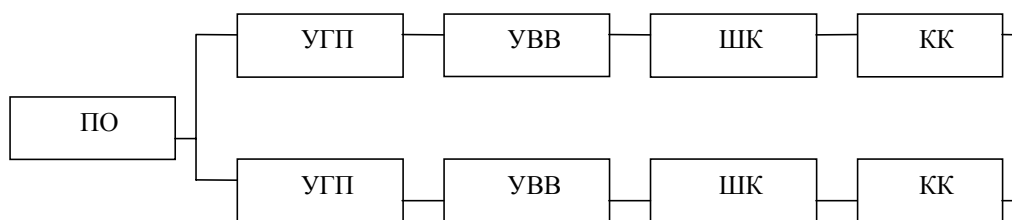


Рис. 2

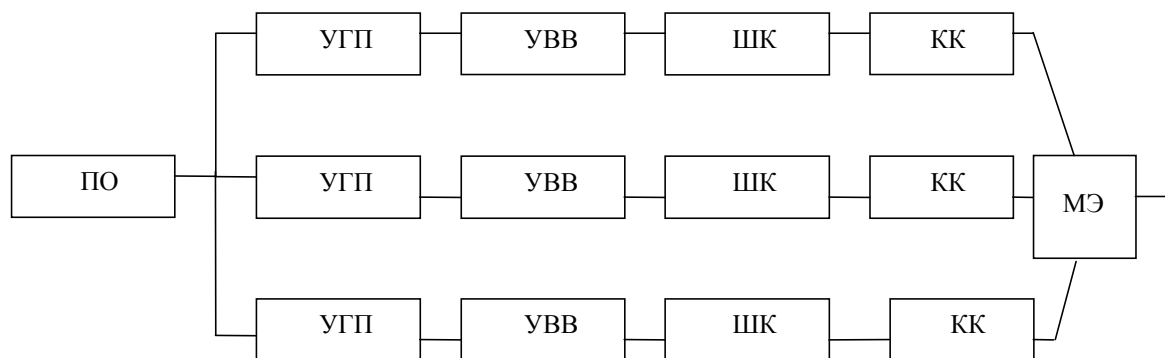


Рис. 3

ВБР одноканальной ( $P_1$ ) АСУ ТП рассчитывается по формуле

$$P_1 = P_{ПО} P^2_{УГП} P^2_{УВВ} P^2_{ШК} P_{КК} = P_{ПО} P, \tag{1}$$

где  $P = P^2_{УГП} P^2_{УВВ} P^2_{ШК} P_{КК}$ .

Значения ВБР отдельных устройств и модулей, находящиеся в правой части выражения (1), представлены в табл. 1. В соответствии с формулой (1) имеем для  $t_p = 168$  ч —  $P_1 \approx 0,995 25$ , а для  $t_n = 1,5$  ч —  $\approx 0,999 947$ .

ВБР двухканальной ( $P_2$ ) АСУ ТП рассчитывается по формуле

$$P_2 = P_{ПО} [1 - (1 - P)^2]. \tag{2}$$

Для  $t_p$  имеем  $P_2 \approx 0,999\ 78$ , а для  $t_n$  —  $\approx 0,999\ 998$ .

В трехканальной АСУ ТП сигналы с выходов отдельных каналов поступают на мажоритарный элемент (МЭ) (рис. 3), который является по своей сути избирательной схемой, на выходе которой при совпадении сигналов от двух из трех резервных каналов появляется сигнал. Выход из строя одного из трех каналов приводит к искажению выходного сигнала. Использование мажоритарного способа резервирования позволяет достаточно просто обнаружить неисправный канал.

ВБР трехканальной ( $P_3$ ) АСУ ТП рассчитывается по формуле

$$P_3 = P_{\text{ПО}} P_{\text{МЭ}} P^2 (3 - 2P), \quad (3)$$

Надежность трехканальной АСУ при одном отказавшем канале снижается до  $P_{\text{ПО}} P^2$ . В АСУ процессом подготовки и пуска РН постоянно требуется поддерживать высокую надежность управления технологическим процессом, поэтому при отказе одного из каналов желательно повышать надежность системы в период восстановления до значения  $P_1$ , а после восстановления отказавшего канала — до первоначальной величины [3].

Предположим, что ВБР мажоритарного элемента равна единице, тогда для  $t_p = 168$  ч имеем  $P_3 \approx 0,999\ 74$ , а для  $t_n = 1,5$  ч —  $\approx 0,999\ 998$ .

Полученные значения ВБР позволяют провести сравнительное оценивание показателей безотказности при различных реализациях АСУ ТП. Выигрыш в надежности будем определять как отношения

$$B_2 = P_2/P_1, \quad B_3 = P_3/P_1 \quad (4)$$

для  $t_p$  и  $t_n$  соответственно.

Значения отношений  $B_2$  и  $B_3$  представлены в табл. 2.

Таблица 2

Время, ч	Выигрыш	
	$B_2$	$B_3$
168	1,004 55	1,004 51
1,5	1,000 05	1,000 05

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

1. Заданные состав, структура АСУ ТП, показатели безотказности отдельных устройств и модулей обеспечивают достижение требуемых значений ВБР за установленное время рабочего цикла и время подготовки и пуска РН даже при одноканальном управлении технологическим процессом.

2. Выигрыш в надежности двухканальной и трехканальной АСУ ТП практически одинаков, что обуславливает нецелесообразность чрезмерной аппаратной избыточности в структуре АСУ, т.е. использование третьего канала управления нецелесообразно.

3. Многоканальная реализация АСУ ТП функционирует более эффективно в смысле надежности в течение длительных интервалов времени.

Представленные выводы могут быть использованы на этапе проектирования сложных информационных управляющих систем при выборе рациональной структуры аппаратной части, определении разумных пределов избыточности аппаратных и программных средств.

Следует отметить, что недостатком рассмотренной трехканальной АСУ (рис. 3) являются высокие требования, предъявляемые к надежности мажоритарного элемента. Напомним, что ВБР мажоритарного элемента равнялась единице. Эти требования можно значительно снизить, если в систему включить три мажоритарных элемента так, как показано на рис. 4.

В этом случае ВБР системы можно определить из следующего выражения:



$$P_{3МЭ} = P_{ПО}(3P^2 - 2P^3)[1 - (1 - P_{МЭ})^3]. \quad (5)$$

Пусть  $P_{МЭ}(t_{п}) = 0,9999$ ,  $P_{МЭ}(t_{р}) = 0,999$ , тогда для  $t = 168$  ч имеем  $P_3 \approx 0,998\ 74$ ,  $P_{3МЭ} \approx 0,999\ 74$ , а для  $t_{п} — P_3 \approx 0,999\ 898$ ,  $P_{3МЭ} \approx 0,999\ 998$ .

Выигрыш в надежности системы, представленной на рис. 4, по сравнению с одноканальной системой (рис. 1) рассчитывается по формуле

$$B_{3МЭ} = P_{3МЭ}/P. \quad (6)$$

Значения выигрышей  $B_2$ ,  $B_3$ ,  $B_{3МЭ}$ , рассчитанных по формулам (4)—(6), для  $P_{МЭ}(t_{п}) = 0,9999$  и для  $P_{МЭ}(t_{р}) = 0,999$  представлены в табл. 3.

Таблица 3

Время, ч	Выигрыш		
	$B_2$	$B_3$	$B_{3МЭ}$
168	1,004 55	1,0034	1,004 51
1,5	1,000 05	0,999 95	1,000 05

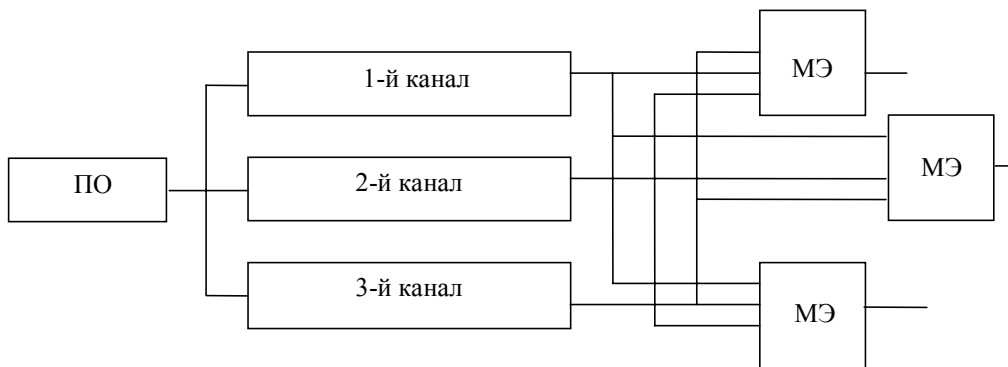


Рис. 4

Из полученных результатов следует, что трехканальная АСУ ТП с единственным мажоритарным элементом, имеющим ВБР меньше единицы, менее надежна, чем двухканальная АСУ, а на малых интервалах времени функционирования уступает в надежности даже одноканальной системе. Использование в структуре трех мажоритарных элементов позволяет достичь уровня надежности двухканальной АСУ, что подтверждает нецелесообразность чрезмерной многоканальной реализации АСУ ТП [4].

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дружинин Г. В. Надежность автоматизированных производственных систем. М.: Энергоатомиздат, 1986. 480 с.
2. Автоматизированные системы управления подготовкой и пуском ракет космического назначения / В. И. Полянский, А. В. Аверьянов, А. И. Данилов и др. СПб: ВИКА им. А. Ф. Можайского, 1997. 332 с.
3. Пакулов Н. И., Уханов В. Ф., Чернышов П. Н. Мажоритарный принцип построения надежных узлов и устройств ЦВМ. М.: Сов. радио, 1974. 184 с.
4. Проблемные вопросы проектирования и эксплуатации бортовых и наземных систем управления объектов ракетно-космической техники РВСН. Мат. НТК СПб: МО РФ, 1999. 78 с.

#### Сведения об авторе

**Алексей Васильевич Аверьянов** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: Aver957@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

---

---

# БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

---

---

УДК 629.7

Д. Л. КАРГУ, Г. В. КРЕМЕЗ, Е. П. МИНАКОВ, П. В. НИКОЛАЕВ, С. А. ФЕДОРОВ

## МАЛОГАБАРИТНЫЙ БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Представлен бортовой комплекс управления низкоорбитального малого космического аппарата (МКА) дистанционного зондирования Земли. Комплекс предназначен для приема, дешифрации и реализации рабочих программ и разовых команд управления, сбора и передачи телеметрической информации, управления функционированием бортовой аппаратуры, определения параметров ориентации и управления движением МКА.

*Ключевые слова:* бортовой комплекс управления, малый космический аппарат, интеграция, команды, телеметрическая информация.

В период с 2004 по 2008 г. в Центральном научно-исследовательском и опытно-конструкторском институте робототехники и технической кибернетики (ЦНИИ РТК) проводился комплекс работ по созданию многофункционального бортового комплекса управления (БКУ) для применения в низкоорбитальных малых космических аппаратах (МКА) дистанционного зондирования Земли. Были разработаны технические предложения по созданию БКУ, изготовлены соответствующие технологический и экспериментальный образцы и проведены их испытания.

Предлагаемый БКУ объединяет функции приема, дешифрации и реализации рабочих программ и разовых команд управления от наземного комплекса управления (НКУ), сбора и передачи телеметрической информации и информации оперативного контроля в НКУ, управления функционированием бортовой аппаратуры, определения параметров ориентации МКА, положения и скорости движения его центра масс и управления движением.

К основным результатам работы над БКУ можно отнести:

1) обоснование целесообразности использования для построения бортовой вычислительной системы (БВС) БКУ малых космических аппаратов ПЛИС-технологий и систем на кристалле, что обеспечило степень интеграции выше нескольких миллионов вентилей в микросхеме, быстроедействие более 200 миллионов операций в секунду, среднее потребление электроэнергии на уровне 1—5 Вт;

2) использование встроенных антенн и приемников сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS и трехкомпонентных датчиков угловых скоростей на основе волоконно-оптических гироскопов, что позволило повысить основные точностные характеристики в 2—3 раза;

3) обеспечение обмена информацией со скоростью до 115 Кбит/с, а также увеличение дальности радиосвязи путем применения внешних малошумящих усилителей (МШУ) и усилителей мощности (УМ), согласованных с направленными антеннами.

В ходе выполнения работы был изготовлен образец БВС, предназначенный для комплексного решения задач бортовой аппаратуры информационно-управляющей радиосистемы, информационно-телеметрической системы, управления функционированием бортового целевого оборудования, управления движением и навигации, управления электропитанием и температурными режимами МКА, исследованы отдельные режимы работы БВС, а также вопросы комплексирования. Бортовая вычислительная система БКУ МКА спроектирована как много-процессорная модульная, агрегируемая, наращиваемая система, составные части которой взаимодействуют на основе реконфигурируемой коммутации информационных потоков, что обеспечивает возможность адаптации ее базовой структуры к требованиям потребителей и существенно повышает надежность [см. лит.].

На рис. 1 приведен внешний вид платы трехпроцессорного технологического образца БВС БКУ МКА.

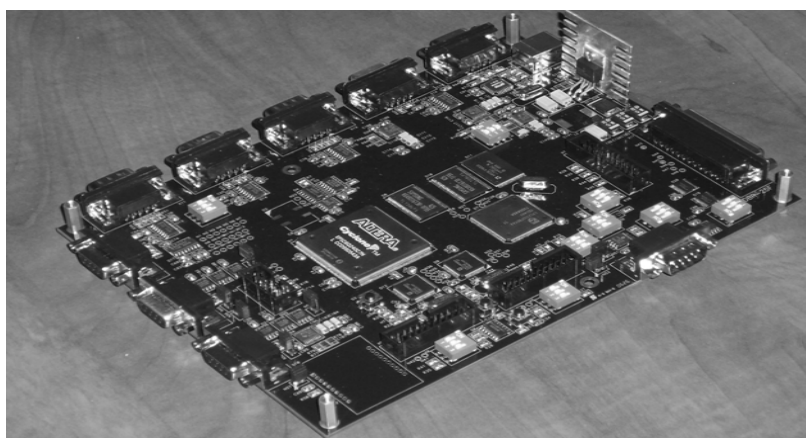


Рис. 1

В состав системы ориентации и стабилизации (СОС) БКУ входят магнитометры (ММ), солнечные датчики (СД), звездные датчики (ЗД), датчики Земли (ДЗ), управляющие двигатели-маховики (УДМ), электромагнитные устройства (ЭМУ), блоки управления СОС (БУ СОС) и комплект кабелей.

Основными техническими характеристиками СОС являются:

- погрешность определения углов ориентации — не более 6’;
- погрешность определения угловой скорости — не более  $10^{-3}$  град/с;
- время успокоения микроспутника после отделения — не более 20 мин;
- погрешность угловой стабилизации на периоде работы целевой аппаратуры по углу — не более 15’, по угловой скорости — не более  $3 \cdot 10^{-3}$  град/с.

Сводка количественных и массоэнергетических характеристик приборов СОС приведена в таблице.

Приборы	Количество, шт.	Суммарная масса, кг	Суммарное энергопотребление, Вт
ММ	4	0,94	0,2
СД	2	0,20	0,4
ЭМУ	4	1,40	3,5
УДМ	5	2,50	0,2
ЗД	3	0,75	0,4
ДЗ	2	0,72	10,5
БУ СОС	2	1,02	2,2
Комплект кабелей	1	2,70	—
СОС в целом	1	10,23	17,4

Предлагаемая радиотехническая система (РТС) БКУ предназначена для выдачи и квитирования рабочих программ и разовых команд в условиях различной сигнально-помеховой обстановки.

Основные характеристики РТС БКУ:

- диапазон частот — 2400 МГц (*S*-диапазон);
- мощность передатчика 1—4 Вт;
- коэффициент шума приемника — 4 дБ;
- дальность действия — до 700 км;
- вес — 5—7 кг;
- потребляемая мощность — 10—15 Вт;
- ресурс — до 10 лет;
- скорость передачи информации — 9,6—57,6 Кбит/с.

В РТС БКУ используются методы расширения спектра, возможность функционирования в условиях узкополосных помех и защита от несанкционированного доступа и случайного подавления. В целях уменьшения массогабаритных характеристик МКА частотные диапазоны канала управления и полезной нагрузки (целевая информация) совмещены. Для этого канал управления построен на основе модульных трансиверов компании MaxStream, конструктивно он интегрирован в плату БВС.

В ходе работ было проведено макетирование наземной части комплекса управления. Принятый при конструктивном исполнении формат РС-104 представляет собой набор плат размером 90,2×96,2 мм, соединенных посредством интерфейсных разъемов в единый комплект, что позволило осуществить сборку устройств различной функциональной принадлежности. Аппаратура связана по стандартному интерфейсу с персональным компьютером. Технологический стенд в составе приемопередающего устройства и компьютерного терминала приведен на рис. 2.



Рис. 2

Блок навигации и ориентации (БНО) БКУ предназначен для выработки по сигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS следующих параметров:

- трех координат и трех проекций скорости центра масс МКА с заданными требованиями по точности;
- трех углов текущей пространственной ориентации МКА и трех составляющих угловой скорости его вращения;
- меток времени и оцифровки бортовой шкалы времени.

Минимальный состав БНО включает: три активные приемные антенны, разнесенные конструктивно, три конструктивно объединенных навигационных приемника сигналов и микропроцессор, набор соединительных кабелей, оборудование для проведения настройки и испытаний изделия. В БНО реализован принцип прецизионного определения углов пространственной ориентации одной базовой линии, проходящей через центры приемных антенн. При использовании информации от двух непараллельных базовых линий, образованных не менее чем тремя антеннами на корпусе МКА, появляется возможность определять углы ориентации МКА. БНО сопряжен с БВС по одному каналу с интерфейсом RS-232 и выдает в нее с периодичностью обновления данных 10 Гц все указанные выше параметры.

Испытания экспериментальных образцов БНО подтвердили возможность достижения погрешности определения:

- текущих координат МКА — не более 30 м;
- составляющих вектора скорости — не более 5 см/с;
- углов ориентации МКА — не более 6';
- угловой скорости — не более 0,001 град/с.

Полученные данные согласуются с информацией о точности лучших зарубежных образцов измерителей по данным GPS пространственной ориентации объектов производства американской фирмы Trimble.

В результате проведенных теоретических и экспериментальных исследований обоснован подход к построению бортового комплекса управления, который может стать основой создания БКУ МКА дистанционного зондирования Земли в малогабаритном исполнении (масса БКУ  $\leq 5$  кг) и сроком активного существования не менее 10 лет.

#### ЛИТЕРАТУРА

Захаров И. В., Кремез Г. В., Фатеев В. Ф., Швецов А. С., Шпак А. В. Многопроцессорная перестраиваемая бортовая вычислительная система малого космического аппарата // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т.50, № 6. С. 49—52.

#### *Сведения об авторах*

- |                                   |   |
|-----------------------------------|---|
| <b>Дмитрий Леонидович Каргу</b>   | — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра систем космической связи, Санкт-Петербург;<br>E-mail: dmitrii_kargu@mail.ru     |
| <b>Георгий Вальтерович Кремез</b> | — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург;<br>E-mail: gvkremez@mail.ru |
| <b>Евгений Петрович Минаков</b>   | — д-р техн. наук, профессор; ЦНИИ робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: minakov@rtc.ru  |
| <b>Петр Валентинович Николаев</b> | — ЦНИИ робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; ведущий конструктор; E-mail: pn1212@mail.ru  |
| <b>Сергей Алексеевич Федоров</b>  | — канд. техн. наук, доцент; ЦНИИ робототехники и технической кибернетики, Санкт-Петербург; E-mail: fedorov@rtc.ru   |

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

А. Г. БАСЫРОВ, В. А. ГОНЧАРЕНКО, В. С. ЗАБУЗОВ, Г. В. КРЕМЕЗ, К. А. ЭСАУЛОВ

## ПОВЫШЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Исследованы результаты натурных экспериментов, проведенных на космических аппаратах „Можаец-3“ и „Можаец-4“. Обосновывается целесообразность многомодульного подхода к построению бортовых вычислительных систем с адаптивной организацией обслуживания. Рассматриваются возможности обеспечения заданной производительности в условиях воздействия дестабилизирующих факторов.

*Ключевые слова:* бортовые вычислительные системы, многомодульность, адаптивность, производительность, натурные эксперименты, алгоритм планирования.

**Введение.** Одной из проблем организации управления малыми космическими аппаратами (МКА) является обеспечение устойчивого функционирования бортовых вычислительных систем (БВС) МКА в течение длительного времени (7—10 лет). Существующие подходы к решению данной проблемы основаны на выборе элементной базы с высокими показателями надежности и стойкости к воздействию внешних факторов, а также на применении архитектурных решений, связанных с различными видами резервирования (структурного, временного, информационного и т.д.). При этом важнейшим этапом в разработке, реализации и оценивании эффективности использования технических решений являются моделирование и натурные эксперименты.

Проводимые на близких к круговым орбитах высотой около 700 км эксперименты на борту МКА серии „Можаец“ по исследованию работоспособности электронных компонентов в условиях воздействия неблагоприятных факторов космического пространства (в том числе космической радиации) направлены на разработку предложений по увеличению технического ресурса бортовых систем космических аппаратов. Испытываются интегральные микросхемы генераторов тактовых импульсов и статического оперативного запоминающего устройства 537РУ16 [1, 2]. Тестирование микросхем проводится на основе сравнения с эталонными значениями амплитуды сигнала с выходов генераторов тактовых импульсов и считанных кодов из ячеек модулей памяти. Определение фактов отказов и их статистическая обработка для КА „Можаец-3“ проводились по результатам телеметрии наземными средствами, для „Можаец-4“ — бортовым микропроцессором. Элементы установлены в негерметичных алюминиевых корпусах различной толщины на поверхности МКА. Полученные экспериментальные данные показали, что БВС МКА должна быть защищена алюминиевым корпусом толщиной не менее 1 мм. Парирование отказов модулей оперативной памяти должно обеспечиваться путем различных видов резервирования, причем избыточность должна составлять не менее 60 % аппаратных и/или временных затрат на реализацию нерезервированного варианта.

Применение архитектурных подходов способствует повышению устойчивости функционирования БВС. Хотя избыточность оборудования при реализации данных подходов затрудняет удовлетворение массогабаритным требованиям к МКА, тем не менее существует перспектива миниатюризации бортовой цифровой техники. В результате можно получить более гибкие решения, позволяющие существенно повысить производительность, надежность, живучесть, и как следствие — эффективность функционирования МКА в целом.

**Методика многомодульного построения БВС.** Одним из архитектурных подходов является многомодульное построение БВС с адаптивной организацией обслуживания вычислительной нагрузки в соответствии со складывающейся ситуацией. В результате использования адаптивных многомодульных БВС

- повышается отказоустойчивость за счет дублирования вычислений;
- обеспечивается перераспределение нагрузки;
- обеспечиваются высокопроизводительные параллельные вычисления.

Характеристики адаптивной БВС (в частности, кратность резервирования) выбираются исходя из описанных выше результатов космических экспериментов.

Рассмотрим модель многомодульной БВС, в которой распределение задач между вычислительными модулями (ВМ) осуществляется аппаратным или программным диспетчером (коммутационным процессором). Каждый модуль имеет необходимые средства для организации очереди заданий.

Адаптивные алгоритмы диспетчеризации, в отличие от детерминированных и стохастических, обладают рядом преимуществ [3], но требуют дополнительной оперативной информации. Диспетчер распределяет очередное поступившее задание исходя из динамически изменяющейся информации, например, сведений о длине очередей к модулям, о соотношении производительности модулей и их исправности. В случае сбоя или отказа производительность модуля может считаться равной нулю.

Пусть модель массового обслуживания с диспетчеризацией состоит из  $n$  узлов обслуживания, диспетчера заданий и  $n$  входящих потоков к диспетчеру. Назовем данную модель системой с присоединением к кратчайшей очереди и переходами между очередями.

Диспетчер включает анализаторы очередей и коммутаторы. Информация о соотношении длины очередей  $\Delta L$  используется для распределения очередного задания. Суммарный входной поток заданий с интенсивностью  $\lambda$  будет распределяться таким образом, чтобы наилучшим образом загрузить все модули, так как любое задание, поступившее в систему, будет присоединяться к наиболее короткой очереди. Если кратчайших очередей несколько, поступающее задание направляется в модуль с большей интенсивностью обслуживания  $\mu$ , при равенстве или неизвестном соотношении значений интенсивности — в модуль с соответствующим номером. Для уменьшения разницы длины очередей, возникающей в процессе ожидания обслуживания из-за случайного характера процесса обслуживания, используется механизм перехода заданий между очередями. В этом случае последнее задание из наиболее длинной очереди переходит в кратчайшую очередь при разности очередей больше некоторого порога чувствительности. В простейшем случае переход осуществляется при  $|\Delta L| > 1$ .

Структурная схема, алгоритм функционирования и основные вероятностно-временные характеристики данной системы описаны в [4].

Для двухмодульной БВС вероятность незанятого состояния БВС составляет

$$P_0 = \left[ 1 + \frac{1 - \rho^{2K}}{1 - \rho} \frac{\rho(\rho + r + s - 2rs)}{(1 + 2\rho)(s - s^2)} \right]^{-1},$$

где  $K$  — емкость буферов очереди ВМ,  $\rho = \lambda/\mu$  — коэффициент загрузки БВС,  $\lambda = \lambda_1 + \lambda_2$ ,  $\mu = \mu_1 + \mu_2$ ,  $r = \lambda_1/\lambda$ ,  $s = \mu_1/\mu$ .

Среднее время решения задачи  $\bar{T}$  в рассматриваемой системе соответствует

$$\bar{T} = P_0 \frac{\rho + r - 2rs + s}{\mu(1 + 2\rho)(s + s^2)} \left[ \frac{1 - \rho^{2K}}{(1 - \rho)^2} - \frac{2K\rho^{2K}}{1 - \rho} \right].$$

**Методика выбора алгоритма планирования.** Одним из перспективных путей достижения высокой производительности БВС является внедрение в процесс ее функционирования методов параллельной обработки информации. Одной из проблем, с которыми приходится

сталкиваться при организации параллельных вычислений, является сложность планирования параллельного функционирования модулей БВС. Решать эту проблему можно с помощью эвристических алгоритмов планирования, дающих близкий к оптимальному результат за приемлемое время. Выбрать требуемый алгоритм можно на основании результатов имитационного моделирования.

Вместе с тем в зависимости от ограничений на время планирования можно применить не один, а несколько эвристических алгоритмов и, реализовав каждый из них, выбрать наилучший план параллельных вычислений. Такой подход позволяет повысить вероятность достижения требуемой производительности в условиях ограничений на время планирования.

Для оперативного выбора требуемых алгоритмов необходима заранее рассчитанная функция  $F(t) = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ , определяющая в зависимости от времени  $t$ , отведенного на получение плана, вектор  $(x_1, x_2, \dots, x_m)$  применяемых алгоритмов, где  $x_i = 1$ , если алгоритм  $i$  используется в комбинации алгоритмов, и  $x_i = 0$  — в противном случае,  $m$  — общее число рассматриваемых алгоритмов.

Основой для расчета данной функции являются, во-первых, результаты статистических испытаний моделей применяемых алгоритмов в виде зависимости  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , определяющей частоту выборки лучшего результата комбинацией алгоритмов  $(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , где  $y_i = 1$ , если результат применения алгоритма  $i$  совпал с наилучшим, и  $y_i = 0$  — в противном случае, и, во-вторых, время  $t_i$ , затрачиваемое на реализацию  $i$ -го алгоритма.

Так как вероятность того, что хотя бы один из алгоритмов комбинации  $(x_1, x_2, \dots, x_m)$  обеспечит наибольшую производительность, составляет

$$P(x_1, x_2, \dots, x_m) = \sum_{j=1}^k \left( G(y_{1j}, y_{2j}, \dots, y_{mj}) \bigcup_{i=1}^m y_{ij} x_i \right), \quad (1)$$

где  $k$  — размер области значений функции  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , а временные затраты на синтез расписания составляют

$$T(x_1, x_2, \dots, x_m) = \sum_{i=1}^m x_i t_i, \quad (2)$$

то искомая функция  $F(t)$  может быть записана в виде

$$F(t) = \begin{cases} \arg \max \left\{ \sum_{j=1}^k \left( G(y_{1j}, y_{2j}, \dots, y_{mj}) \bigcup_{i=1}^m y_{ij} x_i \right) \right\}; \\ \sum_{i=1}^m x_i t_i \leq t. \end{cases} \quad (3)$$

Данная функция рассчитывается до начала оперативного планирования параллельных вычислений. В режиме реального времени на ее вход поступает значение временного интервала  $T_3$ , в течение которого необходимо получить результат, на выходе получается значение вектора  $F(T_3) = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ , определяющего комбинацию алгоритмов, которые следует использовать для получения плана, с наибольшей вероятностью являющегося наилучшим из результатов планирования всеми рассматриваемыми алгоритмами. При этом суммарное время реализации найденной комбинации алгоритмов не будет превышать требуемого.

Рассмотрим работу данной методики на примере.

**Пример.** Известны четыре эвристических алгоритма планирования параллельных вычислений, условно называемые  $A$ ,  $B$ ,  $C$  и  $D$ . Известно также множество временных затрат



(в секундах), каждого алгоритма на синтез расписания параллельных вычислений:  $\{10, 8, 5, 2\}$ . Требуется синтезировать расписание параллельных вычислений за время  $T_3 \leq 15$  с. Пусть в результате статистических испытаний получена представленная в табл. 1 функция  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ , определяющая ненулевые значения частоты выборки различных комбинаций алгоритмов.

Таблица 1

Значения  $G(y_1, y_2, \dots, y_m)$ 

№ комбинации	Алгоритм				Частота выборки
	A	B	C	D	
1	1	1	0	0	0,15
2	1	0	1	0	0,15
3	1	0	0	0	0,13
4	0	0	0	1	0,04
5	1	1	0	1	0,08
6	0	0	1	0	0,05
7	0	0	1	1	0,05
8	1	1	1	0	0,12
9	0	1	1	0	0,18
10	0	1	1	1	0,05

Из соотношения (1) определим статистическую вероятность  $P$  получения наилучшего расписания с использованием каждой комбинации алгоритмов, а из соотношения (2) — суммарные временные затраты  $T$  на планирование. Эти значения представлены в табл. 2.

Из приведенных данных видно, что наибольшая вероятность (0,96) синтеза наилучшего расписания за время (15 с), не превосходящее  $T_3$ , достигается комбинацией алгоритмов A и C.

Таблица 2

Значения  $P(x_1, x_2, \dots, x_m)$  и  $T$ 

Комбинация $(x_1, x_2, \dots, x_m)$	$P(x_1, x_2, \dots, x_m)$	$T, c$
A	0,63	10
B	0,58	8
C	0,6	5
D	0,22	2
A, B	0,86	18
<b>A, C</b>	<b>0,96</b>	<b>15</b>
A, D	0,77	12
B, C	0,83	13
B, D	0,67	10
C, D	0,72	7
A, B, C	0,96	23
A, B, D	0,95	20
A, C, D	1	17
B, C, D	0,87	15
A, B, C, D	1	25

Практика использования данной методики для решения задач планирования параллельных вычислений в режиме реального времени позволила повысить вероятность синтеза оптимальных расписаний параллельных вычислительных процессов на 25—30 %.

**Заключение.** Испытания элементной базы радиоэлектронной аппаратуры с использованием МКА „Можаяец-3“ и „Можаяец-4“ показали возможность длительной работы типовых электронных компонентов на борту МКА в негерметизированных приборных отсеках. Полученные экспериментальные оценки необходимой избыточности учитываются в предложен-

ных методиках диспетчеризации задач в адаптивных многомодульных вычислительных системах и методике параллельной обработки информации БВС. Данные методики позволяют, как следует из приведенных выше математических соотношений, повысить устойчивость функционирования бортовых вычислительных систем.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Фатеев В. Ф., Кремез Г. В., Фролков Е. В.* Исследование работоспособности электронных компонентов бортовой аппаратуры космических аппаратов посредством экспериментальных комплексов „Призма-1“ и „Призма-2“ // Изв. вузов. Приборостроение. 2005. Т. 48, № 6. С. 78—81.
2. *Захаров И. В., Иваненко А. Ю., Кремез Г. В., Фролков Е. В., Шпак А. В.* Повышение функциональной устойчивости бортовых вычислительных систем малых космических // Изв. вузов. Приборостроение. 2007. Т. 50, № 6. С. 65—67.
3. *Донианц В. Н., Удалова Т. В.* Перераспределение вычислительной нагрузки в локальных сетях ЭВМ // Управление процессами и ресурсами в распределенных системах. М.: Наука, 1989. С. 57—64.
4. *Гончаренко В. А.* Модели адаптивного перераспределения нагрузки в кластерных вычислительных системах // Изв. вузов. Приборостроение. 1993. Т. 41, № 7. С. 34—39.

#### Сведения об авторах

<i>Александр Геннадьевич Басыров</i>	—	канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: alexanderbas@mail.ru
<i>Владимир Анатольевич Гончаренко</i>	—	канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: vlango@mail.ru
<i>Вячеслав Сергеевич Забузов</i>	—	адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: teskatlitpoka@yandex.ru
<i>Георгий Вальтерович Кремез</i>	—	канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: gvkremez@mail.ru
<i>Константин Андреевич Эсаулов</i>	—	адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: home5263@yandex.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

А. В. АВЕРЬЯНОВ

## АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД РАСЧЕТА ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, СВЯЗАННОГО С БАЗОВЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Представлен аналитический метод расчета бокового относительного движения малого космического аппарата (МКА), связанного тросом с базовым космическим аппаратом. Натянутый трос с МКА на конце ориентирован перпендикулярно орбитальной плоскости движения центра масс связанных объектов. Относительное движение МКА исследуется в подвижной орбитальной системе координат. Рассматриваются перспективы применения МКА в околоземном пространстве.

**Ключевые слова:** космические тросовые системы, относительное движение малого космического аппарата, динамика космических связанных систем.

Применение малых космических аппаратов (МКА) на современном этапе развития ракетно-космической техники обусловлено относительно низкой стоимостью их вывода на орбиту, а также эффективностью использования в таких областях, как дистанционное зондирование Земли, телекоммуникация, исследования околоземного и межпланетного пространства.

Дальнейшим шагом в применении МКА может являться использование их в составе орбитальной системы, состоящей из базового КА и запускаемого с его борта мини- или микро-спутника (далее — МКА), соединенного с базовым КА гибкой связью (тросом). Применение такого МКА расширяет функциональные возможности бортовой служебной и измерительной аппаратуры как МКА, так и базового КА, что позволит в конечном итоге более эффективно решать целый ряд научных и народно-хозяйственных задач.

Перспективными способами применения МКА, присоединенного к базовому КА тросом, ориентированным перпендикулярно плоскости орбиты, являются:

- передача электроэнергии на объекты, удаленные от орбитальных энергетических установок;
- использование длинного троса в качестве антенны при радиоастрономических исследованиях, а также для связи на низких частотах с наземными потребителями;
- удаление приборов за пределы действия возмущающих факторов базового КА;
- захват космических объектов без маневрирования многоразовых транспортных КА;
- автономное решение навигационной задачи КА в течение всего времени его функционирования на околоземной орбите путем использования связанного с ним МКА в качестве навигационного зонда;
- использование значительной измерительной базы между КА и МКА, равной длине связывающего их троса (до десятков километров), для проведения высокоточных измерений положения космических объектов, а также ориентиров, находящихся на поверхности Земли.

Изучение динамики полета связанных космических объектов представляет собой сложную научно-техническую задачу. Вопросы компланарного полета связанных объектов при фиксированной и переменной длине троса достаточно подробно были исследованы в работах [1, 2]. Однако для некоторых способов практического применения, упомянутых выше, необходима ориентация троса в направлении, перпендикулярном орбитальной плоскости движения центра масс объектов. Требуемую ориентацию троса и удаление МКА от КА можно обеспечить путем изменения силы натяжения троса по определенному закону. Ниже представлены

результаты аналитического расчета, позволяющего при различных видах управляющего воздействия исследовать связанное движение МКА относительно базового КА.

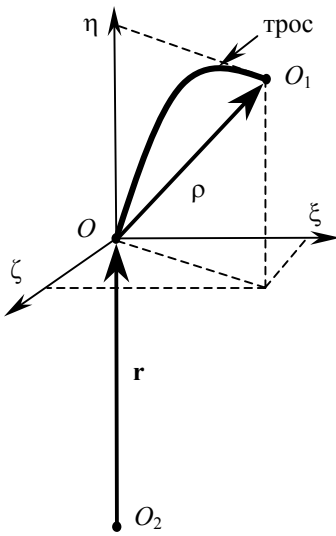


Рис. 1

Будем рассматривать относительное движение МКА (точка  $O_1$ ) в подвижной орбитальной системе координат  $O\xi\eta\zeta$  (рис. 1), начало которой (точка  $O$ ) совпадает с центром масс КА (ведущего объекта). Ось  $O\eta$  совпадает с радиусом-вектором  $\mathbf{r}$  КА, который направлен из притягивающего центра — центра масс Земли (точка  $O_2$ ) — в центр масс КА, ось  $O\xi$  направлена по трансверсали, ось  $O\zeta$  дополняет систему координат до правой.

Сделаем следующие предположения:

- масса ведущего объекта (КА) значительно больше массы ведомого (МКА);
- КА движется по круговой орбите в центральном ньютоновском поле тяготения;
- положение МКА (точка  $O_1$ ) в подвижной орбитальной системе координат  $O\xi\eta\zeta$  определяется радиусом-вектором  $\rho$ ;
- длина троса, связывающего КА и МКА,  $l = \text{const}$ , массой троса можно пренебречь.

Боковое движение (вдоль оси  $O\zeta$ ) ведомого объекта описывается уравнением вида [3]

$$\zeta = \zeta_0 \cos(\omega t) + \zeta'_0 \omega^{-1} \sin(\omega t) + \omega^{-1} \int_0^t W(\tau) \sin x[\omega(t-\tau)] d\tau, \quad (1)$$

где  $\omega$  — угловая скорость движения КА по круговой орбите относительно центра Земли (точка  $O_2$  на рис. 1);  $\zeta_0, \zeta'_0$  — начальные условия (параметры) запуска МКА (штрих обозначает дифференцирование по времени  $t$ );  $\tau$  — время, удовлетворяющее условию  $0 \leq \tau \leq t$ ;  $W(\tau)$  — управляющее ускорение, действующее по оси  $O\zeta$ .

В выражении (1) внеинтегральные члены определяют боковое относительное движение МКА, задаваемое начальными условиями его запуска с борта КА, интегральный член задает управляющее воздействие, реализуемое изменением силы натяжения троса.

Допустим, что запуск МКА осуществляется с борта КА строго вдоль оси  $O\zeta$ , начальные условия запуска: высота круговой орбиты КА 320 км,  $\zeta_0 = 0, \zeta'_0 = 1$  м/с, угловое положение КА на круговой орбите характеризуется углом  $\varphi = \omega t$ , причем  $\varphi(0) = 0$ .

Рассмотрим некоторые результаты, полученные с помощью соотношения (1), при разных видах управляющего воздействия  $W(\tau)$ .

1. Управляющее воздействие отсутствует  $W(\tau) = 0$ . Этот случай имеет место при свободном движении МКА, трос ослаблен, т.е. расстояние  $\rho$  между МКА и КА меньше максимально возможной длины  $l$  троса ( $\rho < l$ ).

Максимальное удаление МКА от базового КА составит  $\zeta_{\max} = 867$  м при  $\varphi = 90^\circ$  и при  $\varphi = 270^\circ$ .

2. Управляющее воздействие постоянное  $W(\tau) = 0,01$  м/с<sup>2</sup>. График изменения  $\zeta = f(\varphi)$  для этого случая представлен на рис. 2 (кривая 1),  $\zeta_{\max} = 15,03$  км при  $\varphi = 180^\circ$ .

3. Управляющее воздействие изменяется по синусоидальному закону

$$W(\tau) = 0,01 \sin(4\omega\tau) \text{ м/с}^2, \quad (2)$$

этому случаю соответствует кривая 2 на рис. 2,  $\zeta_{\max} = 3,207$  км при  $\varphi = 75^\circ$ .

4. Сила натяжения троса изменяется по дискретному закону вида

$$W(\tau) = 0,01 \text{ м/с}^2 \text{ при } 0 \leq \varphi \leq 60^\circ, \\ W(\tau) = 0 \text{ при } 60^\circ < \varphi.$$

Этому случаю соответствует кривая 3 на рис. 2,  $\zeta_{\max} = 8,266$  км при  $\varphi = 120^\circ$ .

5. Допустим, что управляющее воздействие на МКА изменяется по закону

$$W(\tau) = 0,01 \text{ м/с}^2 \text{ при } 0 \leq \varphi \leq 60^\circ, \\ W(\tau) = -0,01 \sin(4\omega\tau) \text{ м/с}^2 \text{ при } 60^\circ < \varphi.$$

Этому случаю соответствует кривая 4 на рис. 2,  $\zeta_{\max} = 6,807 \text{ км}$  при  $\varphi = 90^\circ$ .

6. При изменении управляющего воздействия по закону

$$W(\tau) = 0,01 \sin(8\omega\tau) \text{ м/с}^2$$

получим кривую 5 на рис. 2.

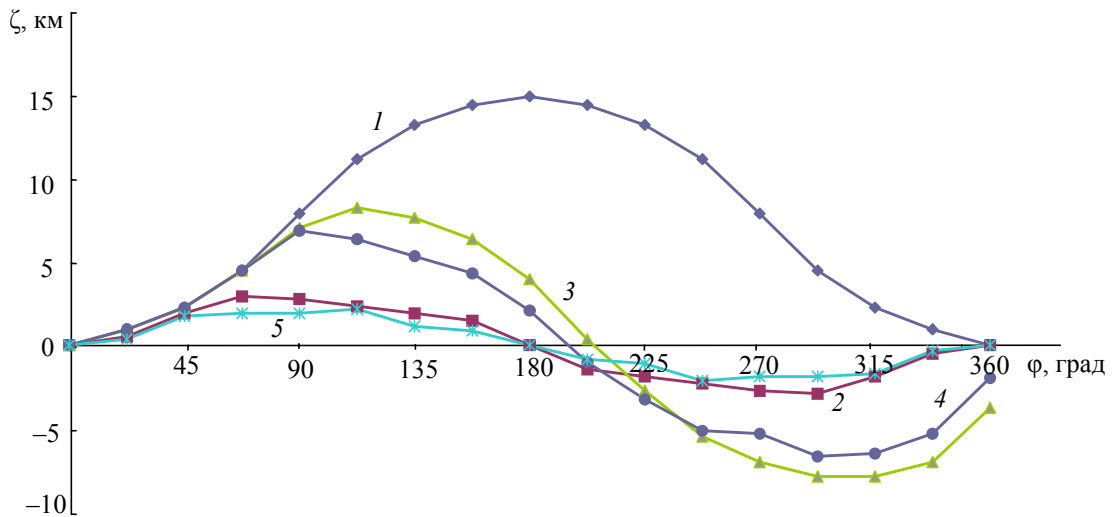


Рис. 2

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

Боковое движение МКА при натянутом тросе относительного базового КА при рассмотренных видах управляющих воздействий  $W(\tau)$  носит ярко выраженный колебательный характер. Частота колебаний МКА в боковом направлении относительно орбитальной плоскости КА определяется законом изменения натяжения троса  $W(\tau)$  и угловой скоростью  $\omega$  движения КА по круговой орбите.

Относительное удаление связанных объектов друг от друга колеблется в широких пределах и может достигать порядка 15 км при скорости запуска МКА, равной 1 м/с (см. рис. 2).

Если при решении прикладных специальных задач, перечисленных выше, требуется относительно стабильное удаление МКА от КА, то целесообразно использовать управляющее воздействие, изменяющееся по синусоидальному закону (2). При этом в течение примерно четверти периода обращения КА боковое удаление МКА колеблется в диапазоне от 2 до 3,2 км.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Иванов А. В., Ситарский Ю. С. Динамика полета системы гибко связанных космических объектов. М.: Машиностроение, 1986. 248 с.
2. Белецкий В. В., Левин Е. М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
3. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственного спутника Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

#### Сведения об авторе

**Алексей Васильевич Аверьянов**

— канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра электронно-вычислительной техники, Санкт-Петербург; E-mail: Aver957@mail.ru

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

Д. В. КИРИЧЕНКО, А. А. ГЛУЩЕНКО, К. К. МАСЛОВ, К. И. УПИТИС

## МОДЕЛИРУЮЩИЙ СТЕНД ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ БОРТОВЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДСТВ ИМИТАЦИИ ФОНОЦЕЛЕВОЙ ОБСТАНОВКИ

Рассматривается пример создания моделирующего стенда на основе жидкокристаллического монитора для испытания бортовых оптико-электронных систем малых космических аппаратов с использованием средств имитации фоноцелевой обстановки. Приводятся результаты применения данного стенда в составе информационной модели малых космических аппаратов.

*Ключевые слова:* моделирующий стенд, фоноцелевая обстановка, структура модели, бортовая оптико-электронная система, имитатор.

Неотъемлемой частью процесса ввода в эксплуатацию малых космических аппаратов (МКА) является проведение их испытаний и доработок, а также исследование эффективности их бортовых систем на Земле в условиях, близких к реальным. В целях снижения финансовых затрат на проведение автономных и комплексных испытаний элементов МКА разработан стенд для полунатурной отработки их бортовых оптико-электронных систем (ОЭС) с использованием имитатора фоноцелевой обстановки (ФЦО) на основе жидкокристаллического (ЖК) дисплея.

Данный стенд предназначен для формирования модели ФЦО в поле зрения бортовых ОЭС с заданными тактико-техническими характеристиками (ТТХ) с учетом процессов функционирования систем управления движением МКА.

Стенд для испытания бортовых ОЭС МКА с использованием имитатора ФЦО на основе ЖК-дисплея представляет собой программно-аппаратный комплекс, построенный с применением современных сетевых технологий. Аппаратная часть предназначена для формирования с помощью ЖК-дисплея в поле зрения ОЭС КА оптического изображения объектов ФЦО. Программное обеспечение имитирует условия, близкие к реальным, путем моделирования ФЦО на ЖК-мониторе, а также углового и пространственного движения МКА относительно объектов наблюдения. При разработке стенда МКА применялась их программно-аппаратная модель, построенная на базе ПЭВМ, аналоговой камеры и программно-алгоритмических средств.

Выбранный вариант стенда состоит из аппаратной и программно-алгоритмической частей.

1. Аппаратная часть включает следующие компоненты:

1) имитатор фоноцелевой обстановки:

- ПЭВМ моделирования ФЦО,
- устройство отображения ФЦО (ЖК-монитор),
- комплект кабелей;

2) имитатор информационной системы МКА:

- оптико-электронная система приема изображения, сформированного имитатором ФЦО (камера),
- ПЭВМ обработки принятого изображения и формирования результатов обработки,
- комплект кабелей;

- 3) рабочее место оператора управления режимами работы и условиями наблюдения:
  - устройство ввода для задания режимов работы и условий наблюдения,
  - устройство отображения результатов измерений (монитор),
  - комплект кабелей.
2. Программно-алгоритмическая часть включает:
  - 1) имитатор ФЦО, выполняющий следующие функции:
    - формирование по результатам оценки астрономо-баллистических условий движения МКА запросов в базы данных по ФЦО для выбора требуемых координатных и некоординатных характеристик объектов в поле зрения ОЭС МКА,
    - расчет углового положения объектов ФЦО относительно оптической оси ОЭС МКА в пределах ее поля зрения и углов возможной переориентации,
    - определение для каждого объекта ФЦО значения „сигнала“, необходимого для его адекватного представления при проекции на экран монитора,
    - пересчет в процессе моделирования координатных и некоординатных данных в соответствии с изменением условий наблюдения,
    - расчет изображения объекта ФЦО в ближней зоне наблюдения с использованием его яркостного портрета или 3D-модели;
  - 2) имитатор бортовой информационной системы МКА, выполняющий функции:
    - последовательного считывания кадров изображения, принятых ОЭС,
    - предварительной обработки кадров,
    - пороговой обработки кадров и обнаружения объектов ФЦО,
    - автоматического захвата объектов по результатам пороговой обработки нескольких последовательных кадров,
    - сопровождения обнаруженных объектов, обработки изображения внутри каждого строка сопровождения с измерением угловых координат сопровождаемых объектов и скорости их изменения, а также оценкой суммарной яркости сопровождаемых объектов,
    - проведения координатной и некоординатной селекции объектов на основании информации, полученной в ходе обработки изображений,
    - подготовки и выдачи результатов обработки.

Структура стенда моделирования ОЭС МКА показана на рис. 1.

Для оценки возможности получения в оптическом тракте сигналов, соответствующих значениям моделируемой имитатором ФЦО яркости объектов в поле зрения ОЭС МКА в определенном диапазоне значений дальности, на стенде были проведены следующие исследования.

С помощью имитатора ФЦО в окрестности центра поля зрения ОЭС формировался неподвижный точечный источник излучения с силой излучения, близкой к нулю. По результатам серии кадров наблюдения программно-аппаратная модель информационной системы КА формировала выборку данных измерений освещенности, создаваемой средствами имитации ФЦО на входном зрачке ОЭС  $E_i$  [см. лит.]. По выборке из  $n$  измерений осуществлялась оценка среднего значения освещенности  $\bar{E}$ , создаваемой источником с силой излучения  $J$  на входном зрачке ОЭС, и ее среднего квадратического отклонения  $\sigma_{\bar{E}}$ :

$$\bar{E} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n E_i,$$

$$\sigma_{\bar{E}} = \left[ \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\bar{E} - E_i)^2 \right]^{1/2}.$$

Полученные данные поступали по сети к имитатору ФЦО для сопоставления полученных оценок с моделируемой силой излучения объекта и сохранения этих результатов на диск, после чего сила излучения объекта в поле зрения ОЭС увеличивалась имитатором ФЦО на определенное значение и цикл измерений повторялся. Сила излучения объекта увеличивалась до максимального значения, определяемого диапазоном программного изменения яркости одного пиксела и введенным ограничением на число пикселов, формирующих точечный объект излучения.

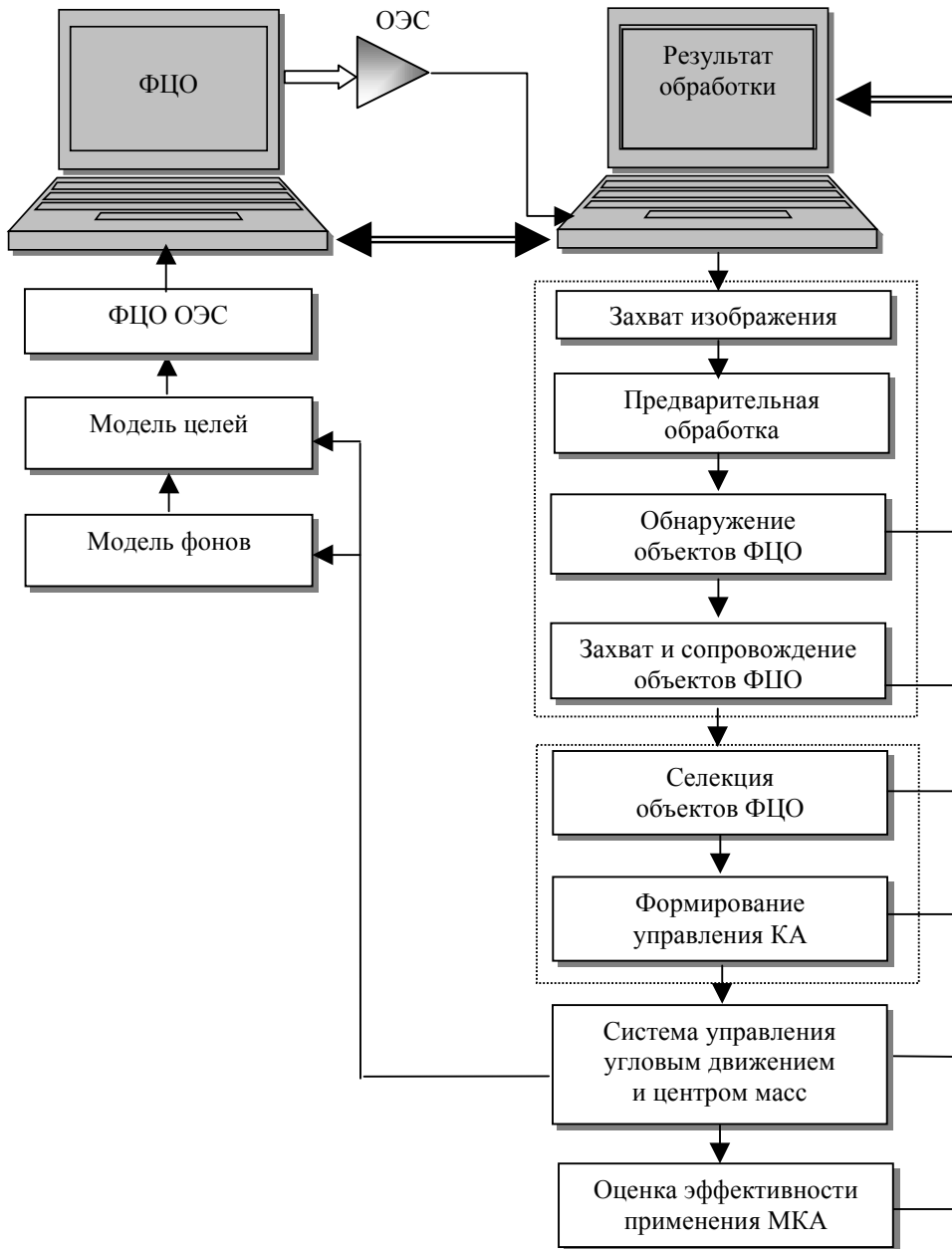


Рис. 1

Исследования повторялись при различных параметрах яркости и контрастности средства имитации (ЖК-монитор) и ОЭС, в качестве которой использовались две разные модели аналоговых камер. Результаты, полученные при разных характеристиках стенда, оказались идентичными и отличались лишь разницей по уровню между моделируемой силой излучения и измеренной в оптическом тракте информационной модели КА (на выходе автомата захвата и сопровождения объектов ФЦО). Кроме того, в данной реализации стенда удалось добиться практического совпадения имитируемых характеристик (кривая 1) с измеренными (кривая 2),



не прибегая к математическим средствам аппроксимации, а только с помощью изменения параметров средства имитации ФЦО и ОЭС (рис. 2).

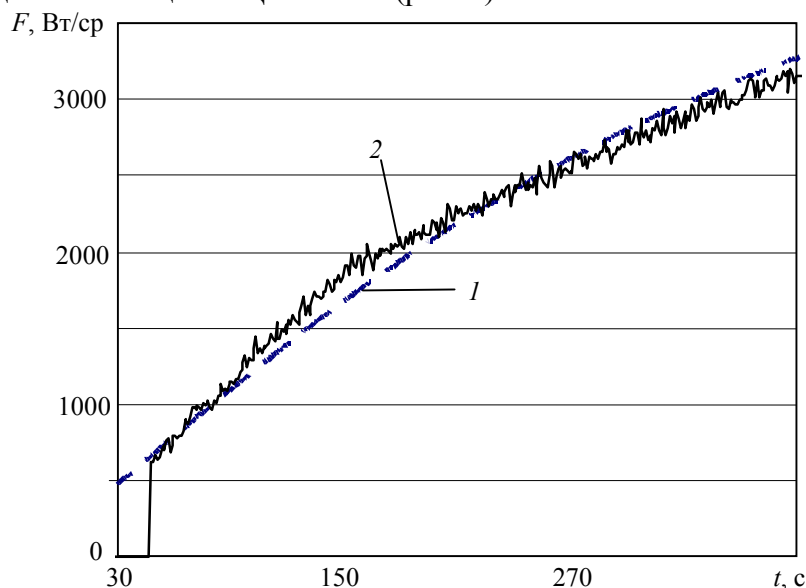


Рис. 2

По результатам проведенных измерений был сделан вывод о том, что оптическое излучение, формируемое средствами имитации стенда, может адекватно отражать моделируемые характеристики излучения объектов ФЦО и с приемлемой точностью восприниматься оптико-электронными системами. Это свидетельствует о возможности создания условий функционирования ОЭС, близких к реальным, на Земле с применением аналогичных программно-аппаратных средств и моделирующих стендов для отработки бортовых алгоритмов управления МКА еще на этапе проектирования с применением ОЭС-аналогов, либо уже на готовом изделии.

#### ЛИТЕРАТУРА

Мирошников М. М. Теоретические основы оптико-электронных приборов. Л.: Машиностроение, 1983. 696 с.

#### Сведения об авторах

- |   |   |
|---|---|
| <b>Дмитрий Валерьевич Кириченко</b>     | — канд. техн. наук; 4-й ЦНИИ Минобороны России, Санкт-Петербург, начальник отдела; E-mail: dvkey@rambler.ru |
| <b>Андрей Александрович Глущенко</b>    | — 4-й ЦНИИ Минобороны России, Санкт-Петербург, научный сотрудник; E-mail: andrglu@mail.ru                   |
| <b>Константин Константинович Маслов</b> | — Войсковая часть 53145, Москва, старший офицер отдела; E-mail: conmaslov2008@yandex.ru                     |
| <b>Константин Илмарович Упитис</b>      | — 4-й ЦНИИ Минобороны России, Санкт-Петербург, научный сотрудник  |

Рекомендована Ученым советом  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.08 г.

## SUMMARY

P. 7—11.

### APPLICATION OF SPECTROSCOPE-EQUIPPED SMALL SPACE VEHICLE TO OBSERVATION OF GASEOUS EXHAUSTS IN THE ATMOSPHERE

Questions of infrared spectroscopic devices application for atmosphere monitoring from small space vehicle are considered. It is shown that using of tunable interferometers with sub-nanometers spectral resolution is more preferable.

**Keywords:** small space vehicle, atmosphere monitoring, gas spectroscopy, interferometers, background.

#### *Data on authors*

- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Vladimir N. Lagutkin* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Yury V. Slynko* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: urassl@gmail.com

P. 12—15.

### SIMULATION OF INPUT INFORMATION OF SMALL SPACE VEHICLES OPTIC SYSTEM

Detailed model of forming input information of small space vehicle equipment at observation of natural objects is developed, and takes into account dynamics of atmospheric processes, optical properties of clouds with various microphysical compositions, of Earth surface.

**Keywords:** mathematical simulation, dynamics of atmospheric processes, Earth optical observation, small space vehicle, multispectral observations.

#### *Data on authors*

- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Vladimir N. Lagutkin* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vlagutkin@mail.ru
- Alexander P. Lukyanov* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: kikkolo@mail.ru
- Evgeny N. Podkorytov* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow
- Yury V. Slynko* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: urassl@gmail.com
- Aleksey M. Starostenko* — Engineer; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow

P. 16—22.

### REMOTE MULTISPECTRAL SENSING OF THE EARTH SURFACE WITH A CLUSTER OF SMALL SPACE VEHICLES

Considered principles of building of the perspective cosmic system base on small multispectral satellites of the observation. The particularity of the system is a cluster orbital building, increasing its functional possibilities at decision of the problems of the remote flexing of Earth. Happen to the features of the onboard multispectral equipments of the small space vehicle of the observation.

**Keywords:** remote flexing, small space vehicle, multispectral observation, cluster.

#### *Data on authors*

- Georgy N. Maltsev* — Dr. Techn. Sci., Professor; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Cosmic Radiotechnics Systems, St. Petersburg; E-mail: georgy\_maltsev@mail.ru
- Vadim V. Kungurtsev* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Cosmic Radiotechnics Systems, St. Petersburg; E-mail: kvadim13@mail.ru
- Igor A. Kozinov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Cosmic Radiotechnics Systems, St. Petersburg; E-mail: garry-spb@yandex.ru

P. 23—27.

### MONITORING OF EXTREME SITUATIONS ON THE BASIS OF EARTH SURFACE SENSING

An emergency composition and basic requirements for the efficiency of their solutions are defined. An automated system structure to emergency monitoring is proposed. The ecological monitoring results in North-West region got with use satellite remote sensing and estimations of the monitoring efficiency are represented.

**Keywords:** remote sensing, monitoring, automatic system, emergency situation, efficiency.

#### *Data on authors*

- Eugeny P. Minakov* — Dr. Techn. Sci., Professor; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: minakov@rtc.ru
- Elena F. Chichkova* — Cand. Geographical Sci.; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: chichkova@rtc.ru

P. 28—33.

### METHOD OF SIGNAL PROCESSING IN SPACE-BASED MULTIPOSITION SAR SYSTEMS

Optimal processing method in multiposition synthetic aperture SAR based on microsatellites considered. Main definitions, optimal processing algorithms and modeling results presented. Quality of radar images in multiposition and monostatic radar compared.

**Keywords:** remote sensing, multiposition SAR, optimal processing, small space vehicle, radar image.

#### *Data on authors*

- Alexander V. Ksendzuk* — Dr. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: ks\_alex@mail.ru
- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Sergey A. Popov* — Cand. Techn. Sci.; Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: ks\_alex@mail.ru

**P. 34—39.****SMALL SPACE VEHICLE OF SEA SURFACE OBSERVATION WITH USE OF SIGNALS FROM GENERAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS**

In paper the opportunity of creation of the passive radar-tracking system of a marine surface review is considered on the basis of SSV with usage of signals GNSS GLONASS, GPS and Galileo; power calculation of a radiolink „the transmitter—a surface—the receiver“ is resulted.

**Keywords:** reception of signals GLONASS GPS Galileo reflected by a surface, multiposition radiolocation, energetic calculation of radiolink, remote sensing.

*Data on authors*

- Igor V. Sahno* — Dr. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: vstrecha10@mail.ru
- Eugeny A. Tkachev* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: tke33@omnisp.ru
- Denis A. Gavrilov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: GDanas@yandex.ru
- Konstantin K. Uspensky* — Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: k\_uspensky@yandex.ru

**P. 40—46.****TECHNICAL-ECONOMICAL APPROACH TO THE CHOICE OF SMALL SPACE VEHICLES SYSTEM**

On the basis of small spacecrafts system application for specified area observation by complex of varied utility airborne hardware for the first time is defined the correct mathematical set of technical and economic task for choice a list of system and airborne hardware that implements desired validity of information obtained when funding is limited. The task decomposition was allowed preparing a method of separate solution for technical task with admissibility criterion and economical optimization task.

**Keywords:** airborne hardware, observation, spacecrafts system, choice task, validity, funding, optimization.

*Data on authors*

- Vladimir I. Gorbulin* — Dr. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electric Equipment, St. Petersburg; E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Valery V. Panchenko* — Frontier Guard, Federal Security Service of Russia, Chief of Technical Development Department; E-mail: v\_gorbulin@mail.ru
- Nickolay V. Radionov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electric Equipment, St. Petersburg; E-mail: radionov@mail.wplus.net

P. 46—50.

### PERSPECTIVE NETWORK FOR A LOCAL GROUP OF SMALL SPACE VEHICLES

A practical experience of creating a wireless data network on the basis of two-transmission systems, microwave in a small weight performance, designed to expand the local orbital grouping of small spacecraft. An alternative structuring rekonfiguriruemoy distributed payload. The results of the analysis of technical solutions to existing hardware range ISM.

**Keywords:** small space vehicle, orbital group, cluster of wireless data transmission network, distributed payload.

#### *Data on authors*

- Vyacheslav F. Fateev* — Dr. Techn. Sci., Professor; President of Joint Stock Corporation “Vimpel”, Department of Information Systems, Moscow; E-mail: vimpel@vimpel.ru
- Dmitry L. Kargu* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Connection Systems, St. Petersburg

P. 51—56.

### ONBOARD MONITORING AND DIAGNOSTIC SYSTEM OF SMALL SPACE VEHICLES

The authors consider the structure and principles of operation of the monitoring and diagnostic system as a part of the onboard control complex of satellite, that provide off-line solution task of estimation and control of satellite operating conditions in compliance with current situation.

**Keywords:** onboard control complex, control of operating conditions, monitoring and diagnostic system, expert system, active identification method.

#### *Data on authors*

- Anatoly M. Baranovsky* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: bamvka@mail.ru
- Alexander E. Privalov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: Aleksaderpo4ta@mail.ru

P. 56—61.

### COMBINED MODEL OF AUTHENTICITY CONTROL OF ESTIMATION IN CONDITIONS OF UNCERTAINTY HARDWARE SPACE VEHICLE

The authors consider the new indexes authenticity control technical condition complex systems on the basis of model hardware the theory probability and possibility. The article contains formulas for determination authenticity control.

**Keywords:** authenticity of product control, combined model of hardware automatic systems, fuzzy sets and systems.

#### *Data on authors*

- Anatoly M. Baranovsky* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: bamvka@mail.ru
- Vyacheclav A. Belozarov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: belozarov@inbox.ru
- Dmitry I. Opryshko* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Automatized System of Preparation and Launching Rockets and Satellites, St. Petersburg; E-mail: dmopry@yandex.ru

**P. 62—65.****RELIABILITY ESTIMATION OF AUTOMATIC SYSTEM OF CONTROL OVER A SPACE-CRAFT LAUNCHING**

There are comparative values of automatic management system process of rocket launch and spacecraft launch. There are rational automatic management system structure choice recommendations and apparatus and programme means surplus limits definition recommendations also performed. The real automatic management system — structure, which can be used with little spacecrafts launches is considered. The came out results better use on complicated informational management systems.

**Keywords:** automatic management system, informational management systems, reliability, reserve.

**Data on author**

*Aleksey V. Averianov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: Aver957@mail.ru

**P. 66—69.****SMALL DIMENSIONAL CONTROL ONBOARD SYSTEM OF SPACE VEHICLE**

The shape of an onboard complex of management low orbital the microsatellite of remote sounding of the Earth is proved. The complex integrates in itself functions of reception, decoding and realization of working programs and single commands of management, gathering and transfer of the telemetering information, management of functioning of the onboard equipment, definition of parameters of orientation and management of movement of the microsatellite.

**Keywords:** onboard complex of management, small space vehicles, integrate, commands, telemetering information.

**Data on authors**

- Dmitry L. Kargu* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Space Connection Systems, St. Petersburg; E-mail: dmitrii\_kargu@mail.ru
- Georgy V. Kremez* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: gvkremez@mail.ru
- Eugeny P. Minakov* — Dr. Techn. Sci., Professor; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: minakov@rtc.ru
- Peter V. Nikolaev* — Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; Conducting Designer; E-mail: pn1212@mail.ru
- Sergey A. Fedorov* — Cand. Techn. Sci.; Central Research Institute Robotics and Technical Cybernetics, St. Petersburg; E-mail: fedorov@rtc.ru

P. 70—74.

### UPGRADING OF RELIABILITY OF SMALL SPACE VEHICLE ONBOARD COMPUTER BY EXPERIMENTAL RESULTS

With reference to construction of onboard computing systems the expediency of the multimodular approach with the adaptive organization of service is proved. Opportunities of maintenance of the set productivity in conditions of influence of destabilizing factors are considered. Results of the natural experiments are taken into account.

**Keywords:** onboard computing systems, multimodular, adaptability, productivity, natural experiments, planning algorithms.

#### *Data on authors*

- Alexander G. Basyrov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg;  
E-mail: alexanderbas@mail.ru
- Vladimir A. Goncharenko* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: vlango@mail.ru
- Vyacheslav S. Zabuzov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg;  
E-mail: teskatlitpoka@yandex.ru
- Georgy V. Kremez* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: gvkremez@mail.ru
- Konstantin A. Esaulov* — Post-Graduate Student; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg;  
E-mail: home5263@yandex.ru

P. 75—77.

### ANALYTICAL METHOD FOR CALCULATION OF SMALL SPACE VEHICLE MOTION LINKED TO A BASIC SPACECRAFT

There is analytical method of calculation of relative tethered motion of spacecraft and mini-, microsatellite during the different laws of strength tether. Stretch tether with microsatellite direct the orbit flat of motion centre mass of space tether system. Relative motion microsatellite investigate in mobile orbit system.

**Keywords:** space tether systems, relative microsatellite motion, dynamic of space tethered systems.

#### *Data on author*

- Aleksey V. Averianov* — Cand. Techn. Sci.; Mozhaysky Military-Space Academy, Department of Electron Calculation Techniques, St. Petersburg; E-mail: Aver957@mail.ru

P. 78—65.

**THE MODELING STAND FOR SMALL SPACE VEHICLES ONBOARD OPTOELECTRONIC SYSTEMS TESTS WITH TARGET-OBJECT MAP IMITATION DEVICE USE**

The example of development of the modeling stand for onboard optoelectronic systems tests with use target-object map imitation device on TFT-monitor basis. Results of the given modeling stand application and it's information model structure are presents.

**Keywords:** modeling stand, target-object map, structure of model, onboard optoelectronic system, imitation device.

*Data on authors*

- Dmitry V. Kirichenko* — Cand. Techn. Sci.; 4-th Scientific Research Institute of the Ministry of Defense, St. Petersburg, the Chief of Department; E-mail: dvkey@rambler.ru
- Andrey A. Gluschenko* — 4-th Scientific Research Institute of the Ministry of Defense, St. Petersburg, the Scientific Employee; E-mail: andrglu@mail.ru
- Konstantin K. Maslov* — Military Part 53145, Moscow, the Higher Officer of a Department; E-mail: conmaslov2008@yandex.ru
- Konstantin I. Upitis* — 4-th Scientific Research Institute of the Ministry of Defense, St. Petersburg, the Scientific Employee