АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ «КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА, ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ» ИМ. А.Г. ИОСИФЬЯНА»

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)



# ВОПРОСЫ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ. ТРУДЫ ВНИИЭМ

Главный редактор: генеральный директор, д. т. н. Л.А. МАКРИДЕНКО

Редакционная коллегия: д. т. н. В.П. Верещагин, д. т. н. С.Н. Волков, д. т. н. В.Я. Геча (зам. главного редактора), к. т. н. А.В. Горбунов, к. ф.-м. н. Т.Б. Дуйшеналиев (Киргизская Республика), д. т. н. А.Б. Захаренко, к. ф.-м. н. С.А. Золотой (Республика Беларусь), д. т. н. С.Г. Казанцев, д. т. н. Н.Д. Карачун, д. т. н. И.В. Минаев, д. т. н. М.Р. Нургужин (Республика Казахстан), к. в. н. А.В. Пинчук, д. т. н. А.П. Сарычев, д. ф.-м. н. А.П. Тютнев, д. т. н. А.Ю. Федотов, д. т. н. В.П. Ходненко, А.Б. Алабужева (отв. секретарь редколлегии)

Ответственный редактор: д. т. н. В.Я. Геча ПРИЛОЖЕНИЕ ЗА 2016

# МАТЕРИАЛЫ

четвертой международной научно-технической конференции

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ



МОСКВА 2016

# ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ КОНФЕРЕНЦИИ

# Председатель Оргкомитета

Л.А. Макриденко - генеральный директор АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

# Сопредседатели:

М.Н. Хайлов – заместитель руководителя Госкорпорации «Роскосмос»
 Ю.В. Власов – генеральный директор ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация»
 В.В. Хартов – генеральный конструктор по автоматическим аппаратам и комплексам, заместитель генерального директора – начальник центра системного проектирования ФГУП «ЦНИИмаш»
 М. Свитинг – генеральный директор SSTL
 М.Е. Яковенко – заместитель руководителя «Росгидромета» П.А. Витязь – вице-президент НАН Беларуси
 М.Р. Нургужин – и. о. президента АО «НК «Казакстан Гарыш Сапары»

## Оргкомитет:

С.Н. Волков – первый заместитель генерального директора АО «Корпорация «ВНИИЭМ» М.В. Новиков – главный конструктор АО «Корпорация «ВНИИЭМ»
В.А. Алтухов – заместитель генерального директора АО «Корпорация «ВНИИЭМ» А.В. Пинчук – ученый секретарь АО «Корпорация «ВНИИЭМ»
А.А. Тарабанов – главный инженер АО «Корпорация «ВНИИЭМ»
И.Ю. Ильина – руководитель пресс-службы АО «Корпорация «ВНИИЭМ»
Н.Ю. Филькова – специалист по НТИ АО «Корпорация «ВНИИЭМ», секретарь оргкомитета конференции

# Программный комитет:

Л.А. Макриденко – генеральный директор АО «Корпорация «ВНИИЭМ» А.В. Горбунов – заместитель генерального директора АО «Корпорация «ВНИИЭМ» В.Я. Геча – заместитель генерального директора АО «Корпорация «ВНИИЭМ» В.В. Асмус – директор ФГБУ «НИЦ «Планета» С.А. Золотой – директор НИРУП «Геоинформационные системы» НАН Беларуси Ю.А. Рой – генеральный директор АО «НПК «СПП» Л.М. Зеленый – директор ИКИ РАН В.В. Хартов – генеральный конструктор по автоматическим аппаратам и комплексам, заместитель генерального директора – начальник центра системного проектирования

## ФГУП «ЦНИИмаш»

С.А. Лемешевский – и.о. генерального директора ФГУП «НПО им. Лавочкина» А.Н. Кирилин – генеральный директор АО «РКЦ «Прогресс»

# СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	8
<b>Г.Е. Яцук, А.Б. Уманский, С.А. Голованов, И.И. Бураншин</b> Вопросы применимости моделей оценки надежности для программного обеспечения систем управления космическими аппаратами	9
<b>М.М. Матюшин, Ю.С. Луценко</b> Вопросы оптимизации пространственно-временной структуры космической группировки	16
С.А. Воронов, А.М. Гальпер, В.В. Михайлов Фундаментальные космические исследования на борту аппаратов Д33	22
А.Е. Евграфов, В.Г. Поль О спектральном подходе к формированию низковысотных орбит	29
<b>Л.А. Макриденко, В.Я. Геча, Н.И. Сидняев, В.В. Онуфриев, С.А. Говор</b> Определение баллистических характеристик космического аппарата методами теории планирования эксперимента	41
<b>М.И. Макаров, Ю.Г. Пичурин, А.В. Радьков</b> Методический подход к выбору показателей технического совершенства унифицированных космических платформ КА Д33	55
В.Я. Геча, Е.А. Канунникова, И.В. Васильев, Н.Г. Зайцев, А.В. Мовчан, В.С. Рябиков, Р.С. Салихов, Н.А. Сеник, А.В. Чобитько Оценка возможностей улучшения динамических характеристик КА «Канопус-В»	61
В.Б. Дубовской, К.В. Кисленко, В.Г. Пшеняник Использование измерительной информации высокочувствительных акселерометров для повышения точности навигационно-баллистического обеспечения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли	65
<b>И.И. Бураншин, Е.Е. Чебанов, А.Б. Уманский</b> Реализация имитационной модели вычислительной системы для первичной отладки программного обеспечения	77
А.П. Григорьев Построения системы автоматизированной оценки схемной телеметрической информации изделий ракетно-космической техники на базе нейрографосемантического подхода	82
<b>Л.А. Макриденко, В.Я. Геча, Н.И. Сидняев, В.В. Онуфриев</b> Факторы космической погоды, влияющие на бортовые элементы низкоорбитальных космических аппаратов 3	90

<b>Л.А. Макриденко, В.Я. Геча, Н.И. Сидняев, В.В. Онуфриев</b> Аэромеханика низкоорбитальных космических аппаратов	103
<b>А.П. Григорьев</b> Формализация задачи управления приемо-сдаточными испытаниями изделий ракетно-космической техники	115
А.Р. Мкртычян, Н.И. Башкеев, Д.И. Акашев, Е.О. Андрюшин, А.В. Конондев, В.В. Имаков	
Отдельные вопросы создания силовых гироскопических комплексов для систем ориентации малоразмерных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли	120
А.А. Дудкин, В.В. Ганченко, Е.Е. Марушко, С.Н. Чарин Использование ансамблей нейронных сетей для прогнозирования состояния корректирующей двигательной установки Белорусского космического аппарата	125
<b>Д.М. Кривопалов</b> Особенности решения обратных задач надежности	134
<b>Ю.А. Кремзуков, В.М. Рулевский, А.Г. Юдинцев, М.Н. Цветков</b> Испытательный автоматизированный комплекс для измерения и функционального контроля параметров энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата	144
<b>А.П. Ковалев, А.А. Карасев, И.И. Чупринский, В.А. Точилов, С.М. Обросов</b> Современный подход к разработке электрических схем перспективных космических аппаратов	152
С.А. Архипов Широкозахватная многоспектральная аппаратура среднего разрешения для перспективного космического комплекса ДЗЗ	156
<b>А.П. Григорьев</b> Современные имитационные стенды и космические тренажеры	163
<b>А.В. Сумароков</b> О решении задачи наведения камеры высокого разрешения на Международной космической станции для наблюдения за поверхностью Земли	173
<b>Б.Л. Бажанов, М.М. Бачманов, Д.А. Исков, Е.М. Твердохлебова, В.В. Хартов</b> Пути и перспективы устранения ограничений на эффективность использования высокоинформативных космических средств ДЗЗ со стороны каналов передачи полученных данных на Землю	186
Д.М. Караваев, Ю.В. Кулешов, А.Б. Лебедев, И.В. Сахно, Г.Г. Щукин Исследование потенциальной эффективности спутниковых микроволновых радиометров	193

М.С. Иванов, Б.М. Кирюшов, С.А. Похунков, Г.Ф. Тулинов Радиочастотный измеритель массового состава – эффективный прибор для мониторинга состава верхней атмосферы с бортов космических аппаратов «Метеор-М» № 1 и № 2	200
С.Э. Григас, Д.Ц. Литовченко, А.А. Скорынин, Ю.Е. Терехов, М.В. Чекмарев, А.Ю. Гришин Оценка возможности обнаружения воздушных объектов космическими радиолокаторами с использованием метода доплеровской селекции движущихся целей	207
<b>H.C. Бахтигараев, Л.В. Рыхлова, С.Г. Казанцев, С.Е. Улин, В.В. Чазов</b> Возможность наблюдения и контроля космических аппаратов с радиоактивными материалами на борту	214
<b>П.А. Филоненко, А.С. Бурцев, В.В. Гончаров</b> Методический подход к оценке надежности элементов и модулей аппаратуры космического назначения	220
А.А. Дудкин, Л.П. Поденок, Д.Ю. Перцев Алгоритм сжатия фурье-интерферограмм	223
<b>О.В. Бекренёв, Л.А. Гришанцева, Л.И. Пермитина, П.Р. Цымбарович</b> Решение проблемных вопросов автоматической потоковой обработки данных КМСС в условиях увеличения количества космических аппаратов типа «Метеор-М»	229
<b>Я.В. Алексеенко, Ш.С. Фахми</b> Использование геоинформационных систем космического мониторинга МЧС России в паводкоопасный период	239
<b>Я.В. Алексеенко, Ш.С. Фахми</b> Использование геоинформационных систем космического мониторинга МЧС России в пожароопасный период	243
В.В. Михайлов, С.А. Воронов Организация системы обработки данных и информационного обеспечения научного эксперимента «ПАМЕЛА» на борту спутника ДЗЗ	247
<b>Я.В. Алексеенко</b> Метод обработки растровых изображений для увеличения оперативности размещения данных в ГИС отображения оперативных данных системы космического мониторинга МЧС России	252
С.А. Втюрин, Н.А. Князев, В.А. Бойко, Ю.А. Палатов Оперативное планирование высокодетальной съемки Земли с распознаванием безоблачных участков на борту космического аппарата	256
А.И. Васильев Эксперимент по автоматической оценке облачности на основе данных ШМСА-СР КА «Ресурс-П»	263

М.Ю. Катаев, А.А. Бекеров, А.К. Лукьянов	
Программная система обработки и анализа спутниковых данных. Поиск изменений	269
Е.М. Малитиков, С.А. Леденцов, А.А. Кудинов, А.К. Авгуцевич, А.П. Краминцев, Д.В. Черняков, В.И. Шабуневич Разработка методики краткосрочного прогнозирования разрушительных землетрясений	276
<b>А.А. Пономарев</b> Геодинамо и магнитогидродинамика фигуры Земли в генезисе катастрофических землетрясений	284
<b>В.И. Шабуневич</b> К вопросу единой физической модели макро- и микромира	291
И.П. Безродных, Е.И. Морозова, А.А. Петрукович, М.Н. Будяк, М.В. Кожухов, А.А. Мусалитин, В.Т. Семёнов	
Структура энергетических спектров потоков электронов внешнего радиационного пояса Земли и динамика поглощенной дозы радиации в период минимума солнечной активности в 2007 г. и 2009 г.	300
Ю.П. Цветков, С.В. Филиппов, О.М. Брехов, А.Н. Ивлев Дистанционное зондирование глубинного строения земной коры методом градиентных магнитных измерений на стратосферных высотах	310
<b>В.В. Гончаров, М.Ю. Ерофеев, Ю.Е. Гончарова, П.А. Филоненко</b> Сбор и автоматизация обработки информации о промышленной безопасности объектов ракетно-космической отрасли	320
А.К. Кузьмин, А.М. Мерзлый, М.А. Баньщикова, И.Н. Чувашов, Г М. Крученицкий Ю.Н. Потанин, П.П. Моисеев	
Прикладные аспекты измерений авроральных эмиссий и характеристик полярной ионосферы имаджером «Авровизор-ВИС/МП» на перспективном КА «Метеор-МП»	325
<b>А.В. Пичкалев, С.С. Красненко</b> Испытательное оборудование для радиоугломерной аппаратуры космических аппаратов	342
В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев Применение микрополосковых антенн для проведения наземных испытаний бортовых антенн космических аппаратов	346
<b>А.К. Гончаров, С.И. Мартынов</b> Применение фазированных антенных решеток для передачи данных ДЗЗ с КА на Землю	353
<b>Е.В. Овчинникова, С.Г. Кондратьева, П.А. Шмачилин</b> Многофункциональные бортовые антенные решетки СВЧ-диапазона	356

<b>А.Н. Черный</b> Подход к интеграции информационных ресурсов обработки данных ДЗЗ в интересах производства информационных продуктов в региональном центре мониторинга	365
И.Г. Симановский, Е.А. Зеленин, Л.Е. Черненко, П.Г. Михайлюкова,	
<b>Б.В. Райченко</b> Методики проверки величины проекции пикселя съемочной системы МСУ-МР на местность	371
С.А. Голованов, А.Б. Уманский Методика оценки вероятности бессбойной работы программно-аппаратного обеспечения космического аппарата	381
А.Э. Зубарев, А.Ю. Сечин Синтез изображений и стереообработка данных с КА «Канопус-В»	385
И.Г. Лосик, А.П. Иванов, Д.Н. Полюков Система обзорных камер мониторинга состояния космического аппарата	391

# ПРЕДИСЛОВИЕ

Важными и актуальными вопросами космической науки и техники на сегодняшний день являются: развитие космических систем дистанционного зондирования Земли, создание новых, в том числе малых, космических аппаратов, систем наземной обработки космической информации и алгоритмов ее обработки. Эта сфера деятельности жизненно необходима для социально-экономического развития страны, которое все больше зависит от наблюдений Земли из космоса.

Этот год ознаменовался важными событиями для космической отрасли нашей страны, в числе которых первый пуск с космодрома Восточный.

Для нашего предприятия этот пуск знаменателен тем, что на орбиту успешно выведен и штатно проходит летные испытания космический аппарат «Ломоносов». Платформа этого космического аппарата, разработанная и изготовленная нашим предприятием, и все служебные системы работают без замечаний, в настоящее время к испытаниям готовится научная аппаратура, разработанная МГУ, есть уверенность в получении новых научных данных.

На орбите Земли в настоящее время находятся пять космических аппаратов разработки и производства АО «Корпорация «ВНИИЭМ»: космические аппараты дистанционного зондирования Земли «Метеор-М» № 1 и № 2, «Канопус-В» и БКА, научный космический аппарат «Ломоносов».

Наше предприятие, как и вся космическая отрасль, планирует наращивание космической группировки дистанционного зондирования Земли: в ближайших планах запуск космических аппаратов «Метеор-М» № 2-1, «Канопус-В-ИК», запуск еще пяти космических аппаратов этих типов.

В целом по отрасли к 2020 г. планируется иметь на орбите двадцать семь действующих космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, а также наращивание группировки радиолокационных спутников, что особенно важно для России, около одной трети территории которой постоянно закрыто облаками.

Таким образом, тема нынешней конференции действительно является актуальной и крайне важной на сегодняшний день для космической сферы деятельности и для всей страны в целом.

Генеральный директор АО «Корпорация «ВНИИЭМ», д. т. н. Л. А. Макриденко

# ВОПРОСЫ ПРИМЕНИМОСТИ МОДЕЛЕЙ ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ ДЛЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

# Г.Е. Яцук, А.Б. Уманский, С.А. Голованов, И.И. Бураншин (AO «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова»)

Аннотация: в статье приведена оценка практической применяемости в ракетно-космической технике метрик базовых моделей надежности программного обеспечения (ПО) на основе сложности реализации программы. На сегодняшний день известно свыше 500 различных измеряемых показателей, так или иначе относящихся к разработке программных продуктов [1, 2, 3, 4, 5, 6, 7]. Большую роль в метрической программе играет наличие базы данных проектов, как уже выполненных, так и находяшихся в проиессе разработки, что позволяет проводить объективный анализ этих данных и делать оценки для текущих и будущих разработок применительно к данным условиям. Большое внимание программной инженерии уделяется в стандартах ESA [8, 9] и NASA [10]. Общими для всех метрик характеристиками являются единица измерения, способ измерения и фаза (фазы) жизненного цикла, на которой эта метрика может быть измерена. Значения многих метрик изменяются в процессе разработки, так что отслеживание их динамики является важной задачей для оперативного управления проектом. В работе рассмотрены широко распространенные модели надежности ПО на основе сложности реализации программы и их корреляция с практическими результатами. Приведенные результаты вычислений были получены для ПО ракеты-носителя легкого класса гражданского назначения. Ключевые слова: надежность ПО, метрики, сложность ПО.

## 1. Метрическая модель ошибок Холстеда

Известной априорной моделью сложности ПО является модель Холстеда [11, 12]. Данная модель получила широкое распространение и на практике применяется для оценки сложности реализации программ, а также отслеживания сложности в процессе разработки. Модель рекомендована NASA для оценки ПО [10]. В основу модели положены две базовые характеристики ПО: словарь операторов и операндов языка программирования и *N*-число использования операторов и операндов в программных реализациях, а также гипотеза, что частота использования операторов и операндов в программе пропорциональна двоичному логарифму количества их типов.

Значение метрики Холстеда для системного и прикладного ПО, разработанного для СУ РН легкого класса гражданского назначения, приведено на рис. 1.

Анализ результатов комплексной отработки показал, что в части проверочных задач реальное количество выявленных ошибок в процессе отработки превышает расчетные. Соотношение расчетного и фактического количества ошибок приведено на рис. 2. На рис. 2 синим цветом обозначено расчетное значение, красным – фактическое значение по результатам комплексной отработки.



Рис. 1. Значение метрики Холстеда



Рис. 2. Соотношение расчетного (синим) и фактического (красным) количества ошибок для метрики Холстеда

Расхождение значение метрики Холстеда с результами отработки ПО ограничивает практическое применение метрики. Поскольку число потенциальных ошибок в ПО в модели Холстеда определяется на основе статистического психо-физического анализа поведения программиста в процессе разработки ПО, то такая оценка является средневзвешенной и не может сама по себе дать конкретный и точный результат, так как фактически зависит от опыта и особенностей конкретного программиста или коллектива, привлекавшегося к разработке ПО.

Из рис. 1 и 2 видно, что минимальное соотношение расчетного и фактического количества ошибок в ПО равно 1,61, максимальное – 7,67 и слабо зависит от объема ПО, что говорит о невысокой корреляции метрики Холстеда с реальным количеством ошибок в ПО. Для задач тестовых проверок, за исключением системного ПО (СПО) и прикладного ПО (ППО), коэффициент корреляции количества обнаруженных ошибок и метрики Холстеда составляет 0,66. В работе [13] так же подтверждается, что для ПО, предназначенного для применения в авионике, наблюдается слабая корреляция (от 0,2 до 0,63) между значением метрики Холстеда и реальным количеством ошибок в ПО.

По результатам анализа можно сделать важные выводы:

 – количество ошибок пропорционально объему ПО, это видно для СПО и ППО по сравнению с задачами тестовых проверок;  – для задач, ПО которых имеет близкий объем (например, для задач тестовых проверок), корреляция метрики Холстеда и реального количества ошибок слабая, что делает ограниченным применение метрики Холстеда;

– модель позволяет однозначно утверждать о наличии ошибок в ПО, но само качество оценки можно оценить как низкое.

### 2. Модель структурной сложности программы. Метрика Маккейба

Структурная сложность программ определяется [14]:

- количеством взаимодействующих компонентов;

- числом связей между компонентами;

- сложностью взаимодействия компонентов.

На основе разработанных методов оценки сложности программ Маккейб предложил стратегию проверки корректности ПО, которая получила название основного маршрута тестирования Маккейба [14]. Метрика Маккейба рекомендована ESA [8, 9] и NASA [10] для использования для оценки качества ПО в процессе разработки и отработки.

Алгоритм или ПО могут быть представлены в виде управляющего ориентированного графа:

$$G = (V, E). \tag{1}$$

с *V*-вершинами и *E*-дугами, где вершины соответствуют операторам, а дуги характеризуют переход управления от одного оператора к другому.

Данная метрика характеризует цикломатическое число графа потока управления программой и определяется следующим выражением:

$$M = m - n + 2, \qquad (2)$$

где *m* – количество ребер графа, *n* –число вершин графа, *M* – цикломатическое число Маккейба.

Расчет метрики Маккейба проводился автоматизировано, с использованием утилиты LocMetrics [15]. Общее число *M* по всем задачам (что характерно для режима ПП) с учетом обоих (СПО и ППО) компонент ПО равно:

$$M = \sum_{i=1}^{10} M_i = 11387,$$

для основной полетной программы:

$$M = \sum_{i=9}^{10} M_i = 3023.$$

Значения метрики Маккейба, количество обнаруженных ошибок для ПО БЦВС приведено на рис. 3.

Для задач тестовых проверок коэффициент корреляции количества обнаруженных ошибок и метрики Маккейба составляет 0,96, с учетом СПО и ППО – 0,93. По результатам анализа можно сделать важный вывод – количество ошибок пропорционально сложности реализации ПО.



Рис. 3. Значение метрики Маккейба и количества ошибок для ПО БЦВС

К достоинствам метрики относят простоту ее вычисления и повторяемость результата, а также наглядность и содержательность интерпретации. В качестве недостатков можно отметить: нечувствительность к размеру ПО и к изменению структуры ПО, отсутствие корреляции со структурированностью ПО, различия между конструкциями «ветвление» и «цикл» и чувствительности к вложенности циклов. Недостатки цикломатической меры привели к появлению ее модификаций, а также принципиально иных мер сложности, например, метрики Дж. Майерса, У. Хансена и пр. Основу этих метрик составляет цикломатическая сложность, поэтому можно предположить, что значение корреляции числа ошибок в ПО и значения метрики будут близки к аналогичному значению для метрики Маккейба.

## 3. Прочие метрические модели. Корреляция метрик и ошибок ПО

Кроме рассмотренных метрик существуют и другие метрики, однако их численное значение напрямую слабо связано с количеством дефектов в ПО и конечной характеристикой надежности ПО. Среди более простых метрик известны метрики строк кода программы [16], количество ошибок на количество строчек кода программы [17], число полей базы данных [18], метрики Джилба [19, 20]. Широко распространена практика оценки соответствия разработанного ПО стандартам программирования (например, оценивается соотношение количества основных строк и комментариев в программе и т. п.), получаемый результат не позволяет достоверно оценить надежность ПО и полноту тестирования.

Известной метрикой, выражающей сложность структур данных программы, является метрика Чепина [21]. Данная метрика анализирует характер используемых переменных и оценивает поток данных количественно в виде выражения:

$$SC = P + 2 \cdot M + 3 \cdot C + 0, 5 \cdot T,$$
 (3)

где *P* – немодифицируемые переменные, *M* – модифицируемые переменные, *C* – управляющие переменные, *T* – неиспользуемые переменные.

Поскольку современные системы программирования не ограничиваются только переменными, данную метрику необходимо дополнить элементами массивов, перечислений и других структур данных, а также псевдонимами, указателями и полями таблиц баз данных, если таковые используются в ПО. При дополнении необходимо использовать классификацию весовых коэффициентов, назначенных автором. С уче-

том предложенных дополнений метрика точнее оценит поток данных в программе, и может быть использована для оценки ошибок.

Считается, что немаловажной компонентой сложности ПО является межмодульная связность (связность методов, классов). Модульную сложность ПО описывает метрика Джилба в виде абсолютного  $N_{zv}$  и относительного количества межмодульных связей:

$$N_{zv_{mod}} = \frac{N_{zv}^{4}}{N_{mod}},$$
 (4)

где  $N_{\text{mod}}$  – количество модулей ПО. Чем выше показатель модульной связности, тем сложнее проект и больше число ошибок.

Так же существуют способы количественного измерения характеристик ПО с использованием некоторого множества метрик сложности, вычисляемых для каждого модуля ПО в отдельности. Исследования различных метрик кода показали различную степень связи между значениями отдельных метрик и количеством дефектов.

Были проведены исследования метрики количества строчек кода (SLOC) в зависимости от количества ошибок в ПО. На рис. 4 приведена зависимость метрики для ПО от количества ошибок. По оси X ПО расположено в порядке возрастания количества обнаруженных ошибок. Был рассчитан коэффициент корреляции SLOC и количества обнаруженных ошибок, который составил 0,88.

В работах [22, 23, 24, 13] приведены данные по корреляции значений различных метрик и количества ошибок в ПО, результат приведен в табл. 1, в скобках приведенные рассчитанные в настоящей работе значения.

$\mathbf{T}$		1
1	annua	1
	aosiniqu	

Метрики и их коэффициент коррел	яции с количеством фактических ошибок

МЕТРИКА	КК МЕТРИК И ОШИБОК
Метрика Холстеда	0,2–0,63 (0,65)
Число строк кода	0,94 (0,88)
Число модулей	0,94
Число полей базы данных	0,84
Метрика Маккейба	0,98 (0,96)
Метрика Чепина	0,92
Метрика Джилба, <i>N</i> <sub>zv</sub>	0,97





Анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы:

 коэффициент корреляции (КК) метрик сложности выше КК размерных метрик, таким образом, оценка ошибок на базе метрик сложности будет точнее;

 метрика Маккейба имеет наивысший КК – 0,98, поэтому сложность управляющей логики наиболее значимый фактор возникновения ошибок;

 метрика Джилба с КК 0,97 характеризует межмодульную связность, как второй по значимости фактор возникновения ошибок;

 метрика Чепина с КК 0,92 говорит о том, что поток данных программы наименее связан с числом ошибок;

 прочие метрики имеют высокий коэффициент корреляции поскольку напрямую связаны с логической сложностью ПО.

Несмотря на достаточно высокий КК для всех метрик сложности, в настоящее время не существует какой-либо конкретной взаимосвязи между конкретным значением метрик сложности (за исключением метрики Холстеда) и соответствующем ей однозначном количестве ошибок в ПО, что делает приведенные метрики неприменимыми с практической точки зрения для оценки надежности ПО.

## Список литературы

1. Метрическое обеспечение программных разработок / С.Н. Баранов, А.М. Тележкин // Труды СПИИРАН, 2014. – Вып. 5 (36).

2. Основные тенденции оценивания качества программных средств. / И.В. Антошина, В.Г Домрачев., И.В. Ретинская // Качество. Инновации. Образование, 2004. – № 1.

3. Инструментальные средства оценки метрических характеристик программных проектов / А.Ю. Жигарев, С.В. Синицын // Научная сессия МИФИ – 2004. – Т. 2. – С. 76–77.

4. Оценивание качества программного обеспечения САПР на основе метрического обеспечения / Е.Е. Карпович // Горный информационный аналитический бюллетень, 2013. – № 5. – С. 235–243.

5. Исследование методов количественной оценки схем реляционных баз данных / А.А. Кузьмин, А.А. Рыбанов // Успехи современного естествознания, 2011. – № 7. – С. 137–138.

6. Метрики трудности в оценке надежности инструментальных библиотек и фреймворков /

В.О. Мищенко Вестник // Харьковского национального университета, 2014. – № 1131.

7. Электронный ресурс. – Режим доступа: http://www.met-rix.narod.ru/page2.htm.

8. ECSS-Q-ST-80C. Space product assurance. Software product assurance.

9. ECSS-Q-HB-80-04A. Space product assurance. Software metrication programme definition and implementation.

10. NASA-GB-8719.13. NASA Software Safety Guidebook. NASA TECHNICAL STANDARD. – Режим доступа: https://docviewer.yandex.ru//?url=http%3A%.

11. Холстед М.Х. Начала науки о программах. – М.: Финансы и статистика, 1981. – 128 с.

12. Ларионцева Е.А. Использование метрических характеристик программ при проведении сертификационных испытаний. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. Наука и образование, 2012. – №5. – С. 1–15.

13. Kam Sing Tso, Myron Hecht, Kenneth Littlejohn. Complexity metrics for avionics software.

14. Complexity Measure / T.A. McCabe // IEEE Transaction on Software Engineering. – 1976. – № 4. – P. 308–320.

15. Электронный ресурс. – Режим доступа: www.locmetrics.com/.

16. Электронный ресурс. – Режим доступа:

https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%BE%D0%BB%D0%B8%D1%87%D0%B5%D1%81%D1%82%D0%B2%D0%BE\_%D1%81%D1%82%D1%80%D0%BE%D0%BA\_%D0%BA%D0%B6.

17. Стив Макконнелл. Совершенный код. – СПб.: Питер, 1981. – 889 с.

18. Электронный ресурс. – Режим доступа:

 $http://www.csom.ru/category/articles/metriki_koda_i_ih_prakticheskaya_realizaciya_v_subversion_i_clearcase_chast_1--metriki.html.$ 

19. Электронный ресурс. – Режим доступа: http://studopedia.org/11-18411.html.

20. Электронный ресурс. – Режим доступа:

http://www.csom.ru/category/articles/metriki\_koda\_i\_ih\_prakticheskaya\_realizaciya\_v\_sub version\_i\_clearcase\_chast\_1\_- metriki.html.

21. Программный код и его метрики. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://habrahabr.ru.

22. Метод оценки количества программных дефектов с использованием метрик сложности / С.А. Яремчук // Радиоэлектронные и компьютерные системы, 2012. – № 5 (57).

23. Метод вероятностной оценки количества дефектов в программных модулях / Д.А. Маевский, С.А. Яремчук // Сб. Одесского политехнического университета, 2013. – Вып. 1(40).

24. Оценка количества дефектов программного обеспечения на основе метрик сложности / Д.А. Маевский, С.А. Яремчук // Электротехнические и компьютерные системы, 2012. – № 07(83).

# ВОПРОСЫ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ СТРУКТУРЫ КОСМИЧЕСКОЙ ГРУППИРОВКИ

## М.М. Матюшин, Ю.С. Луценко (ФГУП ЦНИИмаш)

Аннотация: в статье в рамках системы управления космическими группировками рассматриваются вопросы влияния пространственно-временных структур ее подсистем (космическая группировка, средства управления космическими аппаратами, средства приема целевой информации) на возможность управления аппаратами и загрузку средств управления. Показано, что в целях повышения коэффициента загрузки средств управления необходимо при построении системы управления осуществлять совместную оптимизацию вышеупомянутых пространственно-временных структур. Исходная задача декомпозируется на задаче оптимизации пространственно-временной структуры космической группировки, состоящей из орбитальных группировок, и задачи оптимизации месторасположения средств управления и приема целевой информации. Предложен вариант решения исходной задачи для космических аппаратов на круговых орбитах путем сведения задачи к известной задаче синтеза структур спутниковых систем на основе теоретико-группового подхода. Также предлагается критерий для поиска мест размещения средств управления, позволяющий решить эту задачу. Показано, что совместное решение задач оптимизации пространственно-временных структур позволит увеличить число обслуживаемых космических аппаратов и тем самым поднять коэффициент загрузки средств управления в несколько раз. Ключевые слова: система управления, орган управления полетом космического аппарата и космической группировки, структура системы расчета параметров управления полетом, иентр управления полетом, средства *иравления полетом.* 

Разработка космических аппаратов (КА) (одиночных либо в составе орбитальной группировки) осуществляется в целях решения одной или нескольких близких по условиям полета целевых задач. В процессе разработки космического комплекса, включающего этот КА, наряду со многими сложными и важными задачами в обязательном порядке рассматриваются следующие группы задач, непосредственно связанные с управлением его функционирования:

 обоснование и выбор такой пространственно-временной организации полета КА (всех КА, входящих в орбитальную группировку), которая при достижимом техническом уровне космического приборостроения позволяла бы успешно решать целевые задачи;

 прием в течение технологического цикла управления всего объема информации, полученной целевой аппаратурой КА (обоснование выбора и размещения соответствующих средств приема целевой информации);

– выполнение технологического цикла управления КА (работы служебной и целевой аппаратуры КА) путем передачи-приема управляющей информации во время сеанса связи средств управления с КА и получения навигационных параметров (внешнетраекторных измерений) для определения параметров траектории полета КА.

Под орбитальной группировкой (ОГ) будем понимать совокупность однотипных КА, предназначенных для совместного решения одной или нескольких целевых задач. Космической группировкой (КГ) будем называть объединение орбитальных группировок, выполняющих однотипные задачи. Например, КГ дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) может объединять ОГ КА, работающие в разных спектрах отраженного и собственного электромагнитного излучения изучаемых объектов и имеющие в общем случае разные типы траекторий.

Описанные выше группы задач, которые необходимо решать при создании любой группировки КА очевидны, если рассмотреть представленную на рис. 1 обобщенную структуру системы управления орбитальной группировкой: ЦСАКП – центр ситуационного анализа, координации и планирования наземных средств управления и измерений; ЦУРС – центр управления ретрансляцией и связью космических средств; ЦУП КА – центр управления полетом КА [1, 2].

В соответствии с общими положениями теории систем структура *S*-системы – суть обобщенные соответствия между ее элементами, позволяющие однозначно определять ее состояние в произвольный момент времени. В рамках теории кеплеровых движений пространственно-временная структура (ПВС) системы «Земля – КГ» (т. е. ПВС КГ – *S*<sub>кг</sub>) однозначно может быть задана [3], следующими типовыми кеплеровыми параметрами:

$$S_{\rm kr} = \bigcup_{i=1}^{m} (S_i) = \bigcup_{i=1}^{m} (\bigcup_{j=1}^{N_i} (a_{ij}, e_{ij}, i_{ij}, \omega_{ij}, \tau_{ij}, \Omega_{ij})),$$
(1)

где i – номер ОГ; J – номер КА в ОГ; m – количество ОГ.



Рис. 1. Обобщенная структура системы управления ОГ 17

Следует отметить, что ОГ КА создается с определенной организацией их движения в пространстве и времени, т. е. с определенной ПВС. В этом случае любая ОГ КА с точки зрения теории систем рассматривается как система, в которой задачи КА и ОГ принципиально различны, но взаимосвязаны. Эту взаимосвязь характеризует ПВС ОГ.

Первое направление включает решение следующих задач:

 обоснование пространственно-временных характеристик траектории полета КА и возможностей их реализации существующими средствами выведения.

 – решение задачи обеспечения устойчивости выбранных характеристик траектории полета КА;

 – решение задач модификации характеристик траектории полета КА (маневрирование КА).

Перечисленные выше задачи имеют многолетнюю историю поиска оптимальных решений для частных типов орбит, хотя в общем виде решение не получено. Наиболее хорошо проработаны вопросы выбора параметров траекторий полета КА и ОГ применительно к задачам обзора Земли и связи.

Проведенный анализ литературы по методам решения задач и обзоров полученных результатов [4–10] позволяет сделать вывод, что в настоящее время хорошо разработаны методы решения задач непрерывного обзора Земли для следующих типов ОГ, расположенных на круговых орбитах одинакового радиуса:

- фазированные полярные системы;

 – кинематически правильные системы с группами симметрии первого типа и второго типа;

 кинематически симметричные системы с порядками групп симметрии, не меньше числа спутников;

- системы с линейной структурой;

 кинематически симметричные системы с группами симметрии второго типа и разложениями вида.

Для эллиптических орбит также рассматриваются кинематически правильные ОГ, которые являются очевидным расширением кинематически правильных систем на круговых орбитах [9]. Все КА в этом случае размещены на одинаковых орбитах в P-орбитальных плоскостях по S спутников в каждой. Долготы восходящих узлов плоскостей равномерно распределены по экватору, а спутники равномерно разнесены по времени прохождения перигея, со сдвигом T/S, где T – орбитальный период.

Итак, наиболее существенные результаты получены на основе теоретикогруппового подхода к круговым траекториям, хотя применительно к эллиптическим орбитам этот подход также интенсивно развивается.

В общем случае вследствие нецентральности поля притяжения Земли, наличия ошибок выведения КА на расчетные орбиты, воздействия на КА атмосферы и светового давления траектории КА будут отличаться от расчетных. В этом случае рассматривается другая задача – задача оценки устойчивости полученного оптимального решения ПВС ОГ. Вопросы устойчивости ПВС и их модификации рассматриваются чаще всего для конкретных спутниковых систем и решаются численными методами.

Вторая и третья группы задач относятся к задачам проектирования ПВС средств приема-передачи информации, и их описание в литературе практически отсутствует. Задать ее можно с помощью параметров, аналогичных применяемым для описания ПВС КГ, задаваемых также в абсолютной системе координат.

Очевидно, что эффективность этой системы можно оценивать рядом частных показателей. Так, эффективность средств управления (как и средств приема целевой информации) принято оценивать коэффициентом глобальности управления и коэффици-

ентом загрузки средств управления (приема целевой информации). Если с космическими средствами управления вопросы глобальности управления и загрузки средств управления решаются достаточно просто, то с наземными дело обстоит сложнее.

В этом случае (для наземных средств передачи-приема информации) в качестве показателя управляемости (потенциального времени управления КА) целесообразно рассматривать коэффициент загрузки наземных средств.

Учтем, что в абсолютной системе координат, связанной, например, с центром Земли, эти пространственно-временные структуры взаимодействуют друг с другом, в результате чего появляются интервалы времени, когда КА потенциально может быть управляем с *l*-го командно-измерительного средства (КИС), имеющего координаты  $\phi_l$ ,  $\lambda_l$ .

При этом:

$$\tau_{ijl}^{\mathcal{Y}} = t_{ijl}^{\kappa} - t_{ijl}^{\mathsf{H}} = \tau(a_{ij}, e_{ij}, i_{ij}, \omega_{ij}, \tau_{ij}, \Omega_{ij}, \varphi_l, \lambda_l),$$
(2)

если 
$$\tau_{ijl}^{\nu} \ge \tau_{\min}, \tau_{ijl}^{\nu} = 0$$
, если  $\tau_{ijl}^{\nu} < \tau_{\min}, \ell = \overline{1, M}$ , (3)

где M – количество командно-измерительных станций (КИС);  $\tau_{\min}$  – минимальное время, необходимое для реализации сеанса управления КА; $t^{H}_{ijl}$  – время начала сеанса связи с 1-той КИС;  $t^{K}_{ijl}$  – время окончания сеанса связи с l-й КИС.

Суммарное время управления одним КА в этом случае в течение планового интервала управления:

$$\tau_{ij}^{\gamma} = \Sigma \tau_{ijl}^{\gamma},\tag{4}$$

если  $\forall i, j, l \cap (t_{ijl}^{\kappa} - t_{ijl}^{H}) = \emptyset$  на типовом интервале времени планирования.

Тогда общее время работы всех средств с КГ за этот промежуток времени можно определить как

$$T = \Sigma \Sigma \tau_{ii}^{y}, \tag{5}$$

а коэффициент загрузки определяется соотношением

$$K_{3} = T / \Sigma T p l, \tag{6}$$

где *Tpl* – технологически допустимое полное рабочее время *l*-й КИС.

Оценка, приведенная в работе [1] для 19 низколетящих КА, показывает, что при отсутствии оптимальной ПВС КГ загрузка всех средств составляет около 20 процентов при количестве конфликтов достигающем нескольких десятков. Это свидетельствует о том, что при наличии еще большего количества КА в составе КГ коэффициент загрузки средств управления вряд ли удастся поднять намного выше, так как количество конфликтных ситуаций в этом случае описывается степенной функцией.

Следует отметить, что потенциально одна КИС в течение 24 часов может при оптимальной ПВС КГ обеспечить 48 сеансов связи. Без учета технической надежности КИС и необходимого времени на обслуживание их техническое обслуживание в этом случае обеспечивает наземный комплекс управления, предназначенный для управления КА научного и социально-экономического назначения, потенциально мог бы обслуживать до 120 КА без конфликтов (верхняя оценка). При этом загрузка КИС

составляла бы до 100 процентов от возможной величины. Для повышения коэффициента загрузки КИС и более корректной оценки необходимо планировать заранее ПВС создаваемой космической группировки и средств наземного комплекса управления.

Из соотношения (2) следует, что исходная задача может быть декомпозирована на две:

- задача оптимизации ПВС вновь создаваемых ОГ при уже эксплуатируемой КГ;

- задача оптимизации расположения средств управления, исходя из задач ОГ и КГ в целом.

Задача построения оптимальной по критерию управляемости в течение определенного (заданного) интервала управления ПВС КГ при заданных командноизмерительных средствах может быть представлена в следующем виде:

$$S^{\text{OIIT}} = \bigcup_{i=1}^{m} (S_i) = \bigcup_{i=1}^{m} (\bigcup_{j=1}^{Ni} (a_{ij}, e_{ij}, i_{ij}, \omega_{ij}, \tau_{ij}, \Omega_{ij})) : \max \sum \Sigma \tau_{ij}^{\nu}.$$
(7)

При заданных координатах средств управления  $\varphi_l, \lambda_l, \ell = \overline{1, M}$ .

Частные решения этой задачи могут быть получены, например, для КГ КА ДЗЗ, расположенных на круговых орбитах одинаковой высоты, на основе методологии, предложенной Г. В. Можаевым в сочетании с подходом В. К. Саульского, что предполагает необходимость стандартизации ПВС ОГ. Для более общего типа КГ эти вопросы необходимо ускоренно развивать в связи с планируемым существенным ростом запуска КА.

Как следует из соотношения (2), суммарное время возможного управления КА напрямую определяется ПВС средств управления и ПВС КГ и эти задачи целесообразно решать совместно еще на раннем этапе создания КГ. Однако отсутствие проектировщика (генерального конструктора) системы управления приводит к тому, что эти вопросы решаются по мере их появления. Следствия такого подхода – достаточно большое количество конфликтных ситуаций, появляющихся при планирования наземных средств управления вследствие необходимости связи с несколькими КА с одной КИС в одно и то же время, и невысокий процент времени работы КИС непосредственно с КА.

Задача оптимизации ПВС (координат размещения) средств НКУ при известных ПВС ОГ (КГ) может быть представлена в виде поиска оптимальных ( $\varphi_l, \lambda_l$ ) на основе критерия min $\Sigma\Sigma$  (|ij- $\varphi_l - \Delta \varphi$ |) для ij $\Box \pi/2$  и min $\Sigma\Sigma$  (| $\pi$ -ij- $\varphi_l - \Delta \varphi$ |) для ij>  $\pi/2$ . Решение этой задачи очевидно: КИС необходимо располагать равномерно на дугах большого круга вокруг оси вращения Земли. Здесь величина  $\Delta \varphi$  – поправка, рассчитываемая на основании обеспечения  $\tau_{min}$  – минимально допустимого времени связи с КА в сеансе связи.

Следует отметить, что решение задачи оптимизации ПВС средств приема целевой информации ничем не отличается от рассмотренной выше задачи оптимизации ПВС средств управления.

#### Выводы

В статье впервые с системных позиций показано, что проектирование оптимальной системы управления КГ (ОГ, КА) с точки зрения ее управляемости (в данном случае совпадает со степенью загрузки средств управления и приема целевой информации) возможно только при совместном решении задач синтеза оптимальных ПВС КГ, средств управления и средств приема целевой информации. Исходная задача декомпозирована на задачи синтеза оптимальных ПВС КГ и средств управления, рассмотрены частные решения задач синтеза ПВС КГ и НКУ. Решение задачи в общем случае на современном уровне развития математики возможно только путем ее декомпозиции на составные задачи, снижения размерности этих задач и требует проведения дальнейших

исследований в этом направлении. Предложен критерий, позволяющий получить точные параметры ПВС средств управления и приема целевой информации исходя из критерия их максимальной загрузки.

## Список литературы

1. Программный комплекс автоматизированного планирования задействования средств наземного автоматизированного комплекса управления / А.О. Литвиненко // – М.: Труды МАИ. – Вып. 86. – Режим доступа: www.mai.ru/science/trudy/.

2. Планирование сеансов при управлении ретрансляцией и связью с использованием МКСР «Луч» / О.А. Ногов // – М.: Труды МАИ. – Вып. 66. – Режим доступа: www.mai.ru/science/trudy/.

3. Оптимизация пространственно-временной структуры космической группировки по критерию управляемости / М.М. Матюшин, Ю.С. Луценко // Тезисы докладов четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – С. 18–20

4. Можаев Г.В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем: (Теоретико-групповой подход). – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.

5. Satellite networks for global coverage / F.W. Gobetz // Journal of the Astronautical Sciences, 1961. – Vol. 8. – No. 4. – P. 114.

6. Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole Earth Coverage / J.G. Walker // Journal of British Interplanetary Society, 1971. –Vol. 24. – № 11. – P. 369–384.

7. Rosette Constellation of earth satellites / A.H. Ballard // IEEE Transactions of Aerospace and Electronics Systems, 1980. – Vol. 16. – No. 5. – P. 656.

8. Многоспутниковые системы с линейной структурой и их применение для непрерывного обзора Земли / В.К. Саульский // Космические исследования, 2005. – Т. 43. – № 1. – С. 36–53.

9. Проблемы оптимизации движения спутниковых систем: состояние исследований и перспективы / Г.В. Можаев // – М.: Труды МАИ. – Вып. № 34. – Режим доступа: www.mai.ru/science/trudy/.

10. Проектирование спутниковых систем непрерывного обзора: краткий исторический обзор, современное состояние и новые решения / Ю.П. Улыбышев // – М.: Труды МАИ. – Вып. № 34. – Режим доступа: www.mai.ru/science/trudy/.

# ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НА БОРТУ АППАРАТОВ ДЗЗ

# С.А. Воронов, А.М. Гальпер, В.В. Михайлов (НИЯУ МИФИ)

Аннотация: космические аппараты, предназначенные для решения задач Д33, имеют полярные солнечно-синхронные орбиты высотой 200–800 км, точную ориентацию, большой запас энергоемкости, хорошую информационную обеспеченность и время активного существования – несколько лет. Благодаря своим характеристикам эти аппараты служат хорошей платформой для установки научной аппаратуры и проведения фундаментальных космических исследований как геофизических, так и астрофизических. Выведение научных приборов на орбиту в качестве попутной нагрузки позволяет резко удешевить научные исследования, не снижая при этом характеристик аппаратуры. В последнее десятилетие аппараты Д33 позволили получить ряд научных результатов мирового уровня. Ключевые слова: полярная орбита, фундаментальные космические исследования, заряженные частицы, протоны, электроны, ядра, магнитный спектрометр, калориметр, детекторы, энергетический спектр, солнечные космически лучи.

В 1998–1999 гг. на спутнике «Ресурс-О1» № 4 в качестве попутной нагрузки был проведен российско-итальянский эксперимент «НИНА» [1]. Цель исследований измерение спектров протонов и ядер космических лучей в околоземном космическом пространстве, включая радиационный пояс. Высота орбиты спутника – 835 км, наклонение – 98°, период обращения – 101 минута. Весь прибор состоял из блока детекторов D1, блока электроники D2, питания Р, блока сбора информации Е. На рис. 1. показан внешний вид детектирующей части прибора D1.

Блок D1 состоял из стопки полупроводниковых стриповых детекторов размером 60×60 мм, толщиной 300 мкм, с напыленными «стрипами», полоскамиэлектродами, шириной 2,2 мм, впервые использовавшихся при измерениях на орбите. Стопка детекторов была заключена в герметичный контейнер, имевший тонкое алюминиевое окно (100 мкм) в поле зрения детекторов. Температурный режим выдерживался в пределах 0÷40 °C. Остальные блоки находились в герметичном контейнере КА. Масса прибора – 40 кг, энергопотребление – 40 Вт. На рис. 2. показано размещение аппаратуры «НИНА» на КА «Ресурс-О1».



Рис. 1. Внешний вид спектрометра-телескопа «НИНА»

22



Рис. 2. Схематическое изображение КА «Ресурс-О1» № 4 с научной аппаратурой «НИНА» на борту

За 5 месяцев измерений на Землю было передано 500 Мбайт информации. В результате за период 1998–1999 гг. были исследованы потоки и спектры ядер и изотопов от водорода до кислорода в диапазоне энергий 10–100 МэВ/н как галактического происхождения, так аномальной компоненты и солнечных космических лучей. Исследованы спектры ядер во время шести вспышек на Солнце. Получены спектры изотопов гелия 3He и 4He. Результаты оказались на мировом уровне, хотя эксперимент задумывался как технологический: исследование поведения новых детекторов в космосе.

Успех эксперимента предопределил тесное сотрудничество ученых и инженеров АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Достаточно отметить, что блоки сбора информации и питания были разработаны и изготовлены разработчиками КА, что резко сократило время разработки и адаптации научной аппаратуры и КА.

С июня 2006 г. на борту КА ДЗЗ «Ресурс-ДКІ» № 1 в качестве попутной нагрузки был установлен магнитный спектрометр «Памела» [2]. Уникальный прибор был создан усилиями российских и итальянских ученых. Он представляет собой магнитный спектрометр с практическим полем величиной 0,48 Тл, изготовленный из сплава Ne-Fe-B с шестью плоскостями полупроводниковых микростриповых детекторов в области поля.

На рис. 3 обозначены основные элементы прибора: магнитный спектрометр, электромагнитный калориметр, времяпролетная система (S1, S2 и S3).



Рис. 3. Схематическое изображение магнитного спектрометра «Памела» 24



Рис. 4. Схематическое изображение КА «Ресурс-ДК1» № 1 с магнитным спектрометром «Памела»

Совокупность этих детекторов позволяет измерить кривизну траектории заряженных частиц, а по ней определить импульс и энергию. Пространственное разрешение детекторов рекордное – 3 мкм, что дало возможность измерять импульс частиц вплоть до значений около 1 ТэВ/с. Диапазон измерения энергий заряженных частиц при помощи калориметра до нескольких сотен ГэВ и выше ранее при измерениях на орбите был недоступен, временное разрешение времяпролетной системы – 250 пс также оказалось рекордным.

Масса научной аппаратуры – 470 кг, энергопотребление – 380 Вт. Магнитный спектрометр был помещен в герметичный контейнер (рис. 4), который во время старта был ориентирован в надир, а после вывода на орбиту автоматически развернут на 180° так, что поле зрения магнитного спектрометра оказалось направленным в зенит таким образом, что в него не попали элементы конструкции. На рис. 4. показано схематичное изображение КА «Ресурс-ДК1» № 1 с магнитным спектрометром «Памела» в герметичном контейнере.

В табл. 1 приведены технические и физические характеристики магнитного спектрометра «Памела».

## Таблица 1

Aupuntepherman murminer e enekripemerpu (inumenu/		
Геомфактор	21 см <sup>2</sup> ср	
Диапазон энергий: протоны, антипротоны;	0,08–200 ГэВ;	
электроны, позитроны;	0,05–300 ГэВ (до 1013 эВ);	
ядра, антиядра	0,1-200 ГэВ/нуклон	
Максимальный измеряемый импульс	740 ГэВ/с	
Пространственное разрешение трекера	4 мкм	
Толщина калориметра	50 $r/cm^2 = 16 \times 0$	
Индукция магнитного поля	0,48 Тл	
Объем памяти, число запоминаемых событий	2 ГБ, 106 событий	
Габаритные размеры (с нейтронным детектором)	90×90×125 см <sup>3</sup>	
Масса (масса с нейтронным детектором)	450 кг	
Энергопотребление	355 Вт	

Характеристики магнитного спектрометра «Памела»

Прибор был выведен на орбиту 15 июня 2006 года и почти 10 лет успешно работал на орбите до вывода КА из группировки в марте 2016 года.

За 9 лет 9 месяцев проведения эксперимента объем переданной на Землю информации составил величину более 55 Терабайт. Полученные результаты уникальны. Впервые измерены спектры антипротонов космических лучей до энергий 150 ГэВ, спектры космических позитронов вплоть до энергии 120 ГэВ. Результат роста доли позитронов с энергией выше 10 ГэВ явился неожиданным эффектом и выдающимся результатом, который впервые позволил говорить о существовании так называемой темной материи. Исследованы и получены впервые спектры ядер и соотношения из потоков бора и углерода, изотопов гелия и водорода. Помимо астрофизических результатов были получены данные в области солнечно-земной физики, спектры частиц радиационного пояса, их динамика. Была и продолжает исследоваться солнечная модуляция, солнечные космические лучи.

В настоящее время разрабатывается для использования в качестве попутной нагрузки эксперимент «Моника». Его целью является изучение механизмов генерации космических лучей в активных процессах на Солнце и в гелиосфере, мониторинг ядерного, изотопного и ионного состава космических лучей в околоземном пространстве в диапазоне энергий 10–300 МэВ/н. Для измерения ионного состава предполагается в качестве сепаратора использовать магнитное поле Земли.

Научная аппаратура «Моника» состоит из четырех отдельных полупроводниковых спектрометров-телескопов, сцинтилляционного калориметра и системы антисовпадений. На рис. 5 приведена схема расположения спектрометров.

Прибор состоит из четырех отдельных телескопов. Общий вид спектрометра «Моника» представлен на рис. 1.

В свою очередь каждый телескоп состоит из 14 круглых полупроводниковых детекторов диаметром 90 мм. Толщина плоскостей первых двух детекторов составляет 100 мкм, остальных – 300 мкм и 1000 мкм.



Рис. 5. Схематичное изображение спектрометров прибора «Моника»

Таким образом, суммарная толщина полупроводникового спектрометра-телескопа составляет 1,01 см  $\times$  2,33 г/см<sup>3</sup> = 2,35 г/см<sup>2</sup>. Первая пара детекторов образует телескоп. Расстояние между ними – 80 мм. Все детекторы позволяют измерять потери энергии частицы с энергетическим разрешением не хуже 1 %.

Сцинтилляционный калориметр предназначен для расширения энергетического диапазона регистрируемых ядер (до 300 МэВ/н для железа). Он расположен под полупроводниковым спектрометром-телескопом и представляет собой пластический сцинтиллятор толщиной 5 мм и алюминиевый поглотитель (Al) толщиной 10 мм. Сцинтиллятор регистрируют факт выхода частицы из полупроводникового спектрометра-телескопа. Поперечные размеры сцинтиллятора подобраны таким образом, чтобы перекрыть апертуру прибора.

Система антисовпадений предназначена для режекции высокоэнергичных ядер, не остановившихся в спектрометре, а также для режекции фоновых ядер, рождающихся в реакциях фрагментации в веществе прибора. Система состоит из нижнего сцинтилляционного детектора антисовпадений, расположенного под сцинтилляционным калориметром, и бокового цилиндрического сцинтилляционного детектора антисовпадений, расположенного между верхними детекторами. Толщины детекторов антисовпадений составляют 10 мм.

Каждый сцинтиллятор просматривают два фотоумножителя японской фирмы «Хамамацу» типа R5611A.

Прибор «Моника» обладает следующими характеристиками:

- энергетические диапазоны: 10-300 МэВ на нуклон;

- угловое разрешение - не хуже 1°;

- энергетическое разрешение - не более 1 %;

- светосила 100 см<sup>2</sup>·ср;
- точность временной привязки 1 мс;
- апертура ±45°;
- масса не более 65 кг;
- габариты 650×650×300 мм;
- энергопотребление не более 80 Вт.

В состав аппаратуры входит собственное ЗУ объемом 1 Гбайт, обеспечивающее накопление информации в течение суток. Аппаратура предназначена для работы в вакууме как на солнечной, так и в теневой стороне орбиты.

Полярная орбита КА ДЗЗ позволяет реализовать метод сепарации ионов солнечных космических лучей, который предполагает измерения в различных областях космического пространства с разными жесткостями геомагнитного обрезания

Научная аппаратура «Моника» может быть установлена на КА типа «Метеор» или «Канопус», имеющих полярные орбиты и достаточное количество ресурсов для проведения эксперимента на орбите.

Таким образом, проведенные за последнее десятилетие фундаментальные космические исследования, выполненные на КА ДЗЗ, оказались очень успешными. Это было предопределено не только высоким качеством и уникальностью научной аппаратуры, но и возможностями, предоставляемыми КА ДЗЗ для проведения фундаментальных космических исследований.

## Список литературы

1. The experiment NINA: low energy nuclear flux investigation in near – Earth space / A.V. Bakaldin et al. // Astroparticle Phys., 1997. – Vol. 8. – P.109.

2. The PAMELA Mission: Heralding a new era in precision cosmic ray physics / O. Adriani, G.C. Barbarino, G.A. Bazilevskaya et al. // Physics Reports 544 (2014) 323–370.

3. Current status of the MONICA experiment to study the ionic composition of solar cosmic rays / A.V. Bakaldin, S.A. Voronov, N.I. Zamiatin et al. // Proceedings of The 33rd National Conference On Cosmic Rays. Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Physics, May 2015, Volume 79, Issue 5, pp 700-703

4. Earth magnetic field as analyzer of the cosmic ray ion charge in MONICA experiment / A.V. Bakaldin and S.A. Voronov // Journal of Physics: Conference Series. – Vol. 632.

# О СПЕКТРАЛЬНОМ ПОДХОДЕ К ФОРМИРОВАНИЮ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ

# А.Е. Евграфов, В.Г. Поль

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

Аннотация: в докладе рассматривается кинематическое описание траектории движения околоземного КА, использующее решение линеаризированных дифференциальных уравнений движения околокругового ИСЗ и применяемое для формирования траектории его полета. Приводится пример управления движением низковысотного КА космического радиолокационного мониторинга. Ключевые слова: низковысотные околоземные орбиты, управление полетом КА, дистанционное зондирование Земли, прикладная баллистика.

## Введение

Некоторые задачи практической космонавтики требуют описания реальной траектории низковысотных и околокруговых КА с высокой точностью, доходящей до десятков и единиц метров [1, 2]. Так, например, сегодня при космической детальной плановой съемке по технологии радиолокационной синтезированной апертуры (PCA) требуется описание реальной траектории КА с указанной выше точностью [3]. Далее, перспективное использование технологии РСА в съемке цифровых карт рельефа местности требует дальнейшего повышения точности траектории [4, 5]. Наконец, некоторые режимы такой съемки требуют согласованного полета пары КА в определенной, точно заданной и максимально стабильной пространственной относительной конфигурации [6].

В прикладной баллистике орбита околоземных КА по умолчанию часто считается кеплеровой и описывается ее элементами, отнесенными к ее восходящему узлу [7]. Однако реальная околоземная орбита в действительности не кеплерова. Поэтому при необходимости точные текущие значения координат КА (и компоненты скорости) внутри витка определяются особо и представляются массивом результатов численного интегрирования уравнений движения КА. При этом реальный вид траектории реального полета КА теряет наглядность, что затрудняет навигационную поддержку работы целевой аппаратуры КА.

Альтернативный подход геометрического описания траектории движения околоземного ИСЗ, был предложен в [8], где околокруговая орбита рассматривается как результат относительно малых возмущений исходной круговой орбиты. При этом решения дифференциальных линеаризованных уравнений полета КА на витке орбиты, рассматриваемые как функции времени, представляются гармоническим рядом Фурье. Это позволяет получить явное и наглядное описание реальной траектории полета КА и ее эволюции. Оно же обеспечивает основу анализа и управления различными конкретными ситуациями, возникающими в прикладной космической баллистике.

Ниже, используя упомянутый подход, рассматривается геометрическое описание и эволюция околоземной низковысотной орбиты (НВО). В качестве примера использования описания рассматривается реализация траектории полета КА, максимально приближенной к круговой.

## 1. Исходная система координат и вариации вектора состояния КА

Траекторию полета КА по околокруговой орбите можно описывать линеаризированными уравнениями возмущенного кругового движения КА. Для ее описания удобно использовать две системы координат. Первая из них, геоцентрическая, служит для описания исходного кругового движения центра масс КА вокруг Земли в целом. Вторая же система координат, объектоцентрическая STW, позволяет представлять движение центра масс КА в малом относительно текущей точки опорной круговой траектории. Обе системы координат – инерциальные (абсолютные).

Текущее положение КА задается радиус-вектором  $\vec{r}$  и углом *u*, отсчитываемым по направлению полета в плоскости орбиты от некоторого начального радиус-вектора  $\vec{r_0}$ . Основная ось системы *STW* направлена по текущему радиусвектору  $\vec{r}$ , ось *T* перпендикулярна оси *S*, направлена по вектору скорости КА  $\vec{v}$ и лежит в плоскости исходной круговой орбиты. Третья ось *W*, бинормаль, дополняет систему *STW* до правой.

Движение КА будем определять кинематическими начальными условиями (HУ), а именно: радиус-вектором КА  $\vec{r}_0$  и вектором его скорости  $\vec{v}_0$ , заданными в некоторой начальной точке движения  $u_0$ . Текущие элементы движения КА представляются векторами  $\vec{r}$  и  $\vec{v}$ , в совокупности образуя вектор состояния (ВС) КА. Аргументом ВС является либо текущий угол радиус-вектора тела (u), либо соответствующий ему момент времени (t). Связь между ними для исходного кругового движения, заданного НУ<sub>0</sub>, дается соотношением  $u = 2\pi t / p_0$ , где  $p_0$  есть период обращения КА по исходной круговой орбите.

Для компонент векторов НУ  $\vec{r}_0$ ,  $\vec{v}_0$ , введем обозначения:  $vr_0$  – радиальная составляющая скорости КА на круговой орбите;  $vu_0$  – трансверсальная составляющая скорости КА;  $z_0$  – координата КА по бинормали;  $vz_0$  – составляющая скорости КА по бинормали.

Приращения компонент вектора HV<sub>0</sub> создают околокруговую орбиту, отличающуюся от исходной круговой. Приращения HV<sub>0</sub> будем задавать в системе координат STW и обозначать величинами  $dr_0$ ,  $du_0$ ,  $dvr_0$ ,  $dvu_0$ ,  $dz_0$  и  $dvz_0$ . Далее, определим безразмерные приращения компонент HV<sub>0</sub> (кроме составляющей  $du_0$ ), где величины  $dr_0$ ,  $dz_0$  нормируются по модулю радиус-вектора  $|\vec{r}_0|$ , а компоненты вектора скорости  $dvr_0$ ,

 $dvu_0, dvz_0 -$  по модулю вектора круговой скорости  $|\vec{v}_0|$ . Нормированные компоненты приращений НУ<sub>0</sub> обозначим как  $dS_0, dW_0$  и  $dV_{S0}, dV_{T0}, dV_{W0}$ . Величина же  $du_0$  (дуга круга единичного радиуса) по определению безразмерна, и она будет обозначаться как  $dT_0$ . Итак, имеем:

$$dS_{0} = dr_{0} / \left| \vec{r}_{0} \right|, dT_{0} = du_{0}, dV_{S0} = dv_{r0} / \left| \vec{v}_{0} \right|, dV_{T0} = dv_{u0} / \left| \vec{v}_{0} \right|, dW_{0} = dz_{0} / \left| \vec{r}_{0} \right|, dV_{W0} = dv_{z0} / \left| \vec{v}_{0} \right|$$

Линеаризация уравнений движения позволяет представить околокруговое движение как малые поправки компонент текущего ВС опорной орбиты. При этом поправки – текущие координаты dr, du, dz и компоненты вектора скорости  $dv_r$ ,  $dv_u$ ,  $dv_z$  КА удобно представлять в той же нормировке безразмерными малыми величинами dS, dT, dW,  $dV_S$ ,  $dV_T$ ,  $dV_W$ , сняв индекс 0. Текущие элементы движения КА будут представляться безразмерными величинами:

$$r / |r_0| = 1 + dS; \ u = u + dT_0; \ v_r / |v_0| = 1 + dV_S; \ v_u / |v_0| = 1 + dV_T; \ z / |r_0| = dW;$$
  
 $v_z / |v_0| = dV_W.$ 

Далее, околокруговое движение дополнительно определяется суммой векторов текущих ускорений, действующими на КА, и размещенных в правых частях уравнений движения КА. Практически удобно иметь описание суммы возмущений, независимое от конкретного набора и вида ее членов.

### 2. Возмущающие ускорения и линеаризация движения КА

Полный вектор текущих ускорений  $\vec{g}$  определяется как векторная сумма ускорений центрального поля  $\vec{g}_0$ , формирующего исходную круговую орбиту КА, и текущих возмущающих ускорений  $d\vec{g}_0$ . Компоненты вектора возмущений  $d\vec{g}_0$  задаются в системе координат STW и являются малыми величинами  $dg_S, dg_T, dg_W$  относительно составляющих вектора  $\vec{g}_0$ . И здесь введем нормировку этих величин по модулю вектора  $|\vec{g}_0|$ . Тогда безразмерные величины  $dG_S, dG_T, dG_W$  станут поправками компонент вектора центрального поля.

При анализе влияния непрерывно действующих возмущений предполагается, что изменения возмущающих ускорений  $dg_S, dg_T, dg_W$  зависят лишь от параметров движения КА, но не зависят от времени. Кроме того, будем пренебрегать влиянием вариаций координат на сами величины возмущающих ускорений. В случае околокруговых орбит это определяет малость относительных изменений координат траектории КА на витке орбиты. Тогда компоненты вектора  $dg_0$  можно описывать гармоническими рядами Фурье:

$$dg_{S}(u) = dg_{S0} + \sum_{i=1}^{\infty} dg_{Si} \sin i(u - \varphi_{Si});$$
  

$$dg_{T}(u) = dg_{T0} + \sum_{i=1}^{\infty} dg_{Ti} \sin i(u - \varphi_{Ti});$$
  

$$dg_{W}(u) = dg_{W0} + \sum_{i=1}^{\infty} dg_{Wi} \sin i(u - \varphi_{Wi});$$
  
(1)

где величины  $dg_{s_0}, dg_{T_0}, dg_{W_0}$  и  $dg_{S_i}, dg_{T_i}, dg_{W_i}$  являются амплитудами постоянных составляющих и гармоник рядов, а величины  $\varphi_{S_i}, \varphi_{T_i}, \varphi_{W_i}$  представляют собой фазы этих гармоник.

Приведенные соглашения и ряды служат исходными данными для анализа влияния изменений компонент начальных условий и составляющих спектра гармоник на вариации текущих координат и компонент скорости КА. Анализ, проделанный ранее [8], охватывал ограниченные случаи влияния изменений начальных условий и двух первых членов разложений (1). Поэтому авторами было проведено дополнительное исследование в полном объеме, охватившем все остальные возможные ситуации. В результате была получена сводка явных выражений для полных вариаций компонент текущего ВС КА, возникающих при изменениях НУ и возмущающих ускорениях. Эти выражения позволяют анализировать частные эффекты, возникающие при появлении отдельных изменений НУ и ускорений, возникающих от различных причин. Тогда суммарный итог воздействия всех причин всегда может быть найден как сумма всех частных эффектов.

### 3. Влияние вариаций НУ на полет КА

Вначале рассмотрим вариации текущих характеристик движения КА, соответствующие изменениям НУ. Здесь далее ограничимся случаем плоскости орбиты, поскольку он для прикладных приложений в основном и характеризует требуемую траекторию КА. Обращаясь к формулам вариаций элементов движения КА, можно усмотреть, что они описывают спектр, содержащий постоянные и гармонические функции основной (первой) частоты, отмеченные левыми индексами k и s1. Кроме того, дополнительно по координате T возникает линейный уход угловой координаты радиус-вектора (так называемый вековой член, отмеченный левым индексом v). Анализ дает формулы в компактном виде, описывающие равномерное обращение КА по новой средней круговой орбите радиуса r, отличающегося от исходного  $r_0$ .

$$dS = 2(dS_{0} + dV_{T0}) - A_{ST} \cos(u + \Phi_{ST}) = {}_{k}a + {}_{s1}a;$$
  

$$dT = (dT_{0} - 2dV_{S0}) - 3(dS_{0} + dV_{T0})u + 2A_{ST} \sin(u + \Phi_{ST}) = {}_{k}a + {}_{v}a + {}_{s1}a; (2)$$
  

$$dV_{S} = A_{ST} \sin(u + \Phi_{ST}) = {}_{s1}a;$$
  

$$dV_{T} = -(dS_{0} + dV_{T0}) + A_{ST} \cos(u + \Phi_{ST}) = {}_{k}a + {}_{s1}a,$$

где: 
$$A_{ST} = \sqrt{dV_{S0}^2 + (dS_0 + 2dV_{T0})^2}$$
;  $tg\Phi_{ST} = \frac{dV_{S0}}{(dS_0 + 2dV_{T0})^2}$ 

На этой средней орбите КА имеет измененный, но постоянный период обращения p, отличающийся от исходного  $p_0$  на величину  $dp = p - p_0$ . Новая постоянная угловая скорость, с которой КА движется по этой средней круговой орбите, представлена вековым членом  $_va$  в координате dT. Далее, появляются гармонические колебания текущих характеристик движения по осям *STW*, имеющие тот же результирующий период обращения p. Эти колебания имеют амплитуды и фазы, определяемые изменениями компонент вектора исходных НУ, и они суммируются с новой средней круговой орбитой.

Изменение периода dP (в нормировке по  $p_0$ ), определяется двумя компонентами возмущений НУ и равно  $dP=dp/p_0=3(dS_0+dV_{T0})$  [8]. Следовательно, формировать и корректировать нужный период обращения КА можно, задавая изменения лишь этих двух компонент начальных условий  $dS_0$ ,  $dV_{T0}$ . При этом текущий ВС дополнительно приобретет гармонические колебания с периодом обращения КА р и своими амплитудами и фазами.

Выделим практически интересный случай, когда в НУ вектор координат  $\vec{r}_0$  постоянен, а изменяется лишь вектор скорости  $\vec{v}_0$ . Влияние изменений компонент  $d\vec{v}_0$ на траекторию полета и период обращения КА показано на рис. 1. Здесь изменение периода обращения dP возникает за счет компоненты  $dV_{T0}$ , а вариация компоненты  $dV_{s0}$  его не изменяет. Кроме того, в обоих случаях появляются дополнительные гармонические колебания составляющих радиус-вектора основной частоты, а их модули и фазы определяются изменениями компоненты скорости  $dV_{T0}$  и координатой точки проведения коррекции  $dS_0$ .



Рис. 1. Влияние изменений компонент вектора скорости на орбиту

## 4. Влияние постоянных возмущающих ускорений на полет КА

Теперь перейдем к анализу эффектов, вызываемых составляющими спектра возмущающих ускорений (1). Сначала рассмотрим случай воздействия постоянных составляющих. Можно показать, что возникающие вариации характеристик движения КА, приведенные к компактной форме, имеют вид:

$$dS = dG_{s0} + 2dG_{T0}u + A_{GST0}\sin(u + \Phi_{GST0} + \pi) = {}_{k}a + {}_{v}a + {}_{s1}a;$$
  

$$dT = 4dG_{T0} + [-2dG_{s0}u - 1, 5dG_{T0}u^{2}] + 2A_{GST0}\sin(u + \Phi_{GST0} + 1, 5\pi) = {}_{k}a + {}_{v}a + {}_{s1}a; (3)$$
  

$$dV_{s} = 2dG_{T0} + A_{GST0}\sin(u + \Phi_{GST0} + 1, 5\pi) = {}_{k}a + {}_{s1}a;$$
  

$$dV_{T} = -dG_{s0} - dG_{T0}u + A_{GST0}\sin(u + \Phi_{GST0}) = {}_{k}a + {}_{s1}a,$$

где 
$$A_{GSTO} = \sqrt{dG_{S0}^2 + (2dG_{T0})^2}; tg\Phi_{GST0} = \frac{dG_{S0}}{2dG_{T0}}$$

Из формул (3) видно, что они снова описывают движение КА по некоторой средней орбите с новым радиусом r и периодом p, а ее форма в общем случае с течением времени различна и зависит от вида возмущения (Рис. 2).



Рис. 2. Влияние постоянных ускорений на орбиту

Действие радиального постоянного ускорения  $dG_{50}$  изменяет период обращения лишь на постоянную величину, равную  $P=2dG_{50}$ . Напротив, постоянное касательное ускорение  $dG_{T0}$  вызывает изменение текущего периода обращения, для одного витка равного  $P=6\pi dG_{T0}$  и возрастающего линейно.

Дополнительно на эту среднюю, возможно, нестационарную околокруговую орбиту и здесь накладываются гармонические колебания текущих характеристик движения с основной частотой. Эти колебания имеют измененный постоянный или же линейно меняющийся период обращения *p* и обладают собственными постоянными амплитудами и фазами.

Практически интерес представляет случай, когда тангенциальная компонента  $dG_{T0}=0$ , а радиальная составляющая  $dG_{50}\neq0$ . Тогда орбита оказывается околокруговой с новым, измененным, но постоянным радиусом r, периодом обращения p, и дополненная первой гармоникой с постоянной амплитудой. Сравнение выражений (2) и (3) показывает, что амплитуда первой гармоники, вызываемой действием компоненты  $dG_{50}$  прямо пропорциональна первой гармонике, вызванной влиянием изменения компоненты начальных условий  $dV_{70}$ . Если возмущения  $dG_{50}$  и  $dV_{70}$  действуют одновременно, то частные эффекты, вызванные ими, суммируются. Дополнительно заметим, что если  $2dV_{70}=dG_{50}$ , то амплитуды гармоник равны. Следовательно, действие постоянного возмущающего ускорения  $dG_{50}$  на текущие элементы движения КА в принципе может компенсироваться специально подобранным изменением значения величины и точки приложения компоненты  $dV_{70}$  НУ.

# 5. Влияние гармоник возмущающих ускорений на полет КА

Рассмотрев влияние постоянной части спектра возмущающих ускорений, перейдем к случаю воздействия его гармонических составляющих. Соответствующий анализ показывает, что в плоскости орбиты вариации элементов движения КА имеют громоздкий, но, в общем-то, аналогичный вид. Преимущественно элементы движения представлены гармониками основной и высших частот, амплитуды и фазы которых определяются ам-

плитудами и фазами гармоник возмущающих ускорений в различных комбинациях. Однако качественно влияние разных составляющих спектра весьма неравнозначно.

Поэтому среди них, прежде всего, выделяется влияние первых (основных, i=1) гармоник возмущающих ускорений  $dG_{S1}$ ,  $dG_{T1}$ , выделенными своими резонансными эффектами. Полные формулы просты, но громоздки. Поэтому здесь ограничимся упрощенной записью вариаций радиус-вектора текущего КА и вариациями одних координат (остальные выражения совершенно аналогичны). Тогда имеем:

$$dS_{i} = A_{0} + A_{1}u\sin(u + \Phi_{1}) + A_{2}\sin(u + \Phi_{2}) = {}_{k}a + {}_{sm}a + {}_{s1}a;$$

$$dT_{i} = B_{0} + B_{1}u + B_{2}u\sin(u + \Psi_{2}) + B_{3}\sin(u + \Psi_{3}) = {}_{k}a + {}_{v}a + {}_{sm}a + {}_{s1}a,$$
(4)

где постоянные величины  $A_j$ ,  $\Phi_j$ ,  $B_j$ ,  $\Psi_j$  определяются различными сочетаниями амплитуд и фаз первых гармоник составляющих спектра ускорений.

Из выражений (4) следует, что в составе вариаций текущих элементов движения кроме составляющих, имевшихся ранее, появляются новые, смешанные (резонансные или секулярные) члены *sma*. Они представляют собой колебания элементов с основной частотой, амплитуда которых с течением времени линейно растет, и орбита КА теряет свою стационарную форму. То есть орбита приобретает динамически нарастающий эллиптический характер (изменяющуюся форму), но при неизменном периоде. При воздействии одного радиального ускорения  $dG_{S1}$  период обращения p остается равным исходному периоду  $p_0$ . При этом амплитуда основной гармоники с течением времени линейно растет, а ее приращение за один виток равно  $dS_1=0,5dG_{S1}$ . Напротив, действие лишь одного ускорения  $dG_{T1}$  изменяет период обращения  $p_0$  на постоянную величину, равную  $dP=3dG_{T1}\cos(\varphi_{T1})$ . Эксцентриситет и здесь растет, но рост амплитуды первой гармоники за виток равен  $dS_1=dG_T$ . В случае одновременного воздействия  $dG_{S1}$  и  $dG_{T1}$  их эффекты суммируются (Рис. 3).



Рис. 3. Влияние 1-й гармоники ускорений на орбиту

Далее, для высших гармоник с номерами *i*=2, 3 общие формулы в упрощенной записи также сводятся к выражениям вида:

$$dS = A_0 + [A_1 \sin(u + \Phi_1)] + [A_2 \sin i(u + \Phi_2)] = {}_k a + {}_{s1}a + {}_{si}a;$$
  

$$dT = B_0 + B_1 u + [B_2 \sin(u + \Psi_2)] + [B_3 \sin i(u + \Psi_3)] = {}_k a + {}_v a + {}_{s1}a + {}_{si}a,$$
(5)

где величины  $A_j$ ,  $\Phi_j$ ,  $B_j$ ,  $\Psi_j$  имеют тот же смысл, что и ранее. Видно, что теперь смешанные члены отсутствуют, а движение КА приобретает стационарный характер. То есть движение КА является суммой колебаний с кратными частотами, начиная с  $i \ge 2$ . Оно происходит по средней орбите с постоянным периодом p. Этот период может отличаться от исходного на некоторую константу, определяемую суммой значений постоянных вида  $[dP_i=3i^{-1}dG_{Ti}cosi\phi_{Ti}]$ . Все гармоники имеют различные, но постоянные амплитуды и фазы, однако амплитуды этих гармоник с ростом номера i резко убывают и при i > 2 с ростом номера быстро становятся незаметными.

## 6. Пример анализа спектра возмущений и управления траекторией КА

Как следует из предыдущих разделов, знание рассмотренных выше частных эффектов действия возмущающих ускорений позволяет интерпретировать эволюцию возмущенной траектории полета КА. Ключом к контролю траектории КА является знание комплексного спектра возмущений. Если спектр возмущений и эволюция орбиты КА определены, то использование частных эффектов, вызываемых вариациями НУ, позволяет в некоторых пределах изменять форму траектории его полета.

Ниже, в этом разделе, на примере орбиты КА космического радиолокационного наблюдения рассмотрим схему анализа эволюции орбиты низковысотного КА, а также изменения ее формы в желаемом направлении. Для таких орбит наиболее удобны круговые орбиты с постоянной геоцентрической высотой  $R_0$ , обеспечивающие наиболее стабильные условия работы целевой аппаратуры. На протяжении недели такая орбита практически определяется лишь гравитационным полем Земли. Однако вследствие возмущений строго круговая орбита нереализуема, и на практике как приближенные к оптимальным приходится использовать околокруговые орбиты.

Для  $R_0$  фигуры Земли, представленной общеземным эллипсоидом (ОЗЭ), и радиуса опорной круговой орбиты  $R_0$  возмущающие ускорения известны [9]:

$$dG_{s} = \frac{dg_{s}}{g_{R_{0}}} = -\frac{9}{4}C_{20}\left(\frac{R_{3}}{R_{0}}\right)^{2} [\sin^{2}i - \frac{2}{3}] - \frac{9}{4}C_{20}\left(\frac{R_{3}}{R_{0}}\right)^{2} \sin^{2}i \cdot \cos(2u) = dG_{s0} + dG_{s2};$$

$$dG_{T} = \frac{dg_{T}}{g_{R_{0}}} = -\frac{6}{4}C_{20}\left(\frac{R_{3}}{R_{0}}\right)^{2} \sin^{2}i \cdot \sin(2u) = dG_{T2};$$

$$dG_{W} = \frac{dg_{W}}{g_{R_{0}}} = -\frac{6}{4}C_{20}\left(\frac{R_{3}}{R_{0}}\right)^{2} \sin 2i \cdot \sin(u) = dG_{W1}.$$
(6)

Поведение ускорений на витке околокруговой солнечно-синхронной орбиты (ССО) с наклонением  $i_0=97,6^\circ$ , кратностью 15 витков за солнечные сутки и драконическим периодом 96 мин показаны на рис. 4, где ускорения даны в единицах мм/с<sup>2</sup>,  $R_0 = 6945,033$ км,  $R_3 = 6378,136$ , а i – наклонение орбиты.


Рис. 4. Ускорения, формируемые ОЗЭ на ССО

Привязка фазы и амплитуды ускорений к географическим координатам отмечена изменением текущей широты КА (показано точками в масштабе  $\pm 90^{\circ}$ ). Характеристики полета КА для принятой модели Земли (ОЗЭ) имеют аналогичный вид. Они представлены компонентами радиус-вектора dS, dT и находятся подстановкой выражений в общие формулы для вариаций текущих элементов движения КА:

$$dS = \frac{dr}{r_0} = \frac{3}{4} C_{20} \left(\frac{R_e}{r_0}\right)^2 \{ [2 - \sin^2(i)] + [\frac{4}{3}\sin^2(i) - 2]\cos(u) - \frac{1}{3}\sin^2(i)\cos(2u) \} = {}_k a + {}_{s1}a + {}_{s2}a;$$
(7)  
$$dT = \frac{du}{v_0} = \frac{3}{4} C_{20} \left(\frac{R_e}{r_0}\right)^2 \{ [2 - \frac{4}{3}\sin^2(i)] \cdot \sin(u) - \frac{\sin^2(i)}{12}\sin(2u) \} = {}_{s1}a + {}_{s2}a.$$

Видно, что спектр возмущающих ускорений ограничен и включает лишь одну постоянную составляющую  $dG_{s0}$  и две вторых гармоники  $dG_{s0}$ . Выражения (6), (7) демонстрируют физику трансформации круговой орбиты, первоначально заданной

НУ0, рассчитанными для центрального поля и при нужном драконическим периоде, в околокруговую. При переходе к полю ОЗЭ составляющая  $dG_{50}$ , по выражениям (4), (6), изменит драконический период исходной круговой орбиты. Также компонента  $dG_{50}$  вызовет появление первой гармоники колебаний радиус-вектора, что придаст измененной орбите эллиптический характер. Наконец, поведение модуля радиусвектора дополнится второй гармоникой за счет ускорений  $dG_{52}$ , что следует из (6). При этом амплитуда первой гармоники преобладает и формирует эллиптический характер траектории КА в целом. Так как все гармоники ускорений однозначно заданы параметрами ОЗЭ, то для выбранной орбиты получющиеся колебания радиусвектора также однозначно определены. Поэтому все они постоянны по амплитуде, а их фазы всегда привязаны к экватору Земли.

Ранее, в разделе 4, отмечалось, что изменение исходных НУО позволяет компенсировать действие постоянного возмущающего ускорения  $dG_{50}$ . Следовательно, можно вернуться к исходному периоду  $P_0$  и устранить первую гармонику. В результате в спектре орбиты останется лишь некомпенсированная вторая гармоника, а траектория КА получит новую стабильную форму, полностью определенную принятой моделью Земли и исходным драконическим периодом обращения. Таким образом, целенаправленная коррекция начальных условий, воздействуя на спектр колебаний характеристик движения КА, фактически управляет формой траектории КА.

Для приведенного примера опишем пошаговую процедуру получения околокруговой ССО для состава возмущений, показанных на рис. 4:

1. Для центрального поля Земли и требуемого периода  $P_0$  по известным формулам находим радиус круговой орбиты  $r_0$ , модуль круговой скорости  $|v_0|$  и НУО в восходящем узле (в точке (r0,0,0)) для наклонения орбиты *i*.

2. Для НУО, задав модель ОЗЭ, рассчитываем орбиту КА, находим драконический период  $P_{dr}$  и его отклонение  $dp_{dr}=p_{dr}-p_0$  от заданного значения  $P_0$ ;

3. По соотношению  $|dv_0|/|v_0| = dp_{dr}/3p_0$  находим поправку вектора скорости  $|dv_0|$ , и корректируем компоненты НУ, найденные ранее по п. 1.

4. Используя НУ, полученные по п. 3, проверяем прогнозом равенство  $pdr = p_0$ . При его нарушении уточняем модуль скорости  $|dv_0|$ , повторяя п. 2–4.

На рис. 5 показан результат коррекции орбиты, где радиус исходной круговой орбиты  $R_0$  на витке показан белым цветом, текущий радиус-вектор измененной орбиты – синим, а восстановленный – зеленым. Для наглядности добавлены три последовательных шага (желтым), показывающих постепенное восстановление периода и компенсацию первой гармоники траектории КА.

Пример, приведенный выше, показывает принципы использования спектрального подхода в задаче анализа и управления формой траектории. При этом модель возмущений намеренно взята максимально простой, чтобы наглядно продемонстрировать собственно саму логику решения задачи. На практике, конечно, модель возмущений будет всегда более содержательна, что потребует проведения дополнительных операций.

Так практически всегда необходимо учитывать высшие гармоники разложения гравитационного потенциала вплоть до порядка и индекса  $n, m=8\div16$ , а иногда и выше. Правда, значения всех остальных коэффициентов ряда потенциала на два-три порядка меньше величины его первого члена  $C_{20}$ , и с ростом значений порядка и индекса они быстро убывают. Следовательно, учет высших членов ряда при n>2 и m>0 будет вносить в найденное ранее поведение элементов движения КА малые поправки того же порядка, а изменения будут проявляться лишь на десятках витков низковысотных орбит (то есть за сутки или за несколько суток).



Рис. 5. Пошаговая компенсация 1-й гармоники радиус-вектора

Физически эти поправки порождаются экваториально и меридиональной несимметрией реальной фигуры Земли. Поэтому для орбит с ненулевым наклонением составляющая  $dG_{50}$  будет зависеть от Гринвичской долготы начала каждого текущего витка. Это приведет к тому, что на протяжении полных суток (15 витков орбиты) значение драконического периода текущего витка орбиты (*P*) будет периодически колебаться с двойной частотой, отражая экваториальное сжатие Земли. В результате этот эффект потребует своего учета и, возможно, дополнительной коррекции величины модуля скорости  $|dv_0|$ .

Далее, меридиональная несимметрия фигуры Земли вызовет появление возмущающих ускорений  $dG_{S1}$  и  $dG_{T1}$  и, как следствие, прогрессивно нарастающей эллиптичности орбиты. Следовательно, придется прибегать к проведению периодически повторяющейся коррекции движения КА. Задачей такой коррекции будет являться компенсация амплитуды и фазы текущей 1-й гармоники радиус-вектора, вызванной действием возмущающих ускорений  $dG_{S1}$  и  $dG_{T1}$  в некоторый момент времени. Эту компенсацию, как было показано в разд. 3, можно получить, изменяя компоненты текущего ВС КА  $dS_0$ ,  $dV_{S0}$  и  $dV_{T0}$  таким образом, чтобы создать вектор другой 1-й гармоники, противоположный 1-й, но при условии неизменности драконического период обращения.

К сожалению, в рамках данной статьи нет возможности рассмотреть эти и другие вопросы и приходится ограничиться сказанным.

#### Заключение

Показано последовательное использование линеаризированных уравнений движения с применением спектральных представлений правых частей этих уравнений и кинематики текущего движения КА на возникающей не кеплеровой НВО. С их помощью продемонстрировано наглядное геометрическое описание траекторий КА, используемых в прикладной околоземной космонавтике.

Представляется, что оно может быть полезным при формировании орбит с заданными геометрическими характеристиками и может найти свое применение в технологии управления маневрами группировок КА в ходе их использования на интенсивно используемых и перегруженных околоземных орбитах.

### Список литературы

1. Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа Аркон-1 / В.В. Ефанов, В.И. Семункина, С.В. Шостак // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. – № 1. – С. 46–52.

2. Требования к навигационному обеспечению радиолокатора с синтезированной апертурой в режиме бистатической интерферометрической съемки / К.А. Занин // Космонавтика и ракетостроение, 2014. – Вып. 1 (74). – С.164–169.

3. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений / А.Е. Евграфов, В.Г. Поль // Вестник НПОЛ, 2015. – № 2. – С. 19–25.

4. Основные принципы координатной привязки изображений, полученных с помощью космического радиолокатора с синтезированной апертурой / А.В. Балиев, К.А. Занин, А.С. Митькин // Космонавтика и ракетостроение, 2015. –№ 1 (83). – С. 164–169.

5. К вопросу космической интерферометрической съемки рельефа земной поверхности радиолокатором синтезированной апертуры / А.Е. Евграфов, В.Г. Поль // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2014. – № 4. –С. 44–49.

6. К вопросу о построении при проведении интерферометрической съемки / А.Г. Лобанов, В.И. Семункина // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. – № 5(16). – С. 41–46.

7. Эволюция почти круговых орбит под влиянием зональных гармоник / Б.В. Кугаенко, П.Е. Эльясберг // Космические Исследования, 1968. – Т. VI. – Вып. 2.

8. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965. – 540 с.

9. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990. – 310 с.

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕТОДАМИ ТЕОРИИ ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Л.А. Макриденко, В.Я. Геча (АО «Корпорация «ВНИИЭМ») Н.И. Сидняев, В.В. Онуфриев, С.А. Говор (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Аннотация: в статье предложена методика проведения испытаний с использованием теории планирования эксперимента. Априорно выбирается одно из требуемых сочетаний высоты и скорости полета, устанавливаются соответствующие значения параметров космической среды перед спутником и в вакуумной камере. В этих условиях снимается расходная характеристика электроракетного двигателя – зависимость его параметров от удельной тяги. После этого меняется высота (или скорость) полета космического аппарата, соответственно корректируются параметры воздуха на баллистической траектории спутника и в барокамере вновь снимается дроссельная характеристика и т. д. Испытания сводятся к серии однофакторных экспериментов, в каждом из которых изучается влияние удельного расхода двигателя при постоянстве остальных определяющих параметров. Ключевые слова: космический аппарат, двигатель, планирование эксперимента, расходные характеристики, тяга, испытания, точка плана, уравнение, наблюдения.

#### Введение

Новой, быстро развивающейся отраслью электроракетного двигателестроения является космическое двигателестроение, объединяющее проектирование, отработку и изготовление космических двигательных установок. Электрическими двигательными установками (ЭДУ) принято называть двигательные установки космических летательных аппаратов (КЛА), предназначенные для выполнения в условиях космического полета баллистического маневра [1]. При полетах КЛА по орбитам спутников небесных тел или по межпланетным траекториям создание необходимых управляющих сил и моментов с целью сохранения параметров орбит (траекторий) и заданного положения спутника в космическом пространстве. При околопланетных полетах изменение скорости КЛА с целью перевода их с одной орбиты на другую, коррекции орбит, сближения и стыковки аппаратов, обеспечения посадки КЛА на небесные тела, взлета с них и т. п. При межпланетных перелетах сообщение КЛА необходимых приращений скорости для ухода из сферы действия небесных тел, перевода КЛА с межпланетной орбиты на орбиту спутника небесных тел и другие операции. В современных ЭДУ используется реактивный принцип создания движущей силы. Характерным элементом ЭДУ является двигатель, в котором подводимая энергия преобразуется в кинетическую энергию истекающего рабочего вещества, и сила реакции, возникающая при истечении, непосредственно является движущей силой (силой тяги) [2]. Широкое применение в современных КЛА получили двигательные установки с химическими и газовыми реактивными двигателями. В химических двигателях запасенное на борту топливо является одновременно источником энергии и источником рабочего вещества, а специальные системы преобразования и рассеяния энергии отсутствуют. Рабочий процесс химических двигателей складывается из двух

основных стадий: сначала в камере сгорания химическая энергия топлива преобразуется в тепловую энергию газообразных продуктов сгорания, а затем в сопле тепловая энергия переходит в кинетическую энергию реактивной струи газов. Возможные значения эффективной скорости истечения в химических двигателях ограничены как сравнительно малой энергией химических связей, так и высокой молекулярной массой продуктов сгорания. Достижимые эффективные скорости истечения в химических двигателях не превышают 4,5-5,0 км/с. К настоящему времени электроракетные двигатели нашли применение в системах ориентации и коррекции различных КЛА [2]. Как в России, так и за рубежом неоднократно проводились летнокосмические испытания ЭРД различных классов, на ряде космических объектов ЭРД выполняли рабочие функции. Предусматривается использование ЭРД в перспективных маршевых двигательных установках. Проведенные разработки и летнокосмические испытания выявили ряд преимуществ ЭРД по сравнению с двигателями других классов, применяемыми для решения сходных задач, например, по сравнению с газовыми реактивными системами и микро-ЖРД. Для ряда практически важных задач ЭРД по существу не имеют конкурентов [2]. Их основные преимущества, подтвержденные в процессе исследований и разработок, состоят в следующем: высокий удельный импульс, большой ресурс, возможность большого числа включений - до 100-120 и выше, предельно малый единичный импульс – до 10 дин<sup>-с</sup> и др. Достигнутый к настоящему времени уровень характеристик ЭРД не является пределом возможного, работы по дальнейшему более углубленному исследованию ускорителей и двигателей продолжаются. На новом этапе исследований можно ожидать дальнейших успехов: расширения диапазона стабильной работы ускорителей с высокой эффективностью и низким уровнем колебаний, появления новых разновидностей ускорителей, обладающих принципиально важными преимуществами. Полученные в настоящее время результаты послужили научным фундаментом, на базе которого были созданы принципиально новые высокоэффективные классы перспективных космических электроракетных двигателей.

#### Постановка задачи. Методы исследований

Программа испытаний опытного электроракетного двигателя обычно включает экспериментальное определение сетки его орбитальных характеристик (ОХ) во всем диапазоне условий полета.

Результаты такого эксперимента необходимы для анализа летно-технических данных спутников, поскольку расчетные орбитальные характеристики двигателя, используемые на первых этапах создания спутника, не всегда в полной мере отражают действительное влияние условий полета. Такие, часто весьма существенные, полетные факторы как изменение плотности во всех элементах проточной части, нарушение геометрического подобия из-за термических и упругих деформаций деталей, изменение действительных характеристик системы регулирования и ограничения режимов и ряд других, учитываются в расчетах недостаточно полно, даже если используемая математическая модель идентифицирована по результатам земных стендовых испытаний двигателя [2].

Орбитальные характеристики двигателя определяются путем измерения его параметров на различных режимах на специальном высотном стенде, позволяющем создать тягу в двигателе  $p_{\rm B}^*$  и расход топлива  $G_{\rm B}^*$ , равные их значениям в полете на заданной высоте *H* с заданной скоростью *V* (числом Maxa – *M*), а за соплом двигателя (в барокамере) – давление  $p_{\rm H}$ , равное атмосферному давлению на этой высоте.

Традиционная методика проведения испытаний сводится к следующему. Выбирается одно из требуемых сочетаний высоты и скорости полета, устанавливаются соответствующие значения параметров космической среды перед спутником и в вакуумной камере и в этих условиях снимается дроссельная характеристика двигателя – зависимость его па-

раметров от удельной тяги  $p_{\rm B}^*$ . После этого меняется высота (или скорость) полета кос-

мического аппарата, соответственно корректируются параметры воздуха на баллистической траектории спутника и в барокамере вновь снимается дроссельная характеристика и т. д. Другими словами, испытания сводятся к серии однофакторных экспериментов, в каждом из которых изучается влияние удельного расхода двигателя при постоянстве остальных определяющих параметров [3]. При таком подходе для получения сетки баллистических характеристик двигателя на различных режимах требуется определить (в зависимости от заданного диапазона условий полета) не менее 8–10 дроссельных характеристик, на каждой из которых обычно снимается 5–6 точек при разных удельных тягах. Объем эксперимента получается достаточно большим. Между тем испытания по определению высотно-скоростных характеристик по своему существу представляют задачу, при решении которой возможно эффективное использование методов теории планирования эксперимента (ТПЭ), позволяющих получить требуемые результаты при существенном сокращении необходимого числа опытов [4].

Основной особенностью всех методов ТПЭ, как известно, является многофакторный подход к проведению эксперимента, предусматривающий не поочередное, а одновременное изменение от точки к точке всех действующих факторов. Разработанные в теории метода составления оптимальных планов многофакторного эксперимента позволяют выбрать для проведения опытов наиболее информативные сочетания значений определяющих факторов и обоснованно назначить число опытов, необходимое и достаточное для получения результата с требуемой полнотой и точностью.

Результаты опытов, проведенных в соответствии с многофакторным планом, обрабатываются так, чтобы по измеренным величинам определить коэффициенты уравнения регрессии заранее выбранного вида (обычно полинома) и получить таким образом математическое описание зависимости изучаемых параметров или характеристик объекта (функций отклика) от определявших факторов и их взаимодействий [5].

Применительно к рассматриваемой задаче определения баллистических параметров многофакторного плана эксперимента означает, что при испытаниях на высотном стенде от точки к точке надо менять не только тягу двигателя, как при традиционном подходе, но одновременно и параметры, характеризующие высоту и скорость полета. Первичные результаты испытания при этом не представляют собой каких-либо характеристик, а являются набором экспериментальных точек, соответствующих различным сочетаниям H, V и  $p_{\rm B}^*$ , из которых искомые характеристики определяются только после специальной математической обработки. Реализация такого подхода к ответственному и дорогостоящему эксперименту на двигателе требовала преодоления известного психологического барьера, поскольку это противоречило прочно установившейся и проверенной многолетней практикой методике высотных испытаний.

Впервые методы теории планирования эксперимента были использованы при испытании на высотном стенде турбореактивного двигателя, для которого согласно программе требовалось определить изменение основных параметров в зависимости от тяги дви-

гателя ( $p_{B}^{*}=1-5$  гр.) в диапазоне высот 200–250 км при постоянном числе *M* полета [6].

Указанные условия означали, что при испытаниях температура торможения на входе в двигатель должна была сохраняться постоянной, а изменение высоты полета имитировалось изменением полного давления воздуха на входе, причем во всех

условиях соответственно величине  $p_{\rm B}^*$  требовалось изменять и давление в барокаме-

ре  $p_{\mu}$ , сохраняя постоянным зависящее от числа *M* полета отношение  $p_{\mu}^*/p_{\mu}$ .

Поэтому в качестве факторов были выбраны две независимые, управляемые и хорошо контролируемые величины – удельная тяга  $p_{\rm B}^*$  и полное давление воздуха  $p_{\rm H}$ . Функциями отклика являлись основные параметры двигателя – реактивная тяга и расход топлива.

Анализ ранее полученных экспериментальных, а также расчетных высотных характеристик показал, что исследуемые зависимости в указанных диапазонах изменения факторов могут быть хорошо аппроксимированы параболой. Исходя из этого, для проведения опытов был принят двухфакторный композиционный ротатабельный план второго порядка [6, 7], состоящий, как известно, из девяти точек (опытов), расположенных в факторной плоскости в вершинах квадрата, в центре и на осях координат на расстоянии «звездного» плеча [8]  $\alpha = \sqrt{2} \approx 1,414$  от центра (рис.1).

Связь между физическими значениями факторов в точках плана  $p_{H}(z_1)$  и  $p_{B}^{*}(z_2)$  и их безразмерными (кодированными) значениями  $x_1$  и  $x_2$  определяется из соотношения:

$$x_i = \frac{z_i - z_{i0}}{\Delta z_i},$$

где  $z_{i0} = (z_{i\max} + z_{i\min})/2$  – нулевое значение и  $\Delta z_i = (z_{i\max} - z_{i\min})/2$  – интервал варьирования. В соответствии с обычной методикой и по аналогии с первой задачей в качестве факторов – их в данном случае три – были приняты тяга *P*, высота *H* и число Маха *M* полета (табл. 1). Диапазон изменения этих величин был задан программой: *H*=200÷250 км; *M*=22÷25; *p*=1÷1,5 г.. Вводятся новые переменные: *X*<sub>1</sub>=*H*; *X*<sub>2</sub>=*M*; *X*<sub>3</sub>=*p*.

### Таблица 1

ФАКТОРЫ	$X_1$	<i>X</i> <sub>2</sub>	<i>X</i> <sub>3</sub>
Основный уровень (нулевой)	225	23,5	1,25
Нижней уровень (-1)	200	22	1
Верхний уровень (+1)	250	25	1,5
Шаг варьирования	25	1,5	0,5

Диапазоны изменения факторов





Рис. 1. Линии уровня при фиксировании первого фактора – высоты



Рис. 2. Линии уровня при фиксировании второго фактора – число Маха

x3= const



Рис. 3. Линии уровня при фиксировании третьего фактора – тяги

Далее осуществляется переход к кодированным переменным:

$$x_1 = \frac{X_1 - 225}{25}, x_2 = \frac{X_2 - 23, 5}{1, 5}, x_3 = \frac{X_2 - 1, 25}{0, 5}.$$

Постулируемая модель представлена в виде полинома:

$$y = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + b_3 x_3 + b_{12} x_1 x_2 + b_{13} x_1 x_3 + b_{123} x_1 x_2 x_3,$$

где *у* – расход в мг/с. Для этого полинома необходимо найти неизвестные коэффициенты. Соответственно строится матрица плана с дублированным экспериментом (табл. 2).

$x_0$	$x_1$	<i>x</i> <sub>2</sub>	<i>x</i> <sub>3</sub>	$x_1 x_2$	$x_1 x_3$	$x_2 x_3$	$x_1 x_2 x_3$	$y_1'$	$y_1^{"}$
+	-	-	-	+	+	+	-	1,546	1,406
+	+	-	-	-	-	+	+	1,453	1,403
+	_	+	_	_	+	_	+	1,434	1,34
+	+	+	_	+	-	_	_	1,334	1,301
+	_	-	+	+	_	_	+	1,321	1,296
+	+	-	+	_	+	-	-	1,251	1,251
+	_	+	+	_	_	+	_	1,234	1,234
+	+	+	+	+	+	+	+	1,152	1,052

Кодированные факторы и их взаимодействия

$$b_i = \frac{\sum_{u=1}^{N} x_u y_u}{N};$$

3.7

 $y_1' = 1,341 - 0,043x_1 - 0,052x_2 - 0,101x_3 - 2,375 \cdot 10^{-3}x_1x_2 + 5,125 \cdot 10^{-3}x_1x_3 + 5,625 \cdot 10^{-3}x_2x_3 - 6,25 \cdot 10^{-4}x_1x_2x_3;$  $y_1'' = 1,285 - 0,034x_1 - 0,054x_2 - 0,077x_3 - 0,022x_1x_2 - 0,023x_1x_3 - 0,012x_2x_3 - 0,013x_1x_2x_3.$ 

Анализируя полученное уравнение регрессии, можно сделать вывод что межфакторное взаимодействие незначительное. Наибольшее воздействие на баллистический маневр оказывает высота, затем число Маха и тяга.

Матрица плана и вектор исходных данных при дублировании эксперимента имеет вид [8]:

	(1	-1	-1	-1	1	1	1	-1		(1,5)	١
	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	1		1,45	
	1	-1	1	-1	-1	1	1	1		1,4	
V -	1	1	1	0,5	1	0,5	0,5	-1		1,33	
Λ –	1	-1	0,5	1	-0,5	-1	-1	1	$, y_1 =$	1,3	ŀ
	1	1	-1	1	-1	1	1	-1		1,25	
	1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1		1,2	
	(1)	1	1	1	1	1	1	1		(1,15)	

Здесь 2 вершины заменены на точки с координатами (1; 1; 0,5) и (-1; 0,5; 1). Аналитическая зависимость, следующая:

 $y_2 = 1,323 - 0,028x_1 + 0,191x_2 + 0,152x_3 - 0,246x_1x_2 + 0,252x_1x_3 + 0,252x_2x_3 + 0,00025x_1x_2x_3$ 

Далее приведен пример построения ортогонального центрального композиционного плана (ОЦКП) второго порядка для *n*=2 (табл. 3).

x	Н, км	$p_{\scriptscriptstyle {\it e}}^{*}$ , кгс/см $^2$
$+\alpha$	250	0,672
+	270	0,62
0	280	0,445
_	290	0,27
-α	300	0,197

### Уровни плана и соответствующие факторы

Постулируется математическая модель вида:

$$\hat{y} = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + b_{12} x_1 x_2 + b_3 (x_1^2 - a) + b_4 (x_2^2 - a).$$

Вычисление коэффициентов регрессионной модели в этом случае производится по формуле:

$$b_i = rac{\sum\limits_{j=1}^{N} x_{ij} y_j}{\sum\limits_{j=1}^{N} x_{ij}^2}.$$

Параметры плана  $N_0 = 4, N = 9, \alpha = 1, 414, a = \frac{2}{3}, 1 - a = \frac{1}{3}, \alpha^2 - a = 1, 339,$  откуда

константа преобразования вычисляется следующим образом:

$$a = \sqrt{\frac{N_0}{N}} = \sqrt{\frac{2^n}{2^n + 2n + n_0}}.$$

В ОЦКП каждый фактор фиксируется в общем случае на пяти уровнях (- $\alpha$ , -1, 0, +1, + $\alpha$ ). В табл. 4 приведены кодированные и соответствующие им физические значения факторов в точках плана.

Коэффициенты полинома равны:

$$b_0 = 2, b_1 = 0, b_2 = 0,138, b_{12} = 0,5, b_3 = 1,5, b_4 = 0.$$
  
 $x_1 = \frac{H - 275}{10}$  и  $x_2 = \frac{p_B^* - 0,445}{0,175}.$ 

Уравнение принимает вид  $\hat{y} = 2 + 0,138x_2 + 1,5x_1x_2 + 1,5(x_1^2 - 0,67).$ 

Результаты измерений, проведенных в точках плана при незначительном отличии действительных значений факторов от указанных на рис. 4 и в табл. 4, были использованы для определения коэффициентов уравнений регрессии  $b_i$  по общим формулам, приведенным, например, в [7].

## Композиционный план

<i>x</i> <sub>0</sub>	$x_1$	<i>x</i> <sub>2</sub>	<i>x</i> <sub>1</sub> <i>x</i> <sub>2</sub>	$x_1^2$	$x_{2}^{2}$	у	ŷ
+	_	_	+	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{3}$	6	6,35
+	+	_	_	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{3}$	3	6,35
+	_	+	_	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{3}$	4	6,62
+	+	+	+	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{3}$	7	6,62
+	-1,414	0	0	$\frac{1}{3}$	$-\frac{2}{3}$	5	7,95
+	1,414	0	0	$\frac{1}{3}$	$-\frac{2}{3}$	5	8,01
+	0	-1,414	0	$-\frac{2}{3}$	$\frac{1}{3}$	1	6,93
+	0	1,414	0	$-\frac{2}{3}$	$\frac{1}{3}$	3	8,07
+	0	0	0	$-\frac{2}{3}$	$-\frac{2}{3}$	2	1,98



Рис. 4. Расположение «звездных» точек композиционного плана второго порядка для двух факторов

После проверки по *t*-критерию абсолютных значений полученных коэффициентов и исключения статистически незначимых членов (т. е. находящихся в пределах возможной погрешности их вычисления) уравнения регрессии были представлены в виде:  $R = f_1(p_{\scriptscriptstyle B}^*, H, M), \ G_T = f_2(p_{\scriptscriptstyle B}^*, H, M).$ 

Проверка по *F*-критерию показывает, что оба уравнения адекватно описывают результаты эксперимента. Заменив в уравнениях кодированные значения факторов физическими по соотношениям, получаем выражения, с помощью которых можно рассчитать сколь угодно подробную сетку высотных тяговых характеристик в исследованном диапазоне изменения давления воздуха и тяги. Для более наглядной прямой проверки уравнений регрессии можно дополнительно к точкам плана в условиях, соответствующих минимальной и максимальной высоте полета, обычным способом снять две дроссельные характеристики. При обычном подходе в данной задаче для получения результатов потребовалось бы снять не менее четырех дроссельных характеристик, т. е. провести примерно 20–25 опытов.

Таким образом, работа по многофакторному плану даже в рассмотренной простой задаче позволяет сократить необходимый объем эксперимента примерно вдвое (с учетом нескольких повторных опытов для оценки дисперсии воспроизводимости); при большем числе факторов эффективность методов ТПЭ будет еще большей. Возможность уменьшения необходимого числа опытов представляется весьма существенной, так как стоимость каждого часа испытаний на высотном стенде очень велика, она определяется не только расходованием электроэнергии, топлива и трудовыми затратами, но и выработкой ресурса двигателя.

Первые положительные результаты, полученные в этой работе, позволят перейти к применению методов ТПЭ при решении более сложной задачи – определении на высотном стенде сетки высотно-скоростных характеристик электроракетного двигателя.

Как и в первом случае, по характеру протекания расчетных высотно-скоростных характеристик ЭРД необходимо отметить, что для их описания достаточно уравнения второго порядка с взаимодействиями. Поэтому для реализации в эксперименте может быть использован ротатабельный композиционный план второго порядка, включаю-

щий 15 опытов при различных сочетаниях  $H, M, p_{\rm B}^*$  (рис. 5).

Следует отметить, что определение коэффициентов уравнения одновременно по всем снятым экспериментальным точкам, т. е. построение общей для всех снятых точек поверхности отклика, имеет важные преимущества по сравнению с построением обычных однофакторных зависимостей [8].



Рис. 5. Расположение точек почти *D*-оптимального насыщенного плана для трех факторов

Помимо известного из теории снижения дисперсии определения коэффициентов уравнения регрессии – повышения точности оценки влияния отдельных факторов и их взаимодействий, – при этом по величине остаточных разностей легко обнаруживаются выпадающие точки, где при измерениях или первичной обработке были допущены грубые ошибки. На кривых (дроссельных характеристиках), построенных по небольшому числу точек однофакторного эксперимента, такие ошибки могут остаться незамеченными, однако при перестроении характеристик, например по числу M или высоте при n=const, могут привести к неверным выводам [8]. В данной работе указанные соображения позволили устранить несколько ошибок и значительно уменьшить остаточную дисперсию.

Данные, полученные в этом эксперименте по 12 опытам, при традиционной методике потребовали бы снятия дроссельных характеристик по меньшей мере на трех-четырех значениях высоты и трех числах M на каждой из них, т. е. примерно втрое большего числа опытов [7].

При общем удовлетворительном соответствии можно отметить, однако, заметное отличие расчетных и прямых экспериментальных данных при малых значениях M на большой высоте при высоких частотах вращения; аналогичные расхождения были и в ряде других контрольных точек, соответствующих большим значениям приведенной частоты вращения.

Анализ материалов этого эксперимента показал, что в качестве фактора целесообразно выбирать не физическую, а удельную тягу  $p_{\rm B}^*$ , являющуюся критерием газодинамического подобия режима. Дело в том, что при использовании в качестве фактора физической частоты вращения при расчете OX по уравнению регрессии происходит, по существу, экстраполяция данных по удельной тяге, что всегда сопряжено со снижением точности. Такое положение имеет место обычно, поскольку в точках композиционного плана (рис. 5) отсутствуют сочетания предельных значений факторов, в частности, наименьшей температуры  $T_{\rm B}^*$  (т. е. малых чисел M на большой высоте) и максимальной физической тяги. (С этой точки зрения может быть более целесообразным использование планов Бокса [7], которые по существу являются композиционными планами со «звездным» плечом  $\alpha=1$ .)

Соображения подобия режимов оказываются существенными и при оценке других величин, применяемых в качестве факторов в рассматриваемом эксперименте.

Так, вполне естественный выбор в качестве факторов, характеризующих условия работы двигателя, высоты и числа M или скорости полета, при более внимательном рассмотрении содержит принципиальный недостаток: в симметричном и ортогональном (относительно H и M) расположении точек оказываются существенно коррелированными изменения  $p_{\rm B}^*$  и  $T_{\rm B}^*$  – физических величин, непосредственно влияющих на параметры двигателя и входящих в критерии подобия режима. Поэтому в результатах эксперимента неизбежно смешивание эффектов, связанных с влиянием этих величин.

Корреляция реальных управляемых факторов  $p_{\rm B}^*$  и  $T_{\rm B}^*$  нарушает одно из условий оптимального планирования – независимость факторов. Особенно сильно проявилась корреляция определяющих параметров при анализе плана испытаний двигателя сложной схемы, когда требовалось определить высотно-скоростные характеристики в широком диапазоне изменения высоты и скорости полета.

Отсюда следует, что в качестве факторов целесообразно выбирать, наряду с приведенной удельной тягой, физические параметры  $p_{\rm B}^*$  и  $T_{\rm B}^*$ , устанавливаемые при испытаниях на высотном стенде на входе в двигатель. Что касается необходимой

величины давления в барокамере  $p_{\mu}$ , то она может быть легко определена для каж-

дого сочетания  $p_{\rm B}^*$  и  $T_{\rm B}^*$  как в случае испытаний при атмосферных условиях, так и для заданного отклонения от стандартной атмосферы по температуре (инверсии). Кроме того, здесь имеется известная свобода выбора, поскольку известно, что для основной части полетных режимов ЭРД, когда сверхкритический перепад давлений в реактивном сопле достаточен для стабилизации коэффициента расхода, величина  $p_{\rm H}$  не влияет на параметры рабочего процесса и расход топлива, а измеренная на стенде величина тяги легко приводится к любому требуемому значению  $p_{\rm H}$ .

Специфика ЭРД как объекта испытания создает дополнительные трудности при формировании плана эксперимента, поскольку реальные ограничения режимов работы во многих случаях не позволяют определить параметры двигателя при предельных сочетаниях факторов – отдельные точки оптимального плана не реализуемы изза несовместимости значений факторов.

При испытаниях ЭРД со штатной системой автоматики указанные сочетания параметров просто не будут реализованы. Вместо них можно снять предельные точки на режимах ограничения соответствующих параметров, однако при этом как план эксперимента, так и построенное по его результатам уравнения регрессии утеряет ряд ценных качеств – симметрию, ортогональность или ротатабельность, понизится точность вычисления коэффициентов, возрастет смешивание эффектов.

Более целесообразным решением вопроса является использование известных из теории несимметричных планов, например насыщенных почти *D*-оптимальных планов [7], обеспечивающих наряду с достаточной информативностью также некоторое сокращение числа опытов по сравнению с композиционными планами второго порядка.

Почти *D*-оптимальный трехфакторный план, который может быть использован при определении высотно-скоростных характеристик ЭРД, содержит 10 экспериментальных точек (вместо 15 в композиционном плане) (см. рис. 5), причем в нем отсутствуют 4 точки, соответствующие вершинам куба, т. е. четырем предельным сочетаниям факторов. Надлежащим образом ориентировав величины факторов по осям куба, можно за счет этого избежать нереализуемых режимов испытаний. Если этого окажется недостаточно, можно воспользоваться поворотом осей координат, что обеспечит совместимость факторов во всех точках плана без уменьшения интервала варьирования факторов.

Следует отметить, что с развитием методов и автоматизацией испытаний ЭРД на высотных стендах можно будет применительно к каждой конкретной программе испытаний решать задачу о рациональном размещении заданного количества экспериментальных точек в несимметричной или сложноорганизованной области изменения факторов, т. е. о формировании оптимального плана испытания с оценкой его качества по информационной матрице Фишера.

Это одновременно позволит решить практически важную задачу о рациональном (минимальном) дополнении заданных основной программой режимов испытаний опытного двигателя в заявленных полетных условиях с тем, чтобы полученные результаты позволили не только проверить соответствие двигателя техническим условиям, но и построить сетку его высотно-скоростных характеристик.

Анализ характеристик двигателей различных типов показал, что в ряде случаев, в особенности при сложных законах регулирования, изменение параметров двигателя не может быть описано уравнениями второго порядка, так как соответствующие кривые содержат точки перегиба и существенно меняют свой вид в заданных пределах

изменения факторов. Это в основном наблюдается на дроссельных характеристиках, т. е. зависимостях параметров от частоты вращения.

Применение планов третьего или четвертого порядка связано со значительным увеличением числа опытов и в данной задаче является нерациональным. Нами проанализирован способ, позволяющий в таких случаях ограничиться экономными планами второго порядка (композиционными или почти D-оптимальными) для нахождения в процессе эксперимента квадратичных поправок к некоторой базовой характеристике, заранее описываемой уравнением любой необходимой сложности. В качестве базовой характеристики можно принять, например, земную (полученную в условиях H=0, M=0) дроссельную характеристику, а функции отклика представлять в виде отклонения приведенных параметров

$$\delta y = f(p_{\rm B}^*, H, M),$$

где  $\delta y = \frac{y_{\rm np} - y_0}{y_0}$ .

Здесь  $y_{np}$  – величина, измеренная в точке плана и приведенная по обычным формулам при *H*=0, *M*=0;  $y_0$  – базовое значение при том же значении  $p_{p}^*$ .

Следует иметь в виду, что наличие на земной дроссельной характеристике режимов с докритическим отношением давлений в сопле приведет к значительному увеличению полетной поправки  $\delta y$  в левой части дроссельных характеристик. Чтобы избежать этого, можно в качестве базовой принять какую-либо из высотноскоростных дроссельных характеристик, для удобства приведенную к стандартным земным атмосферным условиям.

Указанное представление функции отклика заметно снижает требования к точности описания результатов эксперимента. Действительно, даже значительная погрешность отклонений приведенного параметра от базовой характеристики (обычно величина отклонения не превышает  $5\div10~\%$ ) лишь в малой степени отразится на точности определения абсолютной величины параметра. Заметим, что функция отклика в виде  $\delta y$  по существу является экспериментальной поправкой к формулам приведения в исследованном диапазоне изменения высотно-скоростных условий. Формулы приведения с экспериментально поправками для одного двигателя могут быть использованы для любого экземпляра двигателя той же партии или даже близкой модификации. Тогда для расчета *OX* конкретного двигателя достаточно знать его земную дроссельную характеристику (например по данным приемо-сдаточных испытаний).

Эффективность использования предложенной функции отклика была проверена в «машинном» эксперименте на этапе подготовки к проведению испытаний на высотном стенде одного из ЭРД с помощью математической модели данного типа двигателя. Проверка показала, что сложные натуральные физические зависимости:  $R = f_1(p_{\rm B}^*, H, M), G_T = f_2(p_{\rm B}^*, H, M)$ , которые удовлетворительно аппроксимируются лишь полиномами четвертой степени, хорошо описываются уравнением второго порядка для указанных функций отклика вида бу. Изложенные результаты свидетельствуют о том, что применение методов математического планирования эксперимента действительно позволяет повысить информативность одного из важных видов испытаний электрических ракетных двигателей на высотных стендах и должно внедряться в практику. Специальной проработки, конечно, потребует оптимальное планирование аналогичных испытаний применительно к современным

электроракетным двигателям со сложными законами регулирования и ограничения режимов, в особенности для определения *OX* на различных режимах работы двигателей. Некоторые изложенные выше общие соображения могут быть полезными при подготовке таких испытаний.

### Выводы

Проведенный анализ показывает, что ЭРД в зависимости от условий может работать в различных режимах, каждый из которых отличается специфическими особенностями. Ускорение плазмы в ЭРД в типичных условиях происходит при одновременном действии различных механизмов. Такой характер процессов в ЭРД, с одной стороны, усложняет регулирование его характеристик, а также затрудняет его расчет. К настоящему времени удалось развить удовлетворительные методы расчета лишь для отдельных частных случаев. С другой стороны, возможность использования различных режимов работы двигателя, несомненно, расширяет практические возможности его применения. Так, например, вклад газодинамических и диссипативных механизмов ускорения позволяет получать скорости истечения, которые превосходят величину, определяемую приложенной разностью потенциалов.

#### Список литературы

1. Гильзин К.А. Электрические межпланетные корабли. – М.: Наука, 1970. – 432 с. 2. Гришин С. Д., Лесков Л. В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1989. – 216 с.

3. Налимов В.В., Чернова Н.А. Статистические методы планирования экстремальных экспериментов. – М.: Наука, 1965. – 340 с.

4. Хартман К., Лецкий Э., Шефер В. Планирование эксперимента в исследовании технологических процессов. – М: Мир, 1977. – 552 с.

5. Возможности применения теории планирования эксперимента при испытаниях и доводке ГТД / А.Я. Черкез // Испытания авиационных двигателей: Меж.-вуз. научн. сб. – УФА: УАИ, 1975. – № 3. – С. 3–13.

6. Казанцев Испытания ТРД на высотном стенде с использованием методов статистического планирования эксперимента / В.Б. Лурье, В.А. Рыбко, В.С. // Испытания авиационных двигателей: Меж.-вуз. научн. сб. – УФА: УАИ, 1975. – № 3.

7. Сидняев Н.И. Введение в теорию планирования эксперимента. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 463 с.

8. Сидняев Н.И. Теория планирования эксперимента и анализ статистических данных. – М.: Юрайт, 2011. – 399 с.

# МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ВЫБОРУ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ТЕХНИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ КА Д33

## М.И. Макаров, Ю.Г. Пичурин, А.В. Радьков

(НИИ КС им. А.А. Максимова)

Аннотация: при построении многокритериальной модели оценки технического уровня унифицированных космических платформ показатели ее эффективности формируются в результате анализа задач и требований, предъявляемых целевой аппаратурой наблюдения космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) к обеспечивающим системам, которые характеризуют степень достижения поставленных целей перед КА. Совокупность показателей эффективности КА ДЗЗ фактически определяет требования к габаритам, массе, энерговооруженности унифицированной космической платформы (УКП), динамическим и точностным характеристикам, обеспечиваемым системой управления движением платформы, требуемому сроку активного функционирования, которые и являются основными показателями технического совершенства УКП. Ключевые слова: УКП, технический уровень, обеспечивающая система, методика, показатель технического совершенства, критерий, основные характеристики.

Общепринято целевую эффективность КА ДЗЗ характеризовать несколькими основными параметрами, совокупность которых определяет возможность и целесообразность решения целевых практических задач. Аппаратные и конструктивные решения, функции и задачи, реализованные в целевой аппаратуре наблюдения, в значительной мере определяют общий облик и конкретные требования к характеристикам обеспечивающих систем, которые включают в свой состав УКП.

Поэтому при построении многокритериальной модели оценки технического уровня УКП множество показателей ее эффективности формируются в результате анализа задач и требований, предъявляемых целевой аппаратурой наблюдения КА к обеспечивающим системам, которые характеризуют степень достижения поставленных целей перед КА. Построение перечня показателей осуществляется на основе информации о назначении, условиях применения, требуемых характеристик КА. Однако независимо от конкретного способа формирования набор показателей  $K_1, ..., K_m$  должен удовлетворять общим требованиям, к числу которых следует отнести [1]:

1. Соответствие. Набор показателей должен соответствовать смыслу (существу) поставленной задачи.

2. Полнота. Набор из показателей считается полным, если каждый исход (стратегия) ясно и четко характеризуется совокупностью соответствующих значений показателей. Введение дополнительных показателей в определенный набор не должен приводить к существенному изменению решения задач.

3. Минимальность. Набор должен содержать как можно меньшее число показателей. Следовательно, различные показатели не должны характеризовать одно и то же свойство исходов.

4. Операциональность. Каждый показатель должен иметь понятную формулировку, однозначный и ясный смысл, характеризовать вполне определенное свойство объекта.

5. Измеримость. Каждый показатель должен допускать получение оценки (количественной или хотя бы качественной) интенсивности характеризуемого им свойства.

6. Декомпозируемость. Набор показателей должен обеспечивать возможность упрощения задачи выявления и описания предпочтений на множестве *m*-мерных векторов, составленных из оценок по всем показателям, путем ее расчленения на отдельные более простые подзадачи.

Очевидно, что перечисленные требования являются противоречивыми в том смысле, что они не могут быть удовлетворены все одновременно в наибольшей степени. Например, требование минимальности ориентирует на использование более общих, «агрегированных» показателей, но такие показатели имеют обычно менее ясный и понятный смысл, что противоречит требованию операциональности. Поэтому при формировании набора критериев в практических задачах для удовлетворения сформулированных требований приходится идти на разумные компромиссы.

Для выбора частных показателей, характеризующих технический уровень УКП, необходимо определить на какие основные характеристики УКП в наибольшей степени влияют показатели целевой эффективности КА.

Анализ влияния показателей эффективности КА ДЗЗ (периодичность наблюдения заданных районов, оперативность доставки видеоинформации на Землю, детальность наблюдения, производительность КА при съемке целей, срока активного существования КА и др.) на требования к проектным характеристикам и конструктивнокомпоновочной схеме, УКП позволяет констатировать следующее [2]:

1. Периодичность наблюдения в основном определяется параметрами орбит и углом поворота линии визирования целевой аппаратуры наблюдения (ЦАН) относительно надира, т. е. так называемой полосой обзора КА, что определяет требования к максимальным углам тангажа и крена, обеспечиваемым УКП, при реализации программных разворотов.

Периодичность наблюдения также оказывают определенное влияние на требования к характеристикам системы электропитания. Это влияние объясняется тем, что с увеличением высоты орбиты снижается время между съемками одного и того же объекта наблюдения и возрастают требования к *среде витковой мощности системы электропитания*.

2. Оперативность доставки целевой информации на Землю в основном определяется также параметрами орбит и расположением пунктов приема видеоинформации на поверхности Земли. Она может оказывать влияние на некоторые проектные характеристики УКП при следующих условиях.

Если время передачи накопленной видеоинформации сопоставимо с временем нахождения КА в зоне радиовидимости наземного пункта приема информации или больше этого времени, то требуется увеличить массогабаритные и энергетические характеристики аппаратуры хранения и передачи информации при заданной удельной скорости передачи информации (скорость передачи, деленная на единицу массы оборудования) и, следовательно, увеличивать *мощность системы электропитания*.

3. Качество информации (спектральные диапазоны, комплексность их сочетаний, пространственное разрешение, радиометрическое разрешение, полоса захвата аппаратуры) в наибольшей степени влияют на характеристики УКП. Чем лучшее качество информации (характеристики аппаратуры наблюдения) требуется, тем большие габариты, масса и мощность электропотребления УКП необходимы для ее конструктивной реализации (масса, габариты и требования к энергообеспечению УКП с улучшением разрешения растут).

Высокое пространственное разрешение (детальность) ЦАН определяет повышенные требования к *точностям ориентации и стабилизации*, которые должна обеспечить система управления движением УКП. 4. Производительность КА ДЗЗ также существенно влияет на проектные характеристики и облик УКП. Во-первых, для увеличения производительности КА необходимо повысить его динамические характеристики, а именно повысить угловую скорость разворота оптической оси ЦАН с одного объекта наблюдения на другой, что приводит к определенному увеличению массы системы управления движением и повышению требований к системе энергоснабжения.

Во-вторых, увеличение производительности КА приводит к необходимости увеличения скорости обработки информации на борту КА и передачи информации на Землю, что, в свою очередь, приводит к необходимости увеличения массы, габаритов и энергопотребления обеспечивающих систем и массы конструкции КА

5. Срок активного функционирования КА наблюдения определяется, с одной стороны, степенью надежности бортовых систем УКП, а с другой стороны, степенью обеспеченности расходуемыми ресурсами.

Степень надежности бортовой аппаратуры УКП обеспечивается не только степенью надежности отдельных элементов, но и резервированием блоков аппаратуры, что влечет за собой увеличение массы бортовых обеспечивающих систем.

Существенное влияние на срок активного существования КА оказывает предусмотренная масса расходуемых ресурсов бортовых систем, в частности топлива, т. е. *запас характеристической скорости*, обеспечиваемый УКП.

6. Стоимостные показатели вывода КА ДЗЗ на орбиту функционирования (выбор ракеты-носителя, его стоимость) существенно зависят от массы КА ДЗЗ и, соответственно, от *массы УКП*.

Таким образом, совокупность показателей эффективности КА Д33 фактически определяет требования к габаритам, массе, энерговооруженности УКП, динамическим и точностным характеристикам, обеспечиваемым системой управления движением платформы, требуемому сроку активного функционирования УКП [3, 4] (табл.).

ПОКАЗАТЕЛЬ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КА ДЗЗ	ХАРАКТЕРИСТИКИ УКП
Периодичность наблюдения	Массо-габаритные характеристики УКП; энерговооруженность; максимальные углы разворота по крену
Оперативность доставки целевой информации	Массовые характеристики УКП; энерговооруженность
Качество информации (спектральные диапазоны,	Массо-габаритные характеристики УКП;
комплексность их сочетаний, пространственное	энерговооруженность;
разрешение, радиометрическое разрешение,	обеспечиваемые точности ориентации и
полоса захвата аппаратуры)	стабилизации
Производительность	Массо-габаритные характеристики УКП; энерговооруженность; обеспечиваемая скорость разворота КА; запас характеристической скорости
Срок активного функционирования	Надежностные характеристики систем УКП; массовые характеристики УКП; обеспечиваемый платформой срок активного функционирования; запас характеристической скорости
Стоимостные характеристики КА и вывода его	Массо-габаритные характеристики УКП;
на орбиту	стоимость УКП

## Влияние показателей целевой эффективности КА Д33 на основные характеристики УКП

Эти требования являются системообразующими при выборе или проектировании обеспечивающих систем и УКП в целом.

Для оценки зависимостей требований к техническим характеристикам УКП от показателей целевой эффективности КА необходимо построение моделей, связывающих характеристики УКП с показателями целевой эффективности КА. Однако построение таких моделей наталкивается на трудности, связанные с разработкой сложных функциональных зависимостей со многими неопределенными параметрами.

Поэтому оценивание технического уровня УКП можно осуществлять по ее частным показателям, которые, как показано выше, связаны с основными целевыми показателями КА монотонными зависимостями (т. е. улучшение частного показателя эффективности УКП приводит к улучшению целевых показателей КА и основного показателя, характеризующего технический уровень УКП).

Следует отметить, что для различных типов целевой аппаратуры наблюдения КА (оптико-электронная, радиолокационная) можно выделять свои определяющие основные параметры УКП.

Покажем связь основных частных показателей технического уровня УКП с основными целевыми показателями КА в целом.

Увеличение производительности КА можно осуществить за счет повышения скорости поворота КА ( $\omega_{\rm УКП}$ ) при отработке программы полета (усовершенствовать динамические характеристики КА), что, в свою очередь, требует уменьшения массы ( $M_{\rm УКП}$ ) УКП и, соответственно, КА в целом, а также повышения энерговооруженности ( $N_{\rm УКП}^{207}$ ) и запаса характеристической скорости УКП ( $V_{\rm xap}$ ), т. е.

$$W_{\rm np} \uparrow => \omega_{\rm YK\Pi} \uparrow => M_{\rm YK\Pi} \downarrow => V_{\rm xap} \uparrow => N^{\rm sn}_{\rm YK\Pi} \uparrow, \tag{1}$$

где  $W_{\rm np}$  – показатель производительности КА.

Здесь и далее символами  $\downarrow$  и  $\uparrow$  показано, соответственно, увеличение и уменьшение значений рассматриваемых показателей, которые мы хотели бы использовать в качестве частных показателей, а символ => (импликация) означает, что изменение значения одного показателя ведет к изменению другого.

Улучшение периодичности съемки заданных объектов (районов) достигается увеличением максимального угла разворота платформы по крену (и КА в целом), что приводит к расширению полосы обзора КА, а это влечет определенное повышение энергопотребления системы управления движением, УКП в целом и массы платформы, что может снизить производительность КА:

$$W_{\rm nep} \uparrow => \varphi_{\rm YK\Pi} \uparrow => N^{{}^{97}}{}_{\rm YK\Pi} \uparrow => M_{\rm YK\Pi} \uparrow, \tag{2}$$

где *W*<sub>пер</sub> – показатель периодичности наблюдения КА заданных объектов (районов).

Повышение оперативности доставки информации с борта КА на наземный пункт приема требует увеличения пропускной способности канала передачи данных, что приводит к увеличению массы УКП и ее энерговооруженности, а увеличение массы отрицательно влияет на производительность КА:

$$W_{\text{onep}} \uparrow => M_{\text{YKII}} \uparrow => N^{_{\text{YKII}}} \uparrow, \tag{3}$$

где  $W_{\text{опер}}$  – показатель оперативности доставки информации с борта КА на наземный пункт приема.

Улучшение показателя качества получаемой информации ДЗЗ приводит к увели-

чению массы и энергопотребления ЦАН и, соответственно, увеличению массы и энерговооруженности УКП, а также к повышению точностных характеристик ориентации и стабилизации платформы:

$$W_{\text{det}} \uparrow => M_{\text{YK\Pi}} \uparrow => N^{\text{9}^{n}}_{\text{YK\Pi}} \uparrow => \Delta^{\text{0}^{p}}_{\text{YK\Pi}}, \Delta^{\text{cr}}_{\text{YK\Pi}} \downarrow, \qquad (4)$$

где *W*<sub>дет</sub> – показатель качества получаемой информации ДЗЗ.

Увеличение срока активного функционирования ( $T^{a\phi}$ ) КА влечет за собой повышение надежностных характеристик систем УКП, обеспечиваемого ей срока активного функционирования, а также увеличение запаса характеристической скорости на борту УКП, т. е.

$$T^{a\phi}{}_{KA} \uparrow \Longrightarrow T^{a\phi}{}_{YK\Pi} \uparrow \Longrightarrow M_{YK\Pi} \uparrow \Longrightarrow V_{xap} \uparrow.$$

Снижение суммарной стоимости ( $C_{\Sigma}$ ) КА ДЗЗ и его доставки на орбиту функционирования обеспечивается снижением массы КА (следовательно, массы УКП), снижением стоимости КА и УКП, стоимости вывода на орбиту  $C_{\text{Выв.КА}}$  (включающую стоимость ракеты-носителя), т. е.

$$C_{\Sigma} \downarrow \Longrightarrow C_{\mathrm{KA}} \downarrow \Longrightarrow M_{\mathrm{KA}} \downarrow \Longrightarrow C_{\mathrm{YKII}} \downarrow \Longrightarrow C_{\mathrm{BblBKA}} \downarrow.$$
(5)

Таким образом, к определяющим параметрам УКП при создании КА ДЗЗ на уровне иерархии, относящейся к оценке технического уровня платформы в целом (без детальной проработки бортовых систем), относятся следующие:

- масса УКП в целом ( $M_{\rm УКП}$ );

 – динамические характеристики, обеспечиваемые УКП (угловая скорость поворота) при отработке программы целевой работы (*w*<sub>УКП</sub>);

– максимальный угол разворота платформы по крену (фукп);

– точностные характеристики управления движением (стабилизации и ориентации) ( $\Delta^{op}_{VK\Pi}, \Delta^{c\tau}_{VK\Pi}$ );

- запас характеристической скорости, обеспечиваемый УКП (V<sup>хар</sup>УКП);

– срок активного функционирования, обеспечиваемый УКП (Т<sup>аф</sup>укп);

– стоимостные характеристики платформы (Сукп).

Исходя из взаимозависимости приведенных параметров космических платформ, их можно использовать при построении частных критериев эффективности (технического уровня) УКП.

При проведении сравнительного анализа параметров многоцелевых унифицированных космических платформ может быть использовано ограниченное количество параметров, характеризующих их возможности.

В связи с этим представляется целесообразным сравнительный анализ технического уровня УКП отечественного и зарубежного производства проводить по их основным характеристикам, отражающим их массо-энергетические и ресурсные возможности.

Обычно космические платформы оптимизируются под массу выводимой полезной нагрузки, что, в свою очередь, определяет массу всего спутника и мощность системы энергоснабжения.

Очевидно, что чем большее значение данного показателя достигнуто в созданной космической платформе и заложено при ее проектировании, тем эффективнее могут быть выполнены задачи КА ДЗЗ, созданным на ее основе. Обычно грузоподъемность

ракеты-носителя определяет максимальную массу КА на орбите. Таким образом, чем меньше весит платформа, тем больше полезного груза может быть доставлено на заданную орбиту. С другой стороны, чем больше допустимая предельная масса полезной нагрузки, которая может быть установлена на космическую платформу и её энерговооружённость, тем большей универсальностью она обладает по созданию на её основе КА различного целевого предназначения, за счёт возможности размещения на ней разнотипной целевой аппаратуры (оптико-электронной, радиолокационной, связи и телевещания и др.).

Анализ отечественных и зарубежных разработок в области создания КА ДЗЗ мониторинга показывает, что основной тенденцией, определяющей проектный облик перспективных космических средств в начале 21 века, является отказ от использования герметичных корпусов и переход к «открытым» (негерметичным) компоновкам КА. Такой подход позволяет обеспечить высокую технологичность изготовления и наземной экспериментальной отработки КА, снизить массовые характеристики и оптимизировать компоновочные схемы КА, создавать модули полезной нагрузки и УКП, уменьшить удельный вес КА и тем самым повысить их экономическую эффективность.

Основной конструктивной особенностью современных космических средств является ярко выраженная модульность, которая обеспечивает крайне высокую технологичность сборки и испытаний КА, создаваемых на базе универсальной космической платформы. Модульность конструкции УКП обеспечивает адаптивность ее конструкции для установки разнообразной целевой аппаратуры.

Для решения навигационных задач все шире используются бортовые средства навигации, использующие сигналы навигационных систем типа ГЛОНАСС и GPS, т. е. обеспечение автономной навигации КА, создаваемого на базе УКП.

Применение высокой степени унификации служебных систем УКП обеспечивает возможность построения космических платформ из набора надежных, отработанных, в том числе имеющих летную квалификацию, блоков и устройств, что приводит к снижению ее стоимости и уменьшению объема наземной отработки.

Исходя из вышесказанного, в качестве дополнительных показателей при оценке технического уровня УКП можно использовать качественные показатели их технического совершенства, такие как негерметичность («открытая компоновка»), модульность конструкции, автономная бортовая навигация, степень унификации и др.

### Список литературы

1. Подиновский В.В. Математическая теория выработки решений в сложных ситуациях. – М.: Министерство обороны СССР, 1981. – 212 с.

2. Куренков В.И., Салмин В.В., Прохоров А.Г. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. Академика С.П. Королева, 2007. – 160 с.

3. Оценка технического уровня существующих космических платформ, формирование проектного облика базовых космических платформ нового поколения с учётом реализации перспективных технических решений и технологий / М.И. Макаров, Ю.Г. Пичурин, А.В. Радьков и др. // Шифр НИР «Платформа – ГКНПЦ», 2013.

4. Выбор проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко, С.Л. Сафронов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2012. – № 2 (33).

# ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ УЛУЧШЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КА «КАНОПУС-В»

В.Я. Геча, Е.А. Канунникова (АО «Корпорация «ВНИИЭМ») И.В. Васильев, Н.Г. Зайцев, А.В. Мовчан, В.С. Рябиков, Р.С. Салихов, Н.А. Сеник, А.В. Чобитько (АО «НИИЭМ»)

Аннотация: приведена оценка динамических характеристик КА типа «Канопус-В» с измененной компоновкой солнечных батарей и с учетом обеспечения теплового режима служебной платформы. Ключевые слова: космический аппарат «Канопус-В», динамические характеристики, собственные частоты колебаний.

Космический аппарат «Канопус-В», разработанный АО «Корпорация «ВНИИЭМ» совместно с АО «НИИЭМ» и другими организациями-соисполнителями [1], в настоящее время успешно эксплуатируется на орбите и поставляет необходимую для потребителей информацию, получаемую с панхроматической и многоспектральной съемочных систем. Одним из важных параметров КА является его возможность оперативного перенацеливания в диапазоне ±40° от надира по крену для съемки заданных районов поверхности Земли. Потенциальными заказчиками требования к оперативности перенацеливания КА (т. е. времени совершения маневра) на заданные районы съемки поверхности Земли постоянно повышаются. Так, для КА «Канопус-В» и аппаратов на его основе время готовности к съемке (с учетом затухания колебаний после разворота по крену на угол 40° от надира составляет не более 120 с с тенденцией значительного (практически двойного) сокращения. Это требование разработчик КА может удовлетворить, используя более мощные двигатели-маховики (это приведет к увеличению габаритов и энергопотребления и, как следствие, к перекомпоновке служебной платформы КА) и уменьшение моментов инерции КА путем перекомпоновки солнечных батарей в летной конфигурации. Ниже рассмотрена возможность улучшения динамических характеристик на базе КА «Канопус-В». Летная конфигурация КА «Канопус В» № 1 и КА «Канопус-В» (условно КА «Канопус-В-М») с измененной компоновкой раскрытия солнечных батарей приведена на рис. 1. Отметим, что особенностью КА типа «Канопус-В» является использование внешней поверхности секции «+У» служебной платформы КА в качестве радиационной поверхности, предназначенной для излучения тепла в космос. Для компоновки БС КА «Канопус-В-М» проведены предварительные расчеты по оценке излучательной способности указанной секции, которые показали, что этот параметр уменьшается примерно на 5-8 % и несущественно влияет на тепловой режим работы литий-ионной аккумуляторной батареи (с учётом дополнительной установки на нее матов экранно-вакуумной термоизоляции).

Проведены расчеты динамических характеристик КА с новыми батареями. Формы колебаний и массо-инерционные характеристики КА приведены на рис. 2. Значение низшей собственной частоты КА с упругими батареями составляет 2,4 Гц.

На рис. 3 приведены скорости поворота КА по крену на угол 40° от надира при использовании двигателей-маховиков ДМ5-50 (Кдм = 5 Н·м·с, Му = 0,05 Н·м, Кмах ~ 2,2 Н·м·с, 4 маховика по схеме «пирамида») для «старой» и «новой» конфигураций БС КА типа «Канопус-В».





Рис. 2. Формы колебаний и массо-инерционные характеристики КА



Рис. 3. Сравнение циклограмм скорости и углов поворота



Рис. 4. Зависимость угловой скорости стабилизации от времени

На рис. 4 показаны затухающие во времени изменения угловой скорости центрального тела, связанные упругими колебаниями батарей для рассматриваемых конфигураций КА.

Представленные предварительные оценки показывают, что динамические характеристики КА «Канопус-В-М» приводят к снижению времени совершения поворота КА по крену и времени готовности к съемке после разворота.

### Список литературы

1. Космический комплекс оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций «Канопус-В» с космическим аппаратом «Канопус-В» № 1. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2011. – 110 с.

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ ВЫСОКОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В.Б. Дубовской (ИФЗ РАН) К.В. Кисленко (НИЦ КС ФГБУ «ЦНИИ ВВКО» Минобороны России) В.Г. Пшеняник (НИИ КС им. А.А. Максимова)

Аннотация: рассматриваются вопросы совместного использования измерительной информации высокочувствительных акселерометров и данных аппаратуры спутниковой навигации для повышения точности решения задач навигационно-баллистического обеспечения управления полетом низкоорбитальных космических аппаратов и качества обработки целевой информации. Ключевые слова: низкоорбитальные космические аппараты, высокочувствительные акселерометры, параметры движения центра масс, атмосферное торможение, определение и прогнозирование параметров орбитального движения космических аппаратов.

Существующая технология решения задач навигационно-баллистического обеспечения (НБО) в бортовых комплексах управления (БКУ) низкоорбитальных космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основывается на использовании аппаратуры спутниковой навигации (АСН), функционирующей по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. В настоящее время технический уровень развития навигационной аппаратуры для орбитальных потребителей позволяет достаточно точно решить задачу определения параметров движения центра масс КА ДЗЗ в интересах управления и обработки целевой информации.

В частности, в апостериорном режиме обработки измерений при условии наличия полного объема необходимых данных для орбитального потребителя достижим сантиметровый уровень погрешностей определения параметров орбиты.

Тем не менее имеется ряд случаев, когда оперативность или объем используемых при решении навигационной задачи данных не позволяет обеспечить требуемую точность орбитального позиционирования. При этом рассматривается как решение задачи определения орбитальных параметров на интервале наличия измерительной информации, так и прогнозирование орбитального движения. Особенно данная проблема становится актуальной при оперативном решении задач НБО в БКУ КА.

Практическое решение задач в подобной ситуации, как правило, основывается на привлечении дополнительных данных. Например, использование дополнительной прецизионной информации по навигационным спутникам позволяет в режиме реального времени решить в БКУ задачу определения параметров движения по данным АСН с точностью не хуже, чем в наземном комплексе управления (НКУ) в апостериорном режиме.

На точность прогнозирования параметров движения КА, помимо ошибок определения исходных значений орбитальных параметров, влияет точность используемых моделей возмущающих факторов при интегрировании системы дифференциальных уравнений движения. Одним из способов повышения точности прогноза параметров движения является использование адаптивных моделей возмущающих факторов и оперативное уточнение их параметров.

Рассмотрим возможность повышения точности решения задач НБО в БКУ КА за счет использования измерительной информации высокочувствительных акселерометров.

Использование при определении параметров движения измеренных значений ускорений от действия поверхностных сил, обусловленных наличием атмосферного торможения, солнечного давления и т. д., потенциально может обеспечить существенное повышение точности расчета параметров движения КА, а также согласующихся параметров моделей движения на мерных интервалах (интервалах определения) и на интервалах прогнозирования.

Основными ограничениями при использовании информации акселерометров на низкоорбитальных КА являются высокие технические требования к точностным характеристикам измерителей возмущающих ускорений, так как диапазон высот используемых орбит составляет 300–700 км, где уровень возмущающих ускорений достаточно мал.

Возмущающие ускорения, действующие на центр масс КА на таких орбитах достаточно малы и составляют величины  $10^{-5}...10^{-7}$  м/с<sup>2</sup>. Чтобы измерять эти ускорения с достаточной точностью (не более 1 % от измеряемой величины) нужно иметь на борту КА высокочувствительные акселерометры с порогом чувствительности не хуже чем  $10^{-7}...10^{-9}$  м/с<sup>2</sup>. В этом случае измеренные величины возмущающих ускорений можно учитывать практически в режиме реального времени в бортовой модели движения, уточняя ее на борту КА.

Высокочувствительные акселерометры с порогом чувствительности, достигающим 10<sup>-9</sup> g и менее, предназначенные для измерения ускорений, сопоставимых с возмущающими ускорениями, действующими на центр масс КА в процессе орбитального полета, созданы и используются за рубежом.

К ним относятся такие приборы, как «Кактус» (Франция) [1], «Дискос» (США) [2], а также приборы, которые использовались на борту спутников СНАМР, GRACE и GOCE (Европейский союз) [3]. В России приборы такого класса до недавнего времени отсутствовали.

В НИИ КС им. А.А. Максимова (филиал ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) совместно с ИФЗ РАН разрабатывается бортовой комплекс высокочувствительных акселерометров с торсионным подвесом пробной массы и порогом чувствительности  $10^{-9}$  g –  $10^{-10}$  g (g – ускорение силы тяжести), который не имеет отечественных аналогов [4].

Акселерометры с торсионным подвесом пробной массы, в отличие от зарубежных емкостных акселерометров, незначительно проигрывая им в чувствительности, могут быть изготовлены по технологиям, освоенным нашей промышленностью (что особенно актуально в условиях импортозамещения), работоспособны на Земле и имеют достаточно широкую область возможных применений.

Наземные испытания высокочувствительных акселерометров с торсионным подвесом пробной массы в макетном исполнении подтвердили возможности создания бортовых вариантов этого прибора и его дальнейшего совершенствования [5].

Эти приборы представляют собой инерционную систему, в которой применяется автоматическое уравновешивание входного ускорения с помощью обратного электромагнитного преобразователя. Действующее ускорение воспринимается пробным телом (массой), закрепленным на упругом маятниковом торсионном подвесе. Для компенсации отклонения подвеса используется жесткая обратная связь с применени-

ем электромагнитного преобразования. В момент уравновешивания величина тока цепи обратной связи пропорциональна ускорению, знак тока соответствует направлению ускорения. Такая конструкция дает возможность получить порог чувствительности  $10^{-9}$  g и в менее широком частотном диапазоне измерения ~ 0,001–0,1 Гц.

Целесообразность создания этих приборов подтверждается эффективностью их применения для решения важных задач с использованием перспективной космической техники, таких как повышение точности прогнозирования движения центра масс низкоорбитальных КА; уточнение параметров глобальной модели гравитационного поля Земли с использованием методов спутниковой градиентометрии; повышение эффективности управления и оптимизации расхода рабочего тела двигательной установки малой тяги для геостационарных КА; компенсация атмосферного торможения для КА на сверхнизких орбитах; уточнение динамической модели верхней атмосферы; создание прецизионных бесплатформенных инерциальных навигационных систем, способных работать как на активных, так и на пассивных участках орбиты КА.

Актуальность вопросов, связанных с возможностью использования информации высокочувствительных акселерометров, обусловлена наличием ряда случаев, в которых по тем или иным причинам невозможно обеспечить выполнение требований по точности навигации КА:

 – созданы условия, при которых возможен только режим автономной навигации (невозможность непрерывного функционирования АСН, невозможность получения прецизионных данных по навигационным спутникам – навигационной информации, например, в реальном времени и др.);

 предъявлены жесткие требования по оперативному высокоточному прогнозу орбитальных параметров;

 требуется решение задачи определения параметров движения КА с прецизионной точностью.

Для низкоорбитальных КА основным возмущающим фактором, влияющим на точность решения задачи навигации, является атмосферное торможение. Погрешность учета ускорений сил атмосферного торможения определяется точностью знания аэродинамических характеристик КА, ориентации КА относительно вектора набегающего воздушного потока и точностью используемой модели плотности атмосферы, которая, в свою очередь, зависит от целого ряда факторов.

В существующих технологиях НБО управления полетом низкоорбитальных КА для компенсации возмущающего влияния погрешностей знания аэродинамических характеристик КА и не учитываемых в модели короткопериодических вариаций плотности атмосферы в состав уточняемых параметров (в дополнение к начальным условиям движения КА) включается баллистический коэффициент Sб как согласующий параметр при расчете плотности атмосферы в правых частях системы дифференциальных уравнений движения центра масс КА. Уточнение данного коэффициента позволяет на некотором интервале времени частично компенсировать влияние погрешностей знания аэродинамических характеристик КА и погрешностей учета короткопериодических вариаций плотности атмосферы. Однако из-за переменного характера этих погрешностей эффект повышения точности прогноза параметров движения КА от уточнения Sб действует на интервалах, сопоставимых по продолжительности с длительностью интервала выборки измерений (далее мерный интервал), поэтому измерения навигационных параметров и определение параметров движения КА производятся периодически.

При решении задач НБО в НКУ длительность мерного интервала, как правило, составляет от полусуток до двух суток, а периодичность выполнения циклов оперативного НБО определяется достаточностью имеющейся измерительной информации, а также требуемой точностью НБО и составляет 1–2 цикла в сутки.

В БКУ для обеспечения требуемых точностных характеристик решения задач НБО также применяются интервальные методы обработки измерительной информации.

При решении задач НБО в БКУ (в условиях ограниченности вычислительных ресурсов и необходимости прогнозирования на относительно коротких интервалах времени) длительность мерного интервала обычно составляет от 1-го до 4-х витков. Как правило, реализуется так называемая скользящая технология, когда интервал между соседними определениями орбитальных параметров (интервал прогнозирования параметров движения от текущего решения до следующего решения задачи определения параметров орбиты) значительно меньше интервала выборки измерений навигационных параметров. Периодичность проведения циклов решения задач НБО с учетом непрерывного получения измерительной информации от АСН определяется необходимой точностью прогнозирования параметров орбиты на требуемом интервале, необходимой в интересах планирования целевой работы КА и автономного поддержания параметров орбиты.

Два основных способа использования данных высокочувствительных акселерометров для повышения точности решения задачи навигации и прогнозирования орбитальных параметров состоят в следующем [6].

Первый предполагает использование измерений акселерометров в модели движения КА в правых частях системы дифференциальных уравнений взамен ускорений, обусловленных действием поверхностных сил. Подобная практика давно известна, достаточно подробно освещена в литературе и подтвердила свою эффективность. На ее основе для различных типов космической техники реализуется режим автономной навигации. В том числе имеется потенциальная возможность при условии наличия соответствующих измерителей реализации автономной навигации и для низкоорбитальных КА.

Второй способ предполагает оперативное уточнение параметров адаптивных моделях ускорений от действия поверхностных сил и применение их в модели движения КА. Данный способ открывает широкие возможности по видам представления адаптивных моделей и технологиям их уточнения и использования.

Как уже было сказано, в соответствии с существующими технологиями НБО, используемыми при управлении полетом современных низкоорбитальных КА (далее – «штатные» технологии), определение параметров движения КА по данным АСН осуществляется с использованием выборки измерений на определенном интервале времени. При уточнении одновременно с определением вектора орбитальных параметров проводится согласование баллистического коэффициента КА для компенсации погрешностей из-за отличия модельных и фактических значений плотности атмосферы.

Согласование баллистического коэффициента КА позволяет не только минимизировать влияние погрешностей знания реальной атмосферы, но и сгладить неким образом иные ошибки модели движения, обеспечив наилучшее согласование измерений АСН с их расчетными значениями. Однако подобное сглаживание ошибок модели может негативно сказаться при дальнейшем прогнозировании орбитальных параметров.

Использование при интегрировании системы дифференциальных уравнений движения КА измеренных значений ускорений поверхностных сил позволяет исключить погрешности модели за счет неточного знания параметров атмосферы. При этом все остальные погрешности модели движения КА будут компенсироваться за счет угочнения орбитальных параметров. При моделировании обеспечится наиболее точный учет атмосферного тормо-

жения, однако за счет иных неучтенных погрешностей модели повышение точности расчета параметров движения на интервале определения может не наблюдаться.

Кроме того, использование измеренных значений ускорений при определении параметров движения не позволяет согласовать баллистический коэффициент КА, что в дальнейшем приведет к большим ошибкам прогнозирования параметров орбиты. В связи с этим после определения параметров движения КА по данным АСН обязательно требуется последующее уточнение баллистического коэффициента по измерениям акселерометров.

Предлагается технология определения параметров движения КА (далее оцениваемая технология), предусматривающая два этапа (рис. 1). На первом этапе проводится определение вектора орбитальных параметров по данным бортовой АСН с использованием в модели движения КА измеренных значений ускорений поверхностных сил, которые обеспечивают наилучшую компенсацию погрешностей знания атмосферы. На втором этапе по измерениям акселерометров осуществляется согласование величины баллистического коэффициента КА.

На этапе автономной навигации, которая по определению предполагает использование данных только бортовых измерителей для оперативного определения параметров движения КА, использование измеренных значений ускорений поверхностных сил позволит компенсировать погрешности знания фактических параметров атмосферы, которые составляют основную часть ошибок, вносимых моделью движения.

Для реализации прогнозирования параметров движения КА с максимальной точностью, как уже было сказано выше, рекомендуется осуществлять уточнение параметров модели движения КА, а в частности баллистического коэффициента КА, по измерениям ускорений поверхностных сил на определенном временном интервале.



Рис. 1. Порядок решения задач НБО в соответствии с предлагаемой технологией комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и данных АСН

При определении параметров движения КА по данным АСН уточнение баллистического коэффициента предлагается проводить на втором этапе решения задачи. Далее, уточненное значение баллистического коэффициента целесообразно использовать при прогнозировании орбитальных параметров совместно с бортовой моделью плотности атмосферы.

Было выполнено исследование эффективности применения измерений высокочувствительных акселерометров в интересах повышения качества навигации КА. Для этого была проведена оценка точности определения и прогнозирования параметров движения КА с использованием условной штатной технологии НБО и предлагаемой технологии НБО, основанной на использовании данных бортовых высокочувствительных акселерометров.

Оценка точности определения и прогнозирования параметров движения КА проводилась с применением «эталонной орбиты», для построения которой были использованы реальные высокоточные навигационные данные, полученные в процессе полета КА GRACE-А (средняя высота орбиты ~450 км), входящего в низкоорбитальную космическую систему GRACE, предназначенную для изучения гравитационного поля Земли.

Определение параметров движения проводилось с использованием измерительной информации ACH на интервалах в пределах двух суток с уточнением вектора параметров движения KA (составляющие радиус-вектора положения KA и вектора скорости в гринвичской системе координат) и фиксированного значения баллистического коэффициента. Прогнозирование параметров движения осуществлялось на контрольные интервалы в пределах суток.

В качестве эталонной модели движения КА была принята модель, учитывающая следующий состав факторов:

 – гравитационное поле Земли в соответствии с моделью EGM-2008 с учетом 100 полных гармоник разложения в ряд по сферическим функциям, а также приливных эффектов;

– торможение КА в атмосфере Земли с использованием динамической модели плотности верхних слоев атмосферы в соответствии с моделью ГОСТ Р 25645.166-2004, постоянного значения баллистического коэффициента и фактических значений индексов солнечной активности и геомагнитной возмущенности;

 притяжение Луны и Солнца с учетом данных астрономического ежегодника, формируемых на основе теории DE-405;

- релятивистские эффекты в соответствии с IERS Conventions (2010).

В качестве штатной модели движения БКУ была принята модель, учитывающая следующий состав факторов:

 – гравитационное поле Земли в соответствии с моделью EGM-2008 с учетом 36 полных гармоник разложения в ряд по сферическим функциям;

– торможение КА в атмосфере Земли с использованием динамической модели плотности верхних слоев атмосферы в соответствии с моделью ГОСТ Р 25645.166-2004, постоянного значения баллистического коэффициента и фиксированных значений индексов солнечной активности и геомагнитной возмущенности;

- притяжение Луны и Солнца.

В качестве оцениваемой модели движения БКУ была принята модель, учитывающая следующий состав факторов:

 – гравитационное поле Земли в соответствии с моделью EGM-2008 с учетом 36 полных гармоник разложения в ряд по сферическим функциям;

 измеренные значения ускорений поверхностных сил, полученные с использованием бортовых высокочувствительных акселерометров;

– притяжение Луны и Солнца.

Задачами оценки являлись:

 – определение оптимальной штатной технологии НБО, относительно которой будет определяться эффективность оцениваемой технологии;

- оценка точности НБО в режиме автономной навигации;

 – оценка точности прогнозирования параметров орбиты с использованием уточненного по измерениям высокочувствительных акселерометров значения баллистического коэффициента КА;

 определение оптимального интервала измерительной выборки для уточнения баллистического коэффициента.

 определение уровня улучшения/ухудшения точности НБО с использованием высокочувствительных акселерометров относительно штатной технологии.

Моделирование измерений высокочувствительных акселерометров проводилось по различным схемам, отличающимся уровнем систематической составляющей ошибки измерений.

В результате проведенной оценки была выбрана четырехвитковая схема определения орбитальных параметров КА по штатной технологии в качестве оптимальной для дальнейшей оценки эффективности предлагаемых методик и технологии использования измерений высокочувствительных акселерометров.

Результаты оценки точности НБО в режиме автономной навигации и с использованием уточненного по измерениям высокочувствительных акселерометров значения баллистического коэффициента КА показали, что использование в БКУ данных высокочувствительных акселерометров дает эффект улучшения точности при прогнозировании параметров движения КА; при этом систематическая составляющая ошибки измерений не должна превышать уровня «шума» измерений («шумовая» составляющая ошибки измерений ускорений практически не оказывает влияния на точность определения и прогнозирования орбитальных параметров КА).

В качестве примера в табл. 1 приведены сводные результаты оценки эффективности предлагаемых технологий в процентах (результаты сравнения оценок точности определения и прогнозирования параметров движения КА для различных технологий НБО со штатной технологией НБО) для схемы моделирования измерений акселерометров, учитывающей уровень систематической составляющей ошибки, соответствующий «шуму» измерений.

На рис. 2 приведены графики уровня погрешности моделирования движения КА (в метрах) с учетом уточненного значения баллистического коэффициента, а также при использовании штатной технологии и режима автономной навигации (схема моделирования измерений акселерометров учитывала уровень систематической составляющей ошибки, соответствующий «шуму» измерений).

Из анализа полученных результатов следует, что:

 – для сверхкоротких интервалов прогнозирования (до получаса), включая мерный интервал, использование измеренных значений ускорений не дает эффекта улучшения точности моделирования параметров движения КА;

 оптимальным интервалом измерительной выборки для уточнения баллистического коэффициента является 1 виток;

 – наибольший эффект применения технологии использования уточненного по измерениям акселерометра значения баллистического коэффициента КА достигается на двухвитковом интервале прогноза, при дальнейшем увеличении интервала прогнозирования эффект постепенно снижается.

При полном исключении систематической составляющей ошибки измерений высокочувствительных акселерометров эффективность предлагаемой технологии несколько увеличится (табл. 2, рис. 3).

Отношение (в %) показателей точности определения и прогнозирования параметров движения, полученных с использованием предлагаемой и штатной технологии НБО (с учетом уровня систематической составляющей ошибки модельных измерений акселерометров, соответствующего «шуму» измерений)

Интервал	Интервал прогноза						
уточнения S <sub>б</sub>	30 мин	1 вит	2 вит	4 вит	12 час	1 сутки	
Тек. значение	2.8	19.1	2.6				
5 мин	2.4	19.0	10.8				
30 мин	2.4	23.1	24.8	10.7			
1 виток	2.8	24.0	38.7	34.7	20.7	9.3	
2 вит.	2.8	22.8	34.4	26.1	10.5		
4 вит.	2.7	22.5	29.9	21.2	6.4		
12 час	2.7	22.7	29.9	18.2	3.8		
1 сутки	2.7	23.1	27.2	8.8			
PAH**)		27.2	47.8	66.4	76.3	84.6	

\* МИ – мерный интервал;

\*\* РАН – режим автономной навигации.



Рис. 2. Точность определения и прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты при использовании различных технологий НБО (с учетом уровня систематической составляющей ошибки модельных измерений акселерометров, соответствующего «шуму» измерений)
## Таблица 2

Отношение (в %) показателей точности определения и прогнозирования параметров движения, полученных с использованием предлагаемой и штатной технологии НБО (при отсутствии в модельных измерениях акселерометров

Интервал	Интервал прогноза						
уточнения S <sub>б</sub>	30 мин	1 вит.	2 вит.	4 вит.	12 час	1 сутки	
Тек. значение	4.8	18.1	1.9				
5 мин	4.5	19.5	13.0				
30 мин	4.5	24.0	24.8	10.9			
1 виток	4.8	27.7	43.4	39.0	27.8	14.5	
2 вит.	4.8	27.2	39.8	31.5	16.6	3.9	
4 вит.	4.7	27.2	37.9	27.8	12.9	2.5	
12 час	4.7	28.1	38.5	26.1	10.0	0.8	
1 сутки	4.7	28.9	36.2	16.2	0.9		
		-	-	-		-	
PAH**)	4.0	29.8	52.7	70.2	83.1	91.2	

систематической составляющей ошибки)



Рис. 3. Точность определения и прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты при использовании различных технологий НБО (при отсутствии в модельных измерениях акселерометров систематической составляющей ошибки)

Таким образом, использование в БКУ режима автономной навигации – моделирования параметров движения КА с использованием в правых частях системы дифференциальных уравнений измеренных значений ускорений поверхностных сил – позволяет практически полностью минимизировать в модели движения КА влияние погрешностей знания фактических параметров атмосферы. Эффективность применения режима автономной навигации повышается с увеличением интервала прогнозирования, при этом относительный показатель точности может достигать 91 % на суточном интервале прогноза.

Максимальный эффект применения технологии использования уточненного по измерениям акселерометра значения баллистического коэффициента КА может достигать 43 % на двухвитковом интервале прогноза, при дальнейшем увеличении интервала прогнозирования эффект постепенно снижается до уровня 10–15 % (на суточном интервале прогноза).

Условием целесообразности применения данных высокочувствительных акселерометров в БКУ КА, обеспечивающим повышение точности решения задач НБО, является уровень точности измеряемых ускорений не менее  $10^{-8}$  g на всем интервале использования бортовых измерителей.

Уровень ускорений поверхностных сил определяется аэродинамическими характеристиками КА и параметрами атмосферы. Была проведена оценка условий (зависимость высоты орбиты от величины баллистического коэффициента КА и уровней солнечной активности), при которых обеспечивается порядок действующих на корпус КА ускорений 10<sup>-8</sup> g. Результаты приведены на рис. 4 (по оси ординат – значения уровня солнечной активности (СА) 1022 в Вт/м<sup>2</sup>/Гц, по оси абсцисс – значения баллистического коэффициента в м<sup>2</sup>/кг).



Рис. 4. Условия, при которых обеспечивается порядок действующих на корпус КА ускорений 10<sup>-8</sup> g

74

Анализ данных, приведенных на рис. 4, позволяет определить область применения бортовых акселерометров. Рассматривая диапазон значений баллистического коэффициента КА от 0,001 м<sup>2</sup>/кг до 0,1 м<sup>2</sup>/кг можно сформировать следующие границы области применения таких измерителей ускорений поверхностных сил:

 – для высот до 400 км применение в БКУ КА данных высокочувствительных акселерометров возможно при любых значениях баллистического коэффициента и любых уровнях СА;

– для высот до 450 км применение в БКУ КА данных высокочувствительных акселерометров возможно при среднем и высоком уровнях СА, при низких уровнях СА эффективное использование данных высокочувствительных акселерометров при НБО КА возможно при величине баллистического коэффициента 0,003–0,004 м<sup>2</sup>/кг и выше;

– для высот до 500 км применение в БКУ КА данных высокочувствительных акселерометров возможно при высоких уровнях СА, эффективное использование данных высокочувствительных акселерометров при НБО КА при средних уровнях СА возможно при величине баллистического коэффициента 0,003 м<sup>2</sup>/кг и выше, при низких уровнях СА – при величине баллистического коэффициента 0,005–0,01 м<sup>2</sup>/кг и выше;

– эффективное использование данных высокочувствительных акселерометров при НБО КА с высотой орбиты до 550 км возможно при величине баллистического коэффициента 0,002–0,003 м<sup>2</sup>/кг и выше при высоких уровнях СА, 0,005–0,007 м<sup>2</sup>/кг и выше при средних уровнях СА, 0,01–0,02 м<sup>2</sup>/кг и выше при низких уровнях СА

 использование современных отечественных спутниковых акселерометров на КА с высотами орбит более 550–600 км в настоящее время не целесообразно, поскольку уровень возмущающих ускорений в этом случае будет ниже предельного значения их порога чувствительности.

Результаты проведенных исследований показывают, что комплексное использование измерений высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН позволяет уменьшить погрешность прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты по сравнению со «штатными» технологиями решения задач НБО.

Использование данных высокочувствительных акселерометров в интересах реализации режима автономной навигации обеспечивает при моделировании движения КА существенную минимизацию погрешностей знания фактических параметров атмосферы и значительное повышение точности расчета орбитальных параметров.

Исследование эффективности комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН в расширенном диапазоне высот орбит КА ДЗЗ (от 250 км до 550 км) [6] демонстрирует потенциальную возможность уменьшить погрешность прогнозирования параметров движения низкоорбитальных КА ДЗЗ вдоль орбиты по сравнению со «штатными» технологиями решения задач НБО на ~40–90 % (диапазон уменьшения зависит от длительности мерного интервала «штатных» технологий, уровня СА и других условий полета).

Предлагаемая технология комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и данных АСН может быть реализована в БКУ перспективных низкоорбитальных КА ДЗЗ в интересах повышения точности решения задач НБО управления полетом КА и повышения качества обработки целевой информации.

#### Список литературы

 Balmino G. et al. Avant-Projekts GRADIO. Centre spatial de Toulouse, 1981.
 Космические исследования, выполненные за рубежом в 1981. – М.: Советская энциклопедия. Ежегодник БСЭ, 1982. – Вып. 26. – С. 489.

3. Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: Synergy and evolution / P. Touboul, E. Willemenot, B. Foulon, and V. Josselin // Boll. Geof. Tear. App., 1999. – 40. – P. 321–327.

4. Разработка высокочувствительных акселерометров для бортовых систем навигации и управления космических аппаратов ДЗЗ нового поколения / В.Б. Дубовской, А.В. Кошелев, В.Г. Пшеняник // Материалы VII НТК «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». – М.: МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2010. – С. 209–304.

5. Наземные испытания высокочувствительных акселерометров для бортовых систем навигации и управления космических аппаратов ДЗЗ нового поколения / В.Б. Дубовской, В.И. Леонтьев, В.Г. Пшеняник, А.В. Сбитнев // Материалы VIII НТК «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». – М.: МНТОРЭС им. А.С.Попова, 2011. – С. 324–332.

6. Вопросы использования информации высокочувствительных акселерометров для навигационно-баллистического обеспечения низкоорбитальных космических аппаратов / М.С. Бородин, В.Б. Дубовской, К.В. Кисленко, В.Г. Пшеняник // – М.: Новости навигации, 2013. – № 4. – С. 46–52.

# РЕАЛИЗАЦИЯ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПЕРВИЧНОЙ ОТЛАДКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

## И.И. Бураншин, Е.Е. Чебанов, А.Б. Уманский

(АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова»)

Аннотация: рассмотрены проблемы, возникающие при отладке программного обеспечения в АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова». Предложен метод устранения проблем отладки применением имитационной модели вычислительной системы. Приведена структура цифровой вычислительной системы объекта управления и определена структура имитационной модели цифровой вычислительной системы. Ключевые слова: имитационная модель, отладка программного обеспечения.

## Введение

Цифровые вычислительные системы (ЦВС), разрабатываемые в АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова», строятся по магистральномодульному принципу и предназначены для использования в составе систем управления жесткого реального времени. Модули соединены системной магистралью, по которой производится обмен информацией. Каждый модуль включает в себя процессор с внешней памятью. Исходя из требований обеспечения надежности функционирования системы, создание и отладка программного обеспечения (ПО) сводятся к следующим этапам:

 – создание и автономная отладка ПО на рабочем месте с помощью имитационной модели процессора;

- отладка ПО на макете вычислительной системы с имитаторами внешнего окружения;

- отладка ПО на макете ЦВС с математической моделью объекта управления.

Автономная отладка ПО на рабочем месте производится в интегрированной среде RocketSite. Данная программа включает в себя средства отладки и имитационные модели системного и вычислительного модулей ЦВС «Малахит-7». Модель имитирует пошаговое выполнение процессорных команд, сохраняет и считывает информацию из регистров и из внешней памяти, производит расчет времени выполнения команды. Отладчик позволяет пошагово выполнять программу системы управления, изменять значения переменных в процессе выполнения кода, устанавливать точки останова и отслеживать время выполнения команд.

Для отладки программ «Малахит-7» в RocketSite реализованы модели вычислительного и системного модуля. Это позволяет проверить все программы «Малахит-7», кроме программ обмена. Поэтому отладка программ обмена производится на макете вычислительной системы с имитаторами внешнего окружения.

Однако применение макета вычислительной системы затрудняет создание программ по следующим причинам:

1. Доступность ресурсов: ПО ЦВС создается несколькими подразделениями предприятия, из-за этого время доступа к макету вычислительной системы с имитаторами внешнего окружения ограничено; поломка макета может полностью остановить процесс отладки ПО.

2. Малая информативность: для выявления реакции программы на ситуации, возникающие в процессе отладки, программисту приходится анализировать большое количество информации, что осложняет отладку нештатных ситуаций (несовпадение контрольных сумм, нарушение длительности обмена, приход недостоверного количества слов и пр.); для улучшения процесса отработки предлагается создание имитационной модели ЦВС, которая позволит перенести первичную отработку программ обмена с макета вычислительной системы на автономное рабочее место.

Вначале рассмотрим структуру ЦВС (рис.1) для определения важных узлов, которые будут включены в модель.

## Структура ЦВС объекта управления

ЦВС объекта управления имеет следующий состав:

 – системный модуль – модуль, с помощью которого производится настройка модулей на обмен по системной магистрали;

– вычислительный модуль – модуль, выполняющий различные вычислительные операции;

- модуль связи - модуль, выполняющий операции обмена с внешними абонентами;

- блок сопряжения с системной магистралью (БСМ);

- системная магистраль (основная и резервная).

Системный модуль производит настройку модулей на обмен по системной магистрали и его запуск с записью информации в регистры модулей. Вычислительный модуль выполняет функциональные программы. Модуль связи обеспечивает обмен информацией ЦВС с внешними абонентами в различных режимах работы.







Рис. 2. Структурная схема модели ЦВС

Обмен по системной магистрали может быть совершен в следующих режимах:

 – режим чтения – системный модуль производит считывание содержимого из регистров, доступных с системной магистрали;

 – режим записи – системный модуль производит запись в регистры, доступные с системной магистрали;

– режим автономного обмена – запись или считывание информации из регистров и из внешней памяти модулей напрямую между модулями, участвующими в обмене, системный модуль предварительно настраивает модули на обмен.

Теперь рассмотрим упрощенную структуру ЦВС, которая будет использована в модели (рис. 2).

## Структурная схема модели ЦВС

Использование модели процессора вычислительного модуля и модуля связи в модели ЦВС не является необходимой по следующим причинам:

- модель нацелена на отработку программ системного модуля;

– настройка режимов обмена и запуск обмена производится моделью системного модуля.

Запись и хранение информации в памяти и регистрах имитаторов будет свидетельствовать о верной работе программ межмодульного обмена.

Поэтому для создания и отладки программ обмена будем использовать модель системного модуля. Как было сказано ранее, модель системного модуля имитирует пошаговое выполнение процессорных команд, позволяет пошагово выполнять программы системы управления, отслеживает время выполнения команд, сохраняет информацию в регистрах и во внешней памяти модулей, производит обработку прерываний и переход к соответствующему обработчику прерываний.

Вычислительный модуль будет моделироваться в виде имитатора, который включает в себя внешнюю память и регистры БСМ. Работа имитатора заключается в хранении информации, переданной по системной магистрали, в регистрах и во внешней памяти, в записи ответных кодировок в регистры. При обращении к памяти имитатора выполняется проверка доступности адресов по чтению/записи. В процессе имитации производится выдача диагностической информации.

Модуль связи будет моделироваться также в виде имитатора, который включает в себя внешнюю память, регистры БСМ. Также контролируется корректный доступ к памяти. Но в отличие от вычислительного модуля модуль связи будет имитировать режимы работы и режимы обмена с внешними абонентами. Работа имитатора заключается в проверке настройки модуля в определенный режим работы или обмена, выдаче диагностической информации в процессе имитации, записи информации в регистры по результатам обмена, формировании сигнала прерывания системному модулю по завершению режима.

Внешние абоненты в модели представлены в виде файлов. В каждом файле хранится информация, используемая в процессе имитации обмена. Контроль прохождения обмена производится сравнением информации, считанной или переданной, из модуля связи с информацией в файле.

В модели системной магистрали реализованы алгоритмы передачи данных между модулями. Для этого моделируется работа задействованных в обмене регистров БСМ-модулей, длительность обмена каждого режима, признаки прохождения обмена в регистрах БСМ-модулей, возникновение нештатных ситуаций и выдача диагностической информации по результатам обмена.

Состав моделируемой системы (перечень имитаторов, их физические адреса на магистрали, распределение памяти) задаются в файле конфигурации. Это позволяет использовать RocketSite для разных заказов, в которых используется ЦВС «Малахит-7». Кроме того, появляется возможность разрабатывать программы обмена до готовности аппаратуры необходимой конфигурации.

Предлагаемая реализация модели ЦВС достаточна для отработки программ обмена ЦВС «Малахит-7», но при этом не имеет избыточности, которая может уменьшить производительность модели.

Использование модели позволит:

 – увеличить качество ПО, так как отладка программ на модели позволит выявить и устранить большую часть ошибок;

– уменьшить сроки разработки ПО, так как первичная отладка программ будет производиться на рабочем месте, а не на макете;

 предсказать поведение системы в различных ситуациях, которые могут возникнуть в процессе создания и отладки ПО.

## Заключение

Отсутствие возможности создания и отработки программ межмодульного обмена и обмена с внешними абонентами в модели привело к использованию макета вычислительной системы с имитаторами внешнего окружения в качестве инструмента первичной отладки программ обмена. Однако при отработке программ программист сталкивается с проблемой доступности ресурсов макета, а также с проблемой необходимости анализа большого количества информации.

Модель ЦВС разрешает проблему ограниченности ресурсов макета, так как создание и первичная отработка программ межмодульного обмена будет производиться на рабочем месте программиста.

Применение модели позволяет:

 получить диагностическую информацию при создании и отладке программ в модели без анализа большого объема информации;

- значительно уменьшить сроки разработки ПО;

– создать более качественное ПО, так как большинство ошибок программ обмена будет устранено при отладке на рабочем месте.

# ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ОЦЕНКИ СХЕМНОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА БАЗЕ НЕЙРОГРАФОСЕМАНТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

А.П. Григорьев

 $(\Phi \Gamma У \Pi «КБ «Арсенал»)$ 

Аннотация: рассматривается комбинированный нейрографосемантический подход при проектировании системы автоматизированной оценки схемной телеметрической информации на этапе электрорадиотехнических испытаний механически разобранного (расстыкованного) изделия ракетно-космической техники. Данный подход потенциально позволяет осуществлять не только контроль, но и дистанционную диагностику, локализацию отказов, обеспечить высокую точность и достоверность оценки в реальном масштабе времени, частично разгрузить оператора от необходимости анализа результатов проверки по протоколам контрольно-проверочной аппаратуры автоматического сбора сообщений. Ключевые слова: электрорадиотехнические испытания, схемная телеметрическая информация, телеметрическая система, контрольно-проверочная аппаратура автоматического сбора сообщений, системы автоматизированной оценки схемной телеметрической информации, теория графов, семантические графы, теория искусственных нейронных сетей, персептронные нейронные сети прямого распространения сигнала.

При электрорадиотехнических испытаниях (ЭРТИ) механически разобранного (расстыкованного) изделия ракетно-космической техники (РКТ) для контроля и диагностики функционирования датчиков и кабельной цепи применяется контрольно-проверочная аппаратура автоматического сбора сообщений (КПА АСС), предназначенная для автоматизированной проверки телеметрической системы. Анализ, полученных при испытаниях результатов, осуществляется по распечаткам протоколов КПА АСС с использованием дополнительных справочных и руководящих документов. Очевидно, что при такой организации проведения работ не представляется возможным принятие оперативных решений по поиску и устранению возможных отказов (не норм).

Рассматривается задача построения системы автоматизированной оценки схемной телеметрической информации (СТМИ) на базе нейросетевого и графосемантического подходов. Данный комбинированный подход позволяет обеспечить высокую точность и достоверность оценки в реальном масштабе времени, частично разгрузить оператора от необходимости анализа результатов проверки СТМИ по протоколам КПА АСС. При решении задачи используются классические искусственные нейронные сети (ИНС) [1, 2, 3] совместно с многоуровневыми ориентированными семантическими графами [4, 5].

Основная идея заключается в том, что любой модуль (аналоговый, температурный, дискретный), входящий в состав телеметрической системы можно представить в виде ИНС, которую в свою очередь для решения задачи диагностики целесообразно выразить в виде ориентированного графа. Графовые модели в данном конкретном случае используются для визуализации процесса контроля.

Уст	ройство	o 2				
ИМЯ	:	КЦ	кц41			
Кол	во да	гч: 8	4			
Pear	им: ультат	: HO	ммутатор РМА			
Дат	чики:	-		-		
Ng	ИМЯ	тип	норма	Рез-т		
0	0-7	д	11111101	11111101		
1	8-15	Д	00001111	00001111		
2	16-23	Л	111111111	111111111		
3	24-31	ñ	00000011	00000011		
4	32-39	Л	111111111	111111111		
5	40-47	'n	11111111	11111111		
6	48-55	2	11111111	11111111		
7	56-63	д	11111111	11111111		

#### Рис. 1. Фрагмент протокола КПА АСС, КЦ41

Рассмотрим предложенный подход на примере одного из цифровых коммутаторов системы – КЦ41 (рис. 1). Данный цифровой коммутатор состоит из 8 позиций (№) – 0...7, в каждую позицию входят 8 параметров (Имя). Таким образом, каждый КЦ позволяет получить 64 параметра, характеризующих функционирование соответствующих датчиков.

Работоспособное текущее состояние датчика определяется понятием «норма», неисправное состояние – «не норма». Значения на выходе датчика соответствующие понятию «норма» определяются на основании руководящих документов и заносятся в базу данных КПА АСС. На основании этих данных предлагается построить простейшую статическую нейросеть прямого распространения сигнала [1, 2, 3] на базе персептронных нейронов (ПН) [2]. Каждый из нейронов в данном случае будет моделировать работу одной из позиций КЦ. Таким образом, для решения поставленной задачи необходимо спроектировать однослойную персептронную ИНС из 9 нейронов, 8 нейронов при этом предназначены для отображения (реализации) каждой из позиций коммутатора и 9-й нейрон-классификатор – для указания текущего состояния КЦ – «норма/не норма».

Математическая модель ПН (рис. 2) описывается соотношениями (1) и (2) [2]:

Текущее состояние нейрона определяется как взвешенная сумма от произведения сигнала на входе и веса связи (1):

$$s = \sum_{i=1}^{n} x_i \cdot \omega_i, \tag{1}$$

где  $\omega_i$  – вес синапса, *S* – результирующая функция. В качестве результирующей функции может быть использована любая арифметическая или логическая операция (обычно используется взвешенная сумма);  $x_i$  – компонент входного вектора (входной сигнал), n – число входов нейрона.



Рис. 2. Персептронный нейрон

Выход ПН – функция его состояния:

$$y=f(s), \tag{2}$$

где *у* – выходной сигнал нейрона; *f* – пороговая функция активации, описываемая соотношением (3).

$$y = f(s) = \begin{cases} 1, & s \ge T \\ 0, & s < T \end{cases}$$
(3)

где Т – некоторое пороговое значение.

Очевидно что [2], ПН полностью описывается своими весами  $\omega_i$ , и активационной функцией f(s). Получив набор чисел (вектор или матрицу) x в качестве входов, нейрон выдает некоторое число у на выходе [2].

Так как процесс функционирования ИНС, т. е. сущность действий, которые она способна выполнять, зависит от величин синаптических связей, то, задавшись определенной структурой (топологией, архитектурой) ИНС, отвечающей какой-либо задаче, разработчик должен найти оптимальные значения всех переменных весовых коэффициентов [1]. Этот этап называется обучением сети, и от того, насколько качественно он будет выполнен, зависит способность сети решать поставленные перед ней задачи во время функционирования [3]. Алгоритм обучения однослойной персептронной сети подробно описан в [1, 2, 3].

Рассмотрим спроектированную однослойную ИНС прямого распространения сигнала (рис. 3) [3].





Данная ИНС состоит из 9 ПН, располагающихся параллельно друг другу и соединенных с нейроном-индикатором напрямую без линий задержки. Веса сети статичны и свое значение в процессе работы не меняют.

В модели ПН используется пороговая активационная функция, причем каждому нейрону сети присваивается свой порог срабатывания *T*, который определяется исходя из эталонного входного сигнала, подающегося на тот или иной нейрон. Эталонный сигнал представляется в виде бинарного вектора состояния параметров в позиции КЦ. Эталонные состояния по всем параметрам, выдаваемым датчиками, как уже было сказано ранее, известны.

Исходя из вышесказанного, нетрудно представить персептронную ИНС в виде эталонного семантического (смыслового) графа [5]. Использование семантического графа (СГ), с одной стороны, позволит имитировать естественное понимание языка человеком, а с другой стороны, придаст фактической информации графовую структурированную организацию с широкой возможностью математической интерпретации и визуализации [6]. Построение ИНС как СГ также способствует процессу осмысления полученной информации, позволяет ее конкретизировать, выявить противоречия, обнаружить недостающую информацию и т. п. [4, 5].

При такой постановке задачи узлами (вершинами) графа являются конкретные параметры датчиков, которым также помимо этого будут соответствовать определенные ПН сети, ребра СГ можно рассматривать в виде входных и выходных связей нейрона.

Контроль и диагностика посредством нейро-графосемантического подхода осуществляется следующим образом. По результатам тестового контроля цифрового коммутатора КЦ41 КПА АСС формирует фактическую матрицу, состоящую из бинарных элементов. Фактическая матрица (рис. 1, столбец «Результат») подается на вход обученной ИНС. Сеть осуществляет автоматизированный контроль. Диагностика нейросетью осуществляется за счет возможности получать матрицу связности (МС) ИНС [3]. МС получается в результате обучения сети, характеризует связь и передачу сигналов от нейрона к нейрону, по MC можно судить о том, какие нейроны в сети были в состоянии возбуждения (задействованы). Все весовые коэффициенты ПН принимают значения –1 и 1, единице соответствует возбужденное состояние (осуществляется передача сигнала), минус единице – состояние покоя (сигнала нет). Так как каждый ПН сети соотнесен с вершиной эталонного СГ и каждый синапс нейрона соотнесен с ребрами графа, то по весу того или иного нейрона или его синапса в МС можно установить, в какой позиции КЦ и по какому параметру в позиции получена «не норма», соотнести эту информацию с руководящими документами, дать дополнительные рекомендации и вывести разъяснения, связав тот или иной параметр СГ с соответствующей инструкцией, и отослать оператора КПА АСС к тому или иному разделу эксплуатационного документа.

По разности эталонной матрицы (рис. 1, столбец «Норма») и МС сети можно построить разностную матрицу, реализующую разностный СГ. Данные матрица и граф характеризуют отклонение от состояния «норма», что может быть использовано при решении задачи диагностики (поиск отказов и «не норм»).

Более подробно однослойная статическая персептронная нейросеть прямого распространения сигнала, имитирующая работу цифрового коммутатора КПА ACC рассмотрена в статье [6].

Работоспособность спроектированной ИНС определяется контрольным моделированием, в рамках которого на вход обученной сети подают матрицу входного воздействия (в нашем случае вектор-столбец) и сравнивают ее с матрицей или вектором целей на выходе (эталонная матрица, задаваемая экспертами, характеризующая эталон качества решения задачи сетью). Если сеть взаимно однозначно интерпретирует сигнал на входе с эталонным значением на выходе, то принимается решение о ее работоспособности.

В качестве количественного показателя качества спроектированной архитектуры сети авторами [7] предлагается использовать разность квадратов нормы Гильберта – Шмидта эталонных матриц целей и фактических. Чем эта разность меньше, тем расстояние между рассматриваемыми матрицами в конечномерном пространстве меньше, и, следовательно, архитектура разработанной сети соответствует требованиям качества (приближается к эталонным требованиям, заложенным экспертами) [7].

Если рассмотреть вместо дискретного аналоговый модуль, к примеру, температурный (МСТ4) на базе локального коммутатора температурного (ЛКТ), состоящего из 128 позиций (подключается 128 температурных датчиков) – рис. 4, то архитектура ИНС изменится.

Данный цифровой коммутатор состоит из 128 позиций ( $N_2$ ) – 0...128, в каждую позицию входит 1 аналоговый параметр (значение температуры, измеренное терморезистором, в градусах шкалы Цельсия) Таким образом, ЛКТ позволяет получить 128 параметров, характеризующих функционирование соответствующих датчиков. Работоспособное текущее состояние датчика также определяется понятием «норма», предварительно определенным на основании руководящих документов. Так как в рамках ЭРТИ механически разобранного (расстыкованного) изделия РКТ изменение внешней окружающей среды не имитируется, то понятию «норма» соответствует температура воздуха окружающей среды испытательного цеха (10...35 °C), воспринимаемая датчиками температуры, размещаемыми на изделии.

Значение понятия «норма» для всех температурных датчиков так же, как и в ранее рассмотренном случае дискретных параметров, заносится в базу данных КПА АСС.

На основании этих данных предлагается построить простейшую статическую персептронную ИНС прямого распространения сигнала [1, 2, 3], которая будет отличаться от рассмотренной на рис. З числом нейронов во входном слое (128, по количеству подключаемых через ЛКТ датчиков) и наличием промежуточного скрытого слоя с двумя нейронами-ограничителями (предназначены для построения верхней и нижней границы поля допуска диапазоном 10...35 °С). Основная задача нейронов промежуточного слоя – сигнализация выхода параметров датчиков за верхнюю и нижнюю границу поля допуска. Таким образом, порог активационной функции данных нейронов должен быть задан в соответствии с формулой (3) как  $\geq 10$  – для нижней границы и <35 – для верхней.

-								
YC.	гройство	9						
Им	8:	MC	14					
Ти	1:	ЛК	r					
KO	п-во дат	4: 128	8					
Pe	ким:	Cyl	бкоммутато	p				
Pe:	зультат:	HE	НОРМА	- T				
Да-	гчики:							
No	ИМЯ	Тип	нач.зн.	Шкала	Норма	Допуск	Код	Знач.
0	Эталон	1			200 кв	20 кв	216	
1	Эталон	2			46 KB	4 кв	50	
2	T452-1	OM	101.60	12	109.50	4.00	149	108.80
3	T452-2	OM	101.60	12	109.50	4.00	147	108.70
4	T453-1	OM	101.60	12	109.50	4.00	147	108.70
5	T453-2	OM	101.60	12	109.50	4.00	146	108.65

Рис. 4. Фрагмент протокола КПА АСС, ЛКТ

Данная ИНС состоит из 128 ПН во входном слое, располагающихся параллельно друг другу, двух нейронов-ограничителей в скрытом слое, соединенных с нейрономиндикатором в выходном слое. Все нейроны ИНС соединены друг с другом напрямую без линий задержки и обратных связей. Веса сети статичны и свое значение в процессе работы не меняют.

Таким образом, в случае когда, тот или иной датчик температуры находится в состоянии «норма» (значение измеренной температуры укладывается в поле допуска), то сигнал об этом индицируется с нейронов скрытого слоя, а в случае, когда не укладывается (нарушаются условия формулы 3 для верхней или нижней границы заданной ранее), сигнал проходит к нейрон-индикатору выходного слоя, и по его бинарному выходу («1» или «0») можно судить о том, за какую из границ допуска (верхнюю или нижнюю) вышел измеренный сигнал.

Также стоит отметить, что данная задача с аналогичной точностью может быть решена за счет применения элементов «жесткой логики» и «булевой математики». Тем не менее использование комбинированного нейрографосемантического подхода более предпочтительно за счет достоинств графов в части структурирования и визуализации данных, а также способности ИНС к быстрой программной переналадки и краткости описания. Под краткостью описания ИНС будем понимать реализацию, которая является более компактной в плане кодового представления, как следствие, упрощается процедура написания программы, ее отладки и анализа отказов при последующей эксплуатации.

При реализации программной модели ИНС целесообразно воспользоваться средствами традиционных объектно-ориентированных языков программирования, таких как Java [8] или С++ [9]. Программирование нейронных приложений на языках типа Java [8] позволяет использовать все современные средства и технологии для интеграции этих моделей в разнообразные прикладные системы. При этом появляется возможность подключать к ним такие ресурсы, как базы данных, электронные документы и т. п.

Рассмотренный нейро-графосемантический подход потенциально может быть реализован в виде удаленного приложения, размещаемого на интернет-странице, что позволит реализовать удаленную систему мониторинга СТМИ на этапе ЭРТИ механически разобранного (расстыкованного) изделия РКТ. Для того, чтобы обращение к нейронной среде не приводило к постоянной перезагрузке содержимого интернетстраницы, необходим дополнительный фрейм [10]. Этот фрейм используется для выполнения программ, динамически загружаемых на данную страницу из различных внешних источников. Интернет-страница при этом является своеобразным автономным интерпретатором. Выбрав один из существующих интерпретируемых языков программирования (JavaScript, VBScript и пр.), обладающих достаточными свойствами для поддержки распределенных вычислительных процессов, нетрудно реализовать интерактивную интеллектуальную среду [10]. В данном случае интернет-страница будет состоять из двух уровней (слоев) - видимого переднего плана, обычно называемого картой (Card), и второго скрытого слоя – фона (Background). Иерархическая многослойная структура, подробно описанная в [10], позволяет эффективно использовать веб-страницу как активный программный компонент, позволяющий выполнять в скрытом слое все необходимые действия по вызову внешних приложений, обработке полученных результатов и передаче их для отображения в видимый слой.

В качестве внешнего интерфейса может быть использован сервер Apache Tomcat, что позволит через ODBC/ JDBC-интерфейс подключить ИНС к различным базам данных или к другим функциональным приложениям [10]. Такая организация позволяет с минимальными затратами построить на основе веб-браузера практически неограниченный, открытый и расширяемый набор функциональных компонентов, в которых сочетаются мощные графические средства и возможности динамического программирования.

Необходимо отметить, что описанный метод клиент-серверной организации удаленного нейросетевого мониторинга был апробирован и успешно применен при решении задачи, связанной с дистанционным контролем знаний авиационных специалистов (студенты аэрокосмических втузов, курсанты авиакосмических училищ, академий и университетов) [10], что свидетельствует о его работоспособности и позволяет в конечном счете говорить о потенциальной возможности внедрения.

В заключение стоит отметить, что рассмотренный комбинированный нейрографосемантический подход при проектировании системы автоматизированной оценки СТМИ на этапе ЭРТИ механически разобранного (расстыкованного) изделия РКТ позволяет осуществлять не только контроль, но и диагностику, локализацию отказов, обеспечивать высокую точность и достоверность оценки в реальном масштабе времени, частично разгрузить оператора от необходимости анализа результатов проверки по протоколам КПА АСС.

Автором данной статьи описанный подход был апробирован и успешно применен при решении задачи, связанной с контролем, диагностикой и восстановлением знаний авиационных специалистов [11]. Установлена его высокая работоспособность, эффективность, адекватность и достоверность, что говорит о потенциальной возможности использования описанного комбинированного подхода для решения широкого круга прикладных задач.

## Список литературы

1. Галушкин А.И. Теория нейронных сетей. – М.: ИПРЖР, 2000. – 416 с.

2. Короткин А.А. Математические модели искусственных нейронных сетей / Уч. пособие // – Ярославль, 2000.

3. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс. – М: Вильямс, 2006. – 1103 с.

4. Касьянов В.Н., Евстигнеев В.А. Графы в программировании: обработка, визуализация и применение. – СПб.: БХВ-Петербург, 2003. – 1104 с.

5. Модель предметной области и оценка ее сложности в обучающей системе по программированию / В.В. Лаптев // Вестник АГТУ. Сер.: Управление, вычислительная техника и информатика, 2010. – № 2.

6. Построение системы автоматизированной оценки схемной телеметрической информации на базе нейросетевого и графосемантического подходов / А.П. Григорьев, К.С. Варламов // Труды пятой научно-технической конференции молодых специалистов ФГУП «КБ «Арсенал». – СПб, 2014.

7. Оценка адекватности моделей искусственных нейронных сетей при реализации контрольного тестирования оператора-навигатора / А.П. Григорьев, Д.А. Хамидов // Сб. докл. 66 МСНК ГУАП. Апрель, 2013. Часть 1. Технические науки. – СПб.: 2013.

8. James L. Weaver JavaFX Script: Dynamic Java Scripting for Rich Internet/Client-side Applications, APress, 2007. – 218 p.

9. Подбельский В. В. Язык Си. – М.: Финансы и статистика, 2003. – 560 с.

10. Дистанционный нейросетевой контроль знаний оператора-навигатора / А.П. Григорьев, Д.А. Хамидов, Е.С. Керн // Сб. докл. 66 МСНК ГУАП. Апрель, 2013. Часть 1. Технические науки. – СПб.: 2013.

11. Нейросетевой подход в контроле, диагностике и восстановлении знаний операторанавигатора / А.П. Григорьев // Сб. докл. научной сессии ГУАП. – СПб.: ГУАП, 2013.

# ФАКТОРЫ КОСМИЧЕСКОЙ ПОГОДЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА БОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Л.А. Макриденко, В.Я. Геча (АО «Корпорация «ВНИИЭМ») Н.И. Сидняев, В.В. Онуфриев (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Аннотация: в статье дается обзор факторов космической погоды и их воздействия на поверхность космических аппаратов. Рассматриваются вопросы влияния метеорологических элементов и явлений на полет космических аппаратов и спутниковых систем, принципы и порядок учета метеорологических условий с целью более эффективного использования эксплуатационных траекторных данных космических аппаратов, повышения безопасности. Особое внимание уделено явлению аккомодации низкоорбитальных спутниковых систем, использованию информации, получаемой со спутников. Изучается солнечная активность, и ее проявления в виде повышенных потоков жесткого электромагнитного и корпускулярного излучения рассмотрены как основной источник космической погоды, создающей опасность для спутниковых систем. Ключевые слова: спутники, радиационные пояса, солнечные космические лучи, электромагнитные излучения, магнитные бури, безопасность, космические аппараты, аккомодация, энергия, наблюдения.

#### Введение

Космические лучи наряду со звездами и межзвездным газом принадлежат к числу важнейших составных элементов вселенной, влияющих на спутниковые системы. Знание основных их свойств крайне необходимо для оценки условий полетов спутников. Различают галактические космические лучи и солнечные космические лучи. Солнечные космические лучи – спорадическая часть солнечного излучения. Поток галактических космических лучей, по-видимому, образуется в пределах нашей галактики. Он не меняется сколько-нибудь значительно за продолжительное время. Солнечные космические лучи характеризуются вспышками излучения высокой интенсивности до максимальной энергии 20–30 ГэВ. Вспышки продолжаются иногда до трех суток. Магнитное поле земли является гигантским естественным спектроскопом, который отклоняет и анализирует космические лучи. Степень отклонения частиц космического излучения магнитным полем земли зависит от энергии и направления их прихода. Влияние магнитного поля земли на широтное распределение потока космических частиц называется широтным эффектом.

Космические лучи в основном состоят из ядер водорода – протонов (92 %), но в них встречаются и ядра гелия –  $\alpha$ -частицы (6 %), а также ядра более тяжелых элементов – лития, бериллия, бора и др. (2 %). Их относительное содержание приближенно соответствует распространенности химических элементов во вселенной. Средний поток галактических космических лучей в свободном пространстве вблизи земли примерно равен 1–2 частицам/ (см<sup>2</sup> · с).

Энергия частиц первичного космического излучения настолько огромна, что частицы могут пронизывать почти всю толщу атмосферы. Протоны проникают в среднем до высоты 15 км, α-частицы – до 20 км, более тяжелые ядра преодолевают меньшую часть атмосферы.

Космические лучи взаимодействуют с ядрами атомов атмосферного воздуха. В результате возникают вторичные космические лучи, представляющие собой новые частицы, состоящие из обломков ядер. Вторичные космические лучи, обладая значительной энергией, при столкновении с атомами и молекулами также могут разрушать их. В результате всех этих столкновений появляется множество различных элементарных частиц: протоны, нейтроны, электроны, позитроны, мезоны, антипротоны, антинейтроны и фотоны.

Многие из них существуют лишь миллионные доли секунды и распадаются. Конечным продуктом этих превращений являются электроны и мю-мезоны (в 8 раз легче протонов). На уровне моря 70 % всех частиц составляют мю-мезоны, а 30 % – электроны.

Солнце, наряду с мощными потоками электромагнитного излучения, испускает различные частицы-корпускулы. Они представляют собой протоны,  $\alpha$ -частицы, ионы гелия, ядра более тяжелых элементов и электроны. Корпускулярные частицы солнца, обладающие энергией (*E*) в пределах 10 МэВ<*E*<10<sup>4</sup> МэВ, называются солнечными космическими лучами, а частицы с энергией от нескольких килоэлектронвольт до 10<sup>4</sup> МэВ – солнечным корпускулярным излучением. Корпускулярное излучение неоднородно по своему составу и зависит от состояния солнца. Особенно сильно оно изменяется во время солнечных вспышек.

Солнечные (или хромосферные) вспышки – кратковременный процесс взрывного характера, охватывающий некоторую область солнечной атмосферы. Солнечные вспышки происходят под влиянием магнитных полей солнца и сопровождаются выделением огромной энергии.

#### Космические лучи. Корпускулярное излучение Солнца

Космические лучи – это частицы высокой энергии, приходящие в атмосферу Земли извне. Энергия космических лучей достигает 10<sup>19</sup> эВ (в среднем около 10<sup>10</sup> эВ), что в 10<sup>9</sup> раз больше максимальной энергии частиц, получаемых на самом большом протонном ускорителе.

Суммарная энергия, выделяющаяся при большой хромосферной вспышке, может достигать 10<sup>34</sup> эрг. Это колоссальная энергия. Различают три основных типа солнечного корпускулярного излучения:

1. Непрерывное истечение газов со всей невозмущенной поверхности Солнца называется солнечным ветром. Скорость спокойного солнечного ветра в области орбиты земли составляет 300–350 км/с, он направлен почти точно от Солнца. Содержание протонов в солнечном ветре составляет около 5 см<sup>-3</sup>,  $\alpha$ -частиц – около 5 %, а ионов гелия – около 0,1 % количества протонов. В зависимости от активности солнца скорость солнечного ветра изменяется от 300 до 850 км/с, содержание  $\alpha$ -частиц достигает 20 %.

2. Квазистационарное истечение газов из центров активности. Этот поток является совокупностью магнитно-силовых трубок, он достаточно устойчив и вращается вместе с Солнцем.

3. Нестационарные потоки газов из областей солнечных вспышек. Скорость и плотность потока зависят от вспышки и могут достигать соответственно 1500 км/с и  $10^4 - 10^6$  частиц/см<sup>3</sup>. Среднее время жизни солнечной вспышки около 1 ч. Вызываемые ею большие магнитные бури могут длиться 24–36 ч.

При взаимодействии солнечного ветра и других солнечных излучений с магнитным полем Земли возникает ряд важных явлений, имеющих огромное значение для космических полетов. Решающим здесь является характер магнитного поля в солнечной системе и энергия движущихся частиц.

*Радиационные пояса Земли*. Радиационные пояса одно из проявлений сложных физических процессов, протекающих в околоземном космическом пространстве.

Структура этого пространства и радиационных поясов следующая. Геомагнитное поле деформируется солнечным ветром. На больших расстояниях от Земли солнечный ветер сносит на ночную сторону магнитные силовые линии, выходящие из полярных районов, образуя шлейф земли. Схема магнитосферы земли представлена на рис. 1 и 2. Рис. 1 изображает сечение магнитосферы плоскостью, проходящей через ось геомагнитного диполя и линию Земля – Солнце, а рис. 2 – экваториальное сечение. Схемы построены с примерным соблюдением реальных пропорций. Из рисунков видно, что имеется шесть характерных областей, различающихся своими свойствами.

Область А занята потоком невозмущенной солнечной плазмы или солнечным ветром. Плотность частиц протонов и электронов в потоке примерно 10 см<sup>-3</sup>, направленная скорость 300–700 км/с, хаотические скорости значительно меньше. Поток несет «вмороженное» магнитное поле напряженностью в несколько гамм. Поскольку солнечный ветер является сверхзвуковым, то при обтекании магнитосферы земли возникает ударная волна. При переходе солнечной плазмы через ударную волну хаотические скорости возрастают и магнитное поле турбулизируется. Особенно сильно этот эффект проявляется вблизи дневной границы магнитосферы, где фронт ударной волны перпендикулярен или почти перпендикулярен направлению солнечного ветра. В связи с этим в области Б на дневной стороне формируется зона горячей плазмы.

С удалением от земли ударная волна приобретает косую форму и превращается в сверхзвуковой конус. Диссипация уменьшается, и область Б постепенно переходит в область Д, в которой плазменный поток приобретает свойства, аналогичные свойствам невозмущенного солнечного ветра.



Рис. 1. Схема магнитосферы земли и радиационных поясов в меридиональном сечении: *I* – самый внешний пояс; *2* – максимум внешней электронной зоны; *3* – максимум протонного пояса; *4* – внутренний электронный пояс





Невозмущенный солнечный ветер приводит к деформации геомагнитного поля, обжимает его в некоторой области, называемой магнитосферой. Магнитосфера имеет несколько характерных районов. В области В силовые линии магнитного поля качественно подобны дипольным, а дрейфовые орбиты частиц замыкаются в пределах магнитосферы. Данный район заполнен корпускулярной радиацией. Этот район называют областью захваченной радиации. Средняя энергия в ней значительно выше энергии вне магнитосферы.

На поверхности земли граница области захваченной радиации проектируется вдоль силовых линий в виде двух узких колец по одному в северном и южном полушариях. Вдоль этих колец в ионосфере чаще всего возникают полярные сияния. Области, ограниченные кольцами полярных сияний и включающие в себя магнитные полюсы земли, называются полярными шапками.

Полярные шапки пронизываются магнитными силовыми линиями, которые на ночной стороне магнитосферы замыкаются на очень большом расстоянии от Земли. Вблизи плоскости экватора силовые линии идут параллельно этой плоскости и имеют противоположное направление в Северном и Южном полушариях. Области с полем противоположных знаков разделены узким слоем, в котором напряженность магнитного поля очень незначительная. Она ниже предела чувствительности наиболее точных магнитометров, использовавшихся до настоящего времени (0,25 гаммы).

Область Г с вытянутыми в сторону от Солнца силовыми линиями называется хвостом магнитосферы. Тонкий слой Е – нейтральный слой.

Быстрые частицы в околоземном пространстве имеют несколько максимумов, охватывающих Землю. Эти максимумы и называются радиационными поясами. Общепринятой их классификации пока не разработано. Выделено четыре основных пояса.

1. Самый внешний пояс радиации. На дневной стороне он совпадает с областью горячей турбулентной плазмы (областью Б), а на ночной стороне переходит в нейтральный слой Е, который также заполнен горячей плазмой. Частицы самого внешнего пояса вдоль силовых линий доходят до ионосферы и попадают в кольца полярных сияний. Средняя энергия частиц в данном поясе примерно 1 кэВ.

2. Внешний электронный пояс. Он расположен несколько ближе к земле. Максимум интенсивности энергии в нем находится в плоскости экватора на расстоянии 4–5 земных радиусов а от центра земли. Энергия электронов во внешнем поясе изменяется от 50 до 200 кэВ и выше в области пика максимума.

3. Протонный пояс. Это единое образование. Начиная от границы области захваченной радиации наблюдаются интенсивные потоки протонов с энергиями более 100 кэВ. По мере приближения к Земле средняя энергия и интегральный поток протонов нарастают вплоть до геоцентрического расстояния 3,5а. На меньших расстояниях средняя энергия продолжает расти и вблизи земли достигает десятков мегаэлектронвольт. Интегральный поток здесь убывает. Потоки электронов на расстоянии 3а-4а от центра земли минимальны.

4. Внутренний электронный пояс. Он начинается на геоцентрических расстояниях, меньших За. Интенсивность электронов с энергиями около 100 кэВ и больше здесь вновь увеличивается. Ближе к земле пояс исчезает. В настоящее время эта зона в значительной мере заполнена электронами от высотных ядерных взрывов. Особенно мощный искусственный радиационный пояс создан в экваториальной области американским высотным взрывом «Морская звезда» (Starfish). Как показывают экспериментальные данные, этот искусственный радиационный пояс будет существовать несколько десятилетий.

Конфигурации поясов вне экваториальной плоскости в первом приближении определяются ходом магнитных силовых линий. Каждый из поясов имеет тонкую структуру, соответствующую различным участкам спектров.

Зона относительного минимума концентрации заряженных частиц между радиационными поясами заполнена весьма интенсивными потоками частиц. Поэтому всю область, содержащую заряженные частицы разных энергий, т. е. область, включающую перечисленные выше пояса и промежутки между ними, иногда рассматривают как единое целое – единый радиационный пояс со сложным распределением частиц в нем по составу и энергиям.

Приведенная картина радиационных поясов соответствует спокойному солнечному ветру, стабильному в течение нескольких суток. При солнечных вспышках или интенсивных корпускулярных потоках возникают вариации магнитных поясов. Мощные плазменные сгустки, особенно магнитные, временно искажают, как бы сдавливают магнитное поле земли. Конфигурация радиационных поясов нарушается. При сильных возмущениях солнечного ветра возникают полярные сияния. В случае проникновения плазменных сгустков на высоту от 100 до 300 км наблюдаются ионосферные возмущения, которые негативно сказываются на бортовых источниках КА (рис. 3).

При солнечных вспышках радиация временно возрастает в десятки тысяч раз по сравнению со спокойным состоянием Солнца. В связи с этим расположение радиационных поясов и концентрация заряженных частиц в них учитываются при выборе траектории полета космических аппаратов.



высоких энергий, вызывающего пробой диэлектриков и нарушение работы бортовой электроники [1] протонов и ионов в элементы электроники и создание объемного заряда спутника электронами

#### Перенос кинетической энергии

Для определения нормального давления, действующего на КА, необходимо знать отношение температур  $T_r/T_i$ . Вычисление этого отношения, в свою очередь, связано с нахождением энергии поступательного движения молекул, которая подводится к поверхности при ударе молекул и отводится в результате их отражения. Каждая из молекул при ударе переносит к поверхности энергию:

$$0,5mc^2 = 0,5m(U^2 + V^2 + W^2).$$
(1)

Энергия, подводимая тем числом падающих молекул, которое приходится на единицу площади в единицу времени, определяется выражением  $0.5mn_ic^2fvdudvdw$ . В результате интегрирования этого выражения в пределах изменения и и w от  $-\infty$  до  $+\infty$ , а v – от 0 до  $+\infty$  для передней площадки (или от  $-\infty$ до 0 для задней площадки) получим общее количество переносимой энергии *Ei* при ударе. В кинетической теории функция распределения определяется экспоненциальной зависимостью:

$$f = (\pi c_m^2)^{-3/2} \cdot e^{-c^2/c_m^2},$$
(2)

в которой величина  $c_m$  связана со средней скоростью хаотического движения  $\bar{c}$  соотношением:

$$c_m = \overline{c} \sqrt{\pi / 4} \tag{3}$$

и называется наиболее вероятной скоростью молекулы. По данным кинетической теории газов, средняя скорость беспорядочного движения молекул

$$\overline{c} = 2\sqrt{2RT/\pi}.$$
(4)

Функция распределения f относится только к неупорядоченной части движения молекул. С учетом значения (2) для f:

$$E_{i} = 0.5mn_{i}(\pi c_{mi}^{2})^{-1/5} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{t_{H}}^{t_{B}} \int_{-\infty}^{\infty} c^{2} e^{-\frac{c^{2}}{c_{mi}^{2}}} v du dv dw, \qquad (5)$$

где для передней площадки  $t_{\rm H}$  =0,  $t_{\rm B}$ =∞, а для задней  $t_{\rm H}$  = -∞,  $t_{\rm B}$ =0.

Принимая во внимание выражение (5) для  $0.5mc^2$ , а также зависимость (3) и производя интегрирование, найдем:

$$E_i = 0,5mN_i(V_{\infty}^2 + RT_i(4 + 1/(\varphi + 1))),$$
(6)

где  $N_i$  – общее число молекул, соударяющихся с единичной поверхностью в одну секунду, функция

$$\varphi = e^{-\overline{x}^2} \left( \pm \overline{x} \sqrt{\pi} (1 \pm \operatorname{erf} \overline{x}) \right)^{-1}.$$
(7)
96

Отраженные частицы уносят с единицы поверхности элементарную энергию  $0.5mn_rc^2fUdUdVdW$ . Интегрируя в пределах изменения U и W от  $-\infty$  до  $+\infty$ , а V – от  $-\infty$  до 0, получим полную величину уносимой энергии:

$$E_{i} = 0,5mn_{r}(\pi c_{mr}^{2})^{-1/5} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{0} \int_{-\infty}^{\infty} c^{2} e^{-\frac{c^{2}}{c_{mr}^{2}}} V dU dV dW.$$
(8)

Вычисление тройного интеграла дает

$$E_r = \rho_r (RT_r)^{1.5} (2/\pi)^{1.5}.$$
(9)

Заменяя в этом выражении плотность  $\rho_r$  на  $mn_r$ , а число отраженных молекул  $n_r$  определим из соотношения  $N_r = n_r \sqrt{RT_r/(2\pi)}$ , получим:

$$E_r = 2mN_r RT_r.$$
 (10)

Принимая во внимание, что  $m = \rho_i / n_i$ , получим:

$$E_r = 2mN_i RT_r = \sqrt{2/\pi}\rho_i RT_r \sqrt{RT_i} \left(e^{-\bar{x}^2} \pm \bar{x}\sqrt{\pi} (1 \pm erf\bar{x}),\right)$$
(11)

где mR=1,38·10<sup>-16</sup> эрг/град (1,38·10<sup>-23</sup> дж/град) – постоянная Больцмана.

Суммарная кинетическая энергия молекул равна разности подводимой и уносимой энергий:  $F=E_i-E_r$ . При больших скоростях ( $\overline{x} \ge 2$ ) как для передней (рис. 4), так и для задней площадок аппаратов можно принять  $\varphi_f \approx \varphi_b \approx 0$ . Осуществляя необходимые упрощения, получим:

$$E_{if} = 0,5\overline{x}\rho_i\sqrt{2RT_i}(V_{\infty}^2 + 5RT_i).$$
(12)

Для энергии отраженных частиц после упрощения (11) получим зависимость:

$$E_{rf} = 2\sqrt{2}\rho_i RT_r \overline{x} \sqrt{RT_i}.$$
(13)

Процессы переноса были рассмотрены на основе гипотезы диффузного отражения, при котором молекулы успевают полностью «приспособиться» к условиям на стенке и возникающий между стенкой и молекулами контакт достаточен, чтобы передать стенке количество движений всех молекул.



Рис. 4. Схема течения в окрестности критической точки поверхности КА

## Аккомодация. Обмен количеством движения

Экспериментальные исследования показывают, что реальные процессы взаимодействия молекул с поверхностью отличаются от явлений диффузного отражения и характеризуются отражением более общего типа. Только часть падающих молекул передает стенке касательную составляющую импульсов. Степень контакта сталкивающихся молекул недостаточна для того, чтобы они приобрели среднюю энергию, соответствующую температуре стенки ( $T_{ct}$ ) (рис. 4). В основе рассматриваемой концепции отражения лежит идея, что нормальная и тангенциальная компоненты силы, создаваемой отраженным потоком, определяются, соответственно, коэффициентом аккомодации («приспособляемости») нормальной компоненты импульс

$$f_n = (p_i - p_r)(p_i - p_{cr})$$
(14)

и коэффициентом аккомодации тангенциальной компоненты импульса

$$f_{\tau} = (\tau_i - \tau_r) / \tau_i. \tag{15}$$

В соответствии с этой концепцией только часть падающих молекул  $f_n$  передает стенке нормальную компоненту импульса. Доля всех молекул, передающих касательную составляющую количества движения, определяется коэффициентом  $f_{\tau}$ . Очевидно, для полностью зеркального отражения  $f_n=f_{\tau}=0$  при  $p_i=p_r$ ;  $\tau_i=\tau_r$ , а для полностью диффузного отражения  $f_n=f_{\tau}=1$  при  $p_i=p_{c\tau}$ ;  $\tau_r=0$ . Давление на приборной

стенке  $P_{ct}$  в (14) можно рассматривать как нормальную компоненту импульса молекул, которые отражаются с максвелловским распределением скорости, соответствующим термодинамическому равновесию при температуре поверхности  $T_{ct}$ , находящейся d состоянии покоя (( $V_{\infty}$ =0). Давление на стенке равно  $P_{ct}$ =0,5 $\rho_{ct}RT_{ct}$ или, принимая во внимание, что  $\rho_{ct}$ = $mn_{ct}$ ,  $P_{ct}$ =0,5 $mn_{ct}RT_{ct}$ , чтобы перейти к плотности набегающего потока, воспользуемся соотношением  $\rho_i$ = $mn_i$ . При помощи которого получим  $p_{ct}$  = 0,5 $R\rho_i T_{ct} (n_{ct} / n_i)$ . Для определения отношения  $n_{ct} / n_i$  воспользуемся соотношением  $N_{ct} / N_i$ , определяющим равенство числа отраженных  $N_{ct}$  и падающих молекул:  $n_{ct} \sqrt{RT_{ct}} / (2\pi) = N_i = (N_i / n_i)n_i$ . Вычислив отношение ( $n_{ct} / n_i$ ), найдем для давления формулу:

$$\overline{p}_{\rm cr} = \frac{2p_{\rm cr}}{\rho_i V_{\infty}^2} = \frac{\sin^2\beta}{2\overline{x}^2} \sqrt{\frac{T_{\rm cr}}{T_i}} (e^{-\overline{x}^2} \pm \overline{x}\sqrt{\pi}(1\pm erf\overline{x})), \qquad (16)$$

где знак плюс соответствует передней площадке поверхности спутника, а минус – задней.

Строго говоря, коэффициенты  $f_n$  и  $f_{\tau}$  неодинаковы, так как характеризуют различные процессы передачи импульса при отражении. Однако при приближенных вычислениях можно исходить из максвелловской гипотезы, в соответствии с которой процесс отражения характеризуется одним коэффициентом аккомодации импульса  $f_n = f_{\tau} = f$ , указывающим на то, что диффузно отражается доля f всех молекул, а зеркально – часть (1-f).

С учетом сказанного давление pr при отражении определяется из выражения (14) следующим образом:  $p_r = p_i(1-f) + fp_{cr}$ . Полное давление:

$$p = p_r + p_i = (2 - f)p_i + fp_{cr}.$$
(17)

Подставляя в (17) известные значения  $p_i$ , а также  $p_{cr}$  из (16), получим:

$$\overline{p} = \frac{2(p_i + p_r)}{\rho_i V_{\infty}^2} = \sin^2 \beta \left( \frac{(2 - f) \left( \frac{\pm e^{-\overline{x}^2}}{\overline{x} \sqrt{\pi}} + (1 + \frac{1}{2\overline{x}^2})(1 \pm erf\overline{x}) \right)}{+ \frac{f}{2\overline{x}^2} \sqrt{\frac{T_{\text{cr}}}{T_i}} (e^{-\overline{x}^2} \pm \overline{x} \sqrt{\pi} (1 \pm erf\overline{x}))} \right).$$
(18)

Суммарное напряжение трения от действия падающих и отраженных молекул  $(\tau = \tau_i - \tau_r)$ . Внося сюда значение  $\tau_r = (1 - f)\tau_i$ , полученное из (15), найдем  $\tau = \tau_i - \tau_r = \tau_i f$ . Соответствующий коэффициент трения имеет вид:

$$c_f = \frac{2\tau}{\rho_i V_{\infty}^2} = \frac{2\tau_i f}{\rho_i V_{\infty}^2} = f \sin\beta\cos\beta \left(\frac{\pm e^{-\overline{x}^2}}{\overline{x}\sqrt{\pi}} + (1\pm erf\overline{x})\right).$$
(19)

Для очень больших скоростей ( $\overline{x} \ge 2$ ) и сильно охлаждаемой стенки ( $T_{cr} \le T_i$ ) зависимость (18) можно упростить. Принимая знак плюс (рассматривается передняя площадка), найдем  $\overline{p}_f = 2(2-f)\sin^2\beta$ . Для таких больших скоростей коэффициент трения на передней площадке ( $c_f$ )<sub>f</sub> =  $f\sin 2\beta$ . На задней площадке для указанных условий  $\overline{p}_b = 0$ , ( $c_f$ )<sub>b</sub> = 0.

Из этих формул видно влияние аккомодации на давление и трение. С увеличением f коэффициент давления  $\overline{p}_f$  снижается, а коэффициент трения  $(c_f)_f$  возрастает. Физически такой эффект объясняется уменьшением числа молекул, которые отражаются зеркально. Это обусловливает уменьшение дополнительного импульса («реактивной силы»), что вызывает снижение давления. Одновременно становится меньше число тех молекул, которые не передают касательной составляющей количества движения, что влечет за собой увеличение коэффициента трения. Коэффициент f в приведенных выражениях близок к единице и может приниматься в расчетах равным примерно 0,95–1. В предельном случае полностью зеркального отражения, который нереален, коэффициент f=0. В другом предельном случае полностью диффузного отражения, который более правдоподобен, коэффициент f=1.

Экспериментальные исследования взаимодействия водорода, гелия и кислорода с полированной поверхностью окиси серебра, а также изучение контакта воздуха с латунью показали, что  $f \approx 0,99$ , что подтверждает наличие практически полного диффузного отражения. Вместе с тем аналогичные исследования позволили установить, что для некоторых комбинаций газа и поверхности коэффициент f может быть существенно меньше единицы.

#### Обмен энергией

Отсутствие полной «приспособляемости» (аккомодации) свойственно не только явлению переноса количества движения, но и в большей степени, как показывают экспериментальные исследования, процессу обмена энергией между падающими молекулами и стенкой (рис. 5). По этой причине для энергии отраженных молекул предполагается, что их температура  $T_r$  отличается от температуры стенки  $T_{\rm cr}$ . В этом случае контакт падающих молекул вследствие малого времени соприкосновения со стенкой недостаточен, чтобы передать им при отражении среднюю энергию, соответствующую температуре  $T_{\rm cr}$  и равную:

$$E_{\rm cr} = 2mN_i RT_{\rm cr} = \sqrt{2/\pi}\rho_i RT_{\rm cr} \sqrt{RT_i} \left(e^{-\overline{x}^2} \pm \overline{x}\sqrt{\pi} \left(1 \pm erf\overline{x}\right)\right).$$
(20)

Рассматриваемый случай отражения является наиболее общим и характеризуется отсутствием полной аккомодации («приспособляемости») между твердой границей и молекулами при обмене энергией. Таким образом, в этом общем случае отношение  $\eta = (E_t - E_r)/(E_t - E_{cT})$ , называемое термическим коэффициентом аккомодации, отличается от единицы. Возникающий разрыв энергии является причиной скачка температур, т. е. различия между  $T_r$  и  $T_{cT}$ . Коэффициент аккомодации  $\eta$  имеет важное значение в расчете теплопередачи. Поэтому необходимо уметь оценить его величину. В настоящее время это можно осуществить только экспериментально, хотя, к сожалению, достаточно надежных измерений мало.



Рис. 5. Схемы взаимодействия молекул с поверхностью КА

Наблюдения показывают, что характер изменения термического коэффициента аккомодации весьма сложен. Установлено, в частности, что с увеличением молекулярного веса и температуры поверхности космического аппарата значение η возрастает. Можно предположить, что коэффициент аккомодации будет зависеть от скорости полета тела, угла подхода молекул к поверхности, свойств материала, состояния поверхности. Как показали исследования, значения коэффициента аккомодации для воздуха, взаимодействующего с алюминием и сталью, имеющих различную форму обработанной поверхности, близки к единице и колеблются от 0,7 до 0,97. Необходимо отметить, что для чистых поверхностей и легких молекул, в частности, таких газов, как водород и гелий, величина η может достигать примерно 10<sup>-2</sup>. Сравнение термического η и «силового» f коэффициентов аккомодации показывает, что f>> η. Из этого следует, что, хотя падающие молекулы испытывают многократные столкновения со стенкой космического аппарата и процесс отражения близок к диффузному, время соприкосновения этих молекул со стенкой все же недостаточно для того, чтобы отраженные молекулы приобрели температуру стенки. Можно рассмотреть предельный случай, при котором  $\eta = 1$ . Это соответствует моменту, когда температура  $T_r$ отраженных молекул достигает температуры стенки Т<sub>ст</sub>. В этом случае молекулы как бы полностью приспособляются к условиям на стенке.

#### Выводы

Качественно оценено прямое или косвенное воздействие факторов космической погоды (галактические космические лучи, солнечные космические лучи, электромагнитные излучения), геомагнитных бурь на безопасность спутниковых систем, поверхностную и объемную электризацию КА, деградацию солнечных батарей и материалов КА, аккомодации, одиночные сбои в электронике, аномальное торможение КА и потерю высоты орбиты, на радиосвязь и работу космических радиосистем. Показано, что в периоды сильных геомагнитных возмущений и бурь повышается общий уровень опасности в результате возрастания уровня корпускулярной радиации, возникновения возмущения ионосферы и ионосферных неоднородностей, распухания атмосферы, генерации геомагнитно-индуцированных токов, облегчаются условия проникновения в магнитосферу энергичных частиц.

Аналитические данные об обтекании КА, полученные для условий разреженной среды, значительно разнятся, особенно для параметров трения и теплопередачи, вычисленных по газодинамическим соотношениям для сплошной среды. Такое различие объясняется структурой этих соотношений, соответствующей гипотезе сплошности среды. Для разреженной атмосферы эта гипотеза недействительна и необходимо пользоваться кинетической теорией, исследующей динамику газа с помощью молекулярной механики. Основные выводы этой теории основываются на принятии дискретной схемы строения, согласно которой среда состоит из соударяющихся молекул, пробегающих достаточно большой свободный путь. Не рассматривая подробно кинетическую теорию газов, авторы привели лишь те сведения, которые необходимы для понимания физических явлений, а также для осуществления газодинамических расчетов, связанных с полетами КА в разреженной среде.

#### Список литературы

1. Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А и др. Аэрогидромеханика. – М.: Машиностроение, 1993. – 608 с.

2. Авдуевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учебник для авиац. специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.

3. Влияние особенностей взаимодействия газа с поверхностью на аэродинамические характеристики космического аппарата / И.В. Воронич, З.М. Мьинт // Вестник МАИ. – 2010. – Т. 17. – № 3. – С. 59–67.

4. В.С.Авдуевский, Б.М. Антонов, Н.А. Анфимов и др Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 607 с.

5. Космическая погода и риски космической деятельности / В.Д. Кузнецов // Космическая техника и технологии, 2014. – № 3(6). – С. 3–13.

6. Акишин А.И. Новиков Л.С. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. – М.: Знание, 1983. – 64 с.

7. Проблемы аккомодации несущих поверхностей низкоорбитальных космических систем / Л.А. Макриденко, В.Я. Геча, В.В. Онуфриев, Н.И. Сидняев // Тезисы докладов четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – С. 59–62.

8. О проблеме защиты МКС от столкновения с частицами космического мусора / С.А. Мещеряков // Околоземная астрономия и проблемы изучения малых тел Солнечной системы. – М.: Космосинформ, 2000. – С. 302–307.

# АЭРОМЕХАНИКА НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Л.А. Макриденко, В.Я. Геча (АО «Корпорация «ВНИИЭМ») Н.И. Сидняев, В.В. Онуфриев (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Аннотация: представлены аэрогазодинамические параметры обтекаемого космического аппарата, полученные для условий разреженной среды, которые значительно отличаются от значений силовых и моментных характеристик, а также параметров давления, трения и теплопередачи, вычисленных по газодинамическим соотношениям для сплошной среды. Такое различие объясняется структурой этих соотношений, соответствующей гипотезе сплошности среды. Показано, что для разреженной атмосферы эта гипотеза недействительна, и необходимо пользоваться кинетической теорией, исследующей динамику космической погоды с помощью молекулярной механики. Ключевые слова: разреженный газ, космический аппарат, давление, аккомодация, скорость, космическая среда, молекулы, температура, соударения.

#### Введение

Основной проблемой задач динамики разреженного газа является получение решений в широком диапазоне чисел Кнудсена (*Kn*). Чаще всего известно асимптотическое поведение решения для течений, близких к свободномолекулярному, когда число  $Kn \rightarrow \infty$ . Обычно известна асимптотика и для сплошносредного режима, когда  $Kn \rightarrow 0$ . Достаточно хорошо изучена задача Куэтта о течении разреженного газа между параллельными пластинами, которые двигаются вдоль оси друг относительно друга с равной и противоположной по направлению скоростью.

Рассмотрим вопрос, связанный с пределами применимости тех теоретических зависимостей, которые основывались на предпосылке о сплошности газовой среды. При этом необходимо отметить, что пределы применимости носят условный характер, так как, например, невозможно точно указать высоту атмосферы для КА, выше которой надо применять только молекулярную теорию. Для установления этих пределов следует определить длину свободного пробега молекул. Из физических соображений ясно, что чем она меньше, тем ближе среда к гипотетически сплошной. Течение такой среды характеризуется большим числом соударений между молекулами, определяющими при наличии возмущений малое время релаксации, т. е. время установления равновесия уровней энергии сталкивающихся молекул [1, 2].

Методы статистической физики устанавливают некоторый средний путь, пробегаемый молекулой до соударения и называемый средней длиной свободного пробега. Эта длина  $l = \overline{c}t$ , где  $\overline{c}$  – средняя скорость хаотического движения молекул [2]; l – время между двумя соударениями молекулы, определяемое по выражению  $t=n^{-1}$ , в котором  $n = NA\overline{c}$  – число соударений в единицу времени (где N – число молекул в единице объема, S – площадь поперечного сечения молекулы). Таким образом,  $l = (NA)^{-1}$ . Например, для воздуха при нормальных условиях  $N= 2,69 \cdot 10^{19}$  см<sup>-3</sup>,  $A = 10^{-15}$  см<sup>2</sup>, следовательно, длина пути свободного пробега  $l= 4 \cdot 10^{-5}$  см. Отсюда следует, что средняя длина пути свободного пробега увеличивается с уменьшением плотности [3, 4]. Поэто-

му с подъемом на высоту эта длина возрастает и может оказаться значительно больше размеров летательного аппарата. Формула  $l=(NA)^{-1}$  неудобна для практического применения, так как площадь поперечного сечения молекулы не может быть определена непосредственным измерением. Лучше пользоваться зависимостью для l, которую можно получить из формулы для кинетической теории газов, определяющей динамический коэффициент вязкости. Внося в  $l = \overline{ct}$  вместо  $\overline{c}$  зависимость, определяющую среднюю скорость через скорость звука a, найдем  $l = 1,255v\sqrt{k} / a$ , где k – показатель адиабаты; v – кинематический коэффициент вязкости.

## Режимы течения разряженного газа

Режимы течения газа зависят от степени разреженности газа, под которой следует понимать отношение средней длины свободного пробега молекул к некоторому характерному линейному размеру рассматриваемой области потока [5]. Представление об указанных режимах и параметрах, используемых для их оценки, можно получить, если рассматривать течение между двумя пластинками, отделенными друг от друга малым расстоянием  $\delta$ . Пространство между пластинками заполнено газом, и одна из пластинок перемещается параллельно другой с некоторой скоростью V. При оценке степени разреженности и соответствующего режима течения целесообразно исходить из сравнения средней линии свободного пробега молекул l и расстояния между пластинками  $\delta$ , т. е. из отношения

$$\frac{1}{\delta} = 1,255 \frac{v\sqrt{k}}{V\delta} \frac{V}{a} = 1,255\sqrt{k} \frac{M}{Re},\tag{1}$$

где  $Re = V\delta / v$  – число Рейнольдса.

Параметр  $l/\delta$  есть число Кнудсена и обозначает  $Kn = l/\delta$ . Если число Кп $\leq 0,01$ , то рассматривают газ как плотную среду. В такой среде вследствие малости средней длины свободного пробега возмущения от соударений со стенкой практически мгновенно передаются на все молекулы, поэтому при исследовании течений применима гипотеза сплошности. Если средняя длина свободного пробега больше расстояния между стенками и число Кп≥10, то газ следует считать сильно разреженным и гипотеза сплошности оказывается неприменимой. В такой среде обычное понятие о числе *Re* как о параметре, отражающем отношение сил инерции к силам вязкости, не имеет смысла, поскольку столкновения частиц редки и, следовательно, вязкость практически не проявляется. В соответствии со сказанным при определении действующих сил и тепловых потоков необходимо рассматривать ударное воздействие частиц на КА, а не его обтекание сплошным потоком. Оба рассмотренных случая отражают два характерных режима течения. Первый из них представляет собой режим сплошного течения, второй – режим свободномолекулярного потока. Принято считать, что в элементарном объеме свободномолекулярного потока, несмотря на сильное разрежение и пренебрежимо малое число столкновений, число молекул достаточно для того, чтобы определить свойства газа как макроскопические [6]. Например, на высоте свыше 150 км длина свободного пробега молекул равна 3 м, что указывает на сильную разреженность воздуха. Между тем число молекул в кубическом сантиметре остается достаточно большим и составляет примерно 1,5·10<sup>12</sup>. Для такой разреженной среды давление и массовая плотность могут быть рассчитаны как средние в данном объеме. Свойства течений этой среды определяются на основе максвелловского закона распределения скоростей молекул (рис. 1). Следовательно, применяя этот закон, можно исследовать силы взаимодействия молекул с поверхностью движущегося тела.



Рис. 1. Функция распределения Максвелла в разряженной среде по скоростям в зависимости от температуры



Рис. 2. Влияние режима течения на характер изменения скорости газа, обтекающего стенку: *a* – сплошное течение; *б* – свободномолекулярный поток; *в* – течение со скольжением

Между режимами сплошного и свободномолекулярного течений находятся промежуточный режим ( $1 \le Kn \le 10$ ) и режим течения со скольжением ( $0,01 \le Kn \le 1$ ). Промежуточный режим характеризуется тем, что в нем имеют одинаковое значение соударения молекул со стенкой и друг с другом [7]. Условия, соответствующие этому режиму, возникают при полете на высотах приблизительно 100 км. В режиме со скольжением, возникающем на высотах, несколько меньших 100 км, более существенное значение имеют соударения между молекулами [3, 4]. Но, несмотря на малую, по сравнению с линейным размером  $\delta$ , среднюю длину пробега, пренебрегать ею нельзя.

Различие между режимами течения проявляется в неодинаковом профиле скоростей между параллельными стенками КА. В сплошном (непрерывном) потоке частицы газа после соударения с движущейся стенкой КА приобретают скорость КА V и соответствующее количество движения (рис. 2). При этом вследствие трения передаваемое соседним частицам количество движения уменьшается, в результате чего уменьшается также их скорость, достигая на поверхности неподвижной пластинки нулевой величины. В свободномолекулярном потоке частицы после соударения со стенкой не изменяют количества движения по толщине слоя, так как при отскакивании не сталкиваются с другими молекулами. В результате профиль скорости поперек стенок КА остается «нулевым». При этом в случае диффузного взаимодействия скорость молекулы у верхней движущейся пластинки V, а у неподвижной нижней пластинки она равна нулю. Следовательно, средняя скорость молекул между пластинками равна V/2.

Из сказанного ясно, что в свободномолекулярном потоке, обтекающем какойлибо КА, теряет смысл понятие пограничного слоя, так как течение у поверхности имеет ту же скорость, что и на некотором удалении от нее (в обычном представлении – на внешней границе пограничного слоя).

Профиль скорости при течении со скольжением (рис. 2,  $\delta$ ) занимает промежуточное положение. Подвижная пластинка, как и в сплошном потоке, передает частицам количество движения, соответствующее скорости движения КА V. При этом отраженные от КА частицы, не достигая противоположной стенки, сталкиваются с другими частицами, изменяя их скорость. Это объясняется тем, что средний путь пробега молекул соизмерим с расстоянием (рис. 2,  $\delta$ ). Эта скорость движения изменяется непрерывно между стенками, а профиль скорости по виду будет средним между профилями для сплошного и свободномолекулярного потоков.

На нижней стенке молекулы как бы проскальзывают относительно поверхности с некоторой скоростью V, а их скорость на верхней пластинке будет равна, очевидно, разности *V*-*v*. Отсюда объяснимо название «течение со скольжением». При внешнем обтекании тела таким потоком газ на поверхности не «прилипает», а приобретает некоторую отличную от нуля скорость, меньшую, чем на внешней границе пограничного слоя. Таким образом, при наличии скольжения вблизи границы имеете место разрыв скорости между газом и самой стенкой КА. При этом вблизи стенки будет отличен от нуля градиент скорости поперек слоя. Последнее указывает на то, что в не очень сильно разреженном газе, движущемся со скольжением, еще существует пограничный слой. Поэтому движение вблизи поверхности не подчиняется закону Максвелла и можно использовать общие уравнения вязкого теплопроводного сжимаемого газа [7]. Однако их надо пересмотреть с учетом более общих граничных условий, учитывающих возможный разрыв скорости, температуры и давления на поверхности. При этом тот или иной режим течения определяется в соответствии с формулой (4) соотношением между местными числами M и Re. Если расстояние между стенками по величине принять такого же порядка, как толщина слоя в ламинарном течении, то от числа  $Re = V\delta / v$  можно перейти к параметру  $Re_L = Re(L / \delta)$ . Заменив в нем отношение  $\delta/L$  по соответствующей зависимости, в которой принимается  $\bar{x} = 1$  (рассматривается задняя кромка пластинки), и внеся его в (1), получим зависимость для параметра Кнудсена:

$$Kn = l / \delta = 0,264\sqrt{k} \left(M\sqrt{Re_L}\right). \tag{2}$$

Эта зависимость для различных режимов не учитывает влияние возможных физико-химических превращений воздуха на среднюю длину свободного пробега молекул [8, 9]. При этом нужно иметь в виду, что диссоциация сопровождается, как известно, увеличением числа частиц, обусловливающим уменьшение их среднего пути свободного пробега.

Соотношение (2), строго говоря, относится к течениям невозмущенного газа. Однако, как показывают исследования, (2) можно использовать для оценки течения вблизи обтекаемого КА, если исходить из местных значений чисел *M* и *Re*. При определении этого числа необходимо выбрать характерный линейный размер  $\delta$ .

#### Давление и трение в свободномолекулярном потоке

В теории свободномолекулярного течения выдвинут ряд гипотетических схем взаимодействия молекул со стенкой КА [10]. Рассмотрим схемы предельного вида взаимодействия – «зеркальное отражение» и «диффузное отражение». В дальнейшем коснемся также промежуточной схемы, принимая, что более близким к реальному будет взаимодействие, представляющее собой комбинацию двух указанных предельных видов отражения.

Зеркальное отражение. Схема зеркального молекулярного отражения реализуется в том случае, если поверхность очень гладкая и наклонена под малым углом атаки. Согласно этой схеме частицы, подойдя к стенке КА, после удара отражаются от нее под углом, равным углу атаки (рис. 3). Таким образом, в данной схеме молекулы ведут себя подобно абсолютно упругим шарам. При зеркальном отражении абсолютные значения составляющих скорости не меняются, причем касательная составляющая к поверхности сохраняет свой знак, в то время как нормальная составляющая меняет его на обратный. При таком идеальном взаимодействии частиц со стенкой КА силы трения в обычном понимании отсутствуют. Исследования показали, что даже тщательно отполированные поверхности не являются достаточно гладкими, чтобы полностью реализовывалась схема зеркального отражения. Практически по этой схеме отражается лишь незначительная часть молекул, порядка нескольких процентов.

Диффузное отражение. В случае диффузного отражения (рис. 3) предполагается, что поверхность имеет шероховатости и щели. Высота бугорков шероховатостей и ширина щелей должны быть соизмеримы с поперечными размерами молекул.



Рис. 3. Схемы взаимодействий молекул космической среды со стенкой КА 107

Молекулы в результате соударения, попадая в щель аппаратных средств КА или оказываясь между бугорками шероховатостей, практически полностью абсорбируются стенкой КА, передавая ей свой импульс и энергию, а затем по истечении какого-то малого промежутка времени отражаются от нее в произвольном направлении с некоторой скоростью, причем каждое такое направление равновероятно. Отсутствие какого-либо преобладающего направления движения диффузно отраженных молекул приводит к тому, что они не создают касательного напряжения [10]. Так как реальная поверхность всегда отличается от идеально гладкой, то большая часть молекул взаимодействует по схеме диффузного отражения.

## О переносе энергии молекул поверхности КА

Рассмотрим некоторые характеристики свободномолекулярного потока, обтекающего КА [11]. Будем считать, что молекулы отражаются диффузно от стенок КА, причем температура отраженных частиц равна некоторому значению,  $T_r$  отличному в общем случае от температуры стенки  $T_{cm}$  и первоначальной температуры газа.  $T_i$  Рассмотрим выражение для переноса массы. Пусть составляющие скорости молекулы будут:  $u = u' + U, v = v' + V, \omega = \omega' + W$ . Первые члены в этих выражениях – компоненты скорости  $\vec{V}_{\infty}$  массового (или упорядоченного) движения газа относительно стенки, определяемой из выражения:

$$V_{\infty}^2 = u'^2 + v'^2 + \omega'^2.$$

Вторые члены – составляющие скорости теплового движения (скорости молекулы относительно массового движения газа) (рис 4). Квадрат этой скорости:

$$c^2 = U^2 + V^2 + W^2.$$

Примем, что ось *у*, которой соответствует составляющая *V*, направлена по нормали к поверхности в данной точке.

Нас интересует перенос молекул к поверхности тела, который зависит от числа падающих молекул, содержащихся в единице объема. Если молекулы движутся со скоростью, компоненты которой по величине укладываются соответственно в интервалах u, u + du; v, v + dv,  $\omega$ ,  $\omega + d\omega$ , то число этих молекул равно произведению  $n_i f du dv d\omega$ , в котором  $n_i$  – число падающих молекул в единице объема (здесь и в дальнейшем индекс «*i*» относится к частицам невозмущенного потока, параметры которого  $T_{\omega}$ ,  $p_{\omega}$ ,  $\rho_{\omega}$ , и т. д.); f – функция распределения Максвелла по скоростям, представлена на рис. 4.



Рис. 4. Закон распределения скоростей, содержащихся в единице объема
В кинетической теории функция распределения определяется экспоненциальной зависимостью:

$$f = (\pi c_m^2)^{-3/2} \cdot e^{-c^2/c_m^2},$$
(3)

в которой величина  $c_m$  связана со средней скоростью хаотического движения  $\overline{c}$  соотношением  $c_m = \overline{c} \sqrt{\pi/4}$  и называется наиболее вероятной скоростью молекулы. По данным кинетической теории газов, средняя скорость беспорядочного движения молекул  $\overline{c} = 2\sqrt{2RT/\pi}$ .

Функция распределения (f) относится только к неупорядоченной части движения молекул. Она зависит от скорости теплового движения (c), как видно из (3), от средней скорости ( $\overline{c}$ ), определяющей внутреннюю энергию единицы массы (m) газа, равную  $\overline{c^2}/2$ . В общем случае  $\overline{c}$  и c зависят от координат и времени. Однако если рассмотреть имеющий большое практическое значение случай равновесного распределения скоростей, при котором в результате столкновений в каждом заданном элементе объема  $\tau = dxdydz$  не изменяется число молекул газа, принадлежащих элементу пространства скоростей (dududw) в объеме ( $\tau$ ), то в этом функция распределения (f) не будет зависеть от времени (t). Такое состояние газа определяется как состояние местного максвелловского равновесия (рис. 4).

Рассмотрим понятие средней квадратичной скорости ( $\overline{c^2}$ ) беспорядочного движения, определяемой из условия  $\overline{c^2}/3 = \overline{U}^2 = \overline{V}^2 = \overline{W}^2$ , где  $\overline{U}, \overline{V}, \overline{W}$  – средние значения составляющих скорости беспорядочного движения. Согласно кинетической теории газов, величина  $\overline{c^2}$  находится из выражения  $\overline{c^2} = 3RT$ . Отсюда определим:

$$\sqrt{\overline{c^2}} = 0,5\overline{c}\sqrt{3\pi/2} = c_m\sqrt{3/2}$$
или  $\sqrt{\overline{c^2}} = 1,086\overline{c} = 1,225c_m$ .

Отметим также зависимость, которая существует между  $\overline{c} = \sqrt{\overline{c}^2}$ , и скоростью звука *a*:  $a = \sqrt{kRT} = \overline{c}\sqrt{\pi k/8} = \sqrt{\overline{c^2}}\sqrt{k/3}$ . Отсюда следует, что средние молекулярные скорости имеют тот же порядок, что и скорость звука. Функцию распределения (*f*) можно определить при помощи графика, изображенного на рис. 4. Из числа падающих молекул, содержащихся в единице объема, та их часть, которая соударяется с единичной поверхностью за одну секунду, равна  $n_i v f du dv d_0$ . Таким образом, в этом случае рассматриваются молекулы, которые пересекают поверхность и располагаются в выделенном объеме с единичной площадью основания и высотой, равной вертикальной составляющей скорости *v*.

Эта скорость находится в пределах  $\infty > v > 0$ . Частицы с составляющей скорости v < 0 не будут достигать площадки. Общее число молекул  $N_i$ , соударяющихся с единичной поверхностью в одну секунду, может быть получено интегрированием по всем возможным скоростям  $-\infty < u < \infty, 0 < v < \infty, -\infty < \omega < \infty$ , т. е.

$$N_i = \int_{-\infty}^{\infty} du \int_0^{\infty} dv \int_{-\infty}^{\infty} n_i f d\omega$$
(4)

или с учетом выражений для f и для  $c^2$ 

$$N_{i} = n_{i} (\pi c_{mi}^{2})^{-3/2} \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_{1}^{2}} du \int_{0}^{\infty} v e^{-\frac{1}{2}H_{2}^{2}} dv \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_{3}^{2}} d\omega,$$
(5)

где

$$u = u' + \frac{c_{mi}}{\sqrt{2}}H_1, v = v' + \frac{c_{mi}}{\sqrt{2}}H_2, \omega = \omega' + \frac{c_{mi}}{\sqrt{2}}H_3,$$

$$\frac{H_1}{\sqrt{2}} = \frac{U}{c_{mi}}, \frac{H_2}{\sqrt{2}} = \frac{V}{c_{mi}}, \frac{H_3}{\sqrt{2}} = \frac{W}{c_{mi}}.$$
(6)

Интегралы в правой части этого выражения можно вычислить при помощи специальной функции

$$\operatorname{erf} \bar{x} = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{\bar{x}} e^{-z^2} dz,$$
 (7)

представляющей собой интеграл вероятностей [11]. Тогда, для общего числа молекул  $N_i$  (5), падающих на наветренную часть КА, можно написать следующую зависимость:

$$N_{i} = n_{i} \sqrt{\frac{RT_{i}}{2\pi}} [e^{-\bar{x}^{2}} + \bar{x} \sqrt{\pi} (1 + \operatorname{erf} \bar{x})].$$
(8)

Произведение  $RT_i$ , которое входит в формулу (8), связано со скоростью звука соотношением  $a_i = \sqrt{kRT_i}$ . Число падающих молекул определяется величиной параметра  $\bar{x}$ , соответствующего рассматриваемой точке поверхности. Если в этом параметре  $\bar{x}$  выразить  $c_{mi}$  через скорость звука, то  $\bar{x} = (v'/a_i)\sqrt{k/2}$ . Наряду с этим, учитывая, что  $\beta$  –угол между направлением вектора  $\vec{V}_{\infty}$  и касательной к поверхности КА в данной точке, можно найти:

$$\overline{x} = \sin\beta \frac{V_{\infty}}{a_i} \sqrt{\frac{k}{2}} = \overline{x}_{\infty} \sin\beta; \overline{x}_{\infty} = \frac{V_{\infty}}{a_i} \sqrt{\frac{k}{2}} = M_{\infty} \sqrt{\frac{k}{2}}.$$
(9)

Формула (9) получена для условий поверхности, которым соответствуют пределы изменения в определенном интеграле  $0 < v < \infty$ . Если рассматривается верхняя подветренная сторона поверхности КА, то уравнение переноса массы будет иным, так как пределы изменения в указанном интеграле будут  $-\infty < v < 0$ . Имея это в виду, напишем для подветренной поверхности КА:

$$N_i = n_i \sqrt{\frac{RT_i}{2\pi}} [e^{-\overline{x}^2} - \overline{x}\sqrt{\pi} (1 - \operatorname{erf}\overline{x})].$$
(10)

Если рассматривается свободномолекулярный поток около криволинейной поверхности, то формула (8) применима к расчету числа падающих молекул на переднюю сторону этой поверхности, а формула (10) – на заднюю. Формулы (8) и (10) можно упростить при больших скоростях, воспользовавшись тем, что уже для  $\bar{x} \ge 2$  величина  $e^{-\bar{x}^2}$  по крайней мере на два порядка меньше единицы, а интеграл вероятности erf  $\bar{x}$  мало отличается от единицы. Например, при  $\bar{x} = 2$  величина  $e^{-\bar{x}^2} = 0,018$ , a erf  $\bar{x} = 0,995$ . Каждому  $\bar{x}$  соответствует значение

$$M_{\infty} = (\bar{x}/\sin\beta)\sqrt{2/k}.$$
(11)

В частности, для  $\bar{x} = 2$ ,  $\sin \beta = 0,2$  и k = 1,4 число  $M_{\infty} = 12$ . При  $\beta = 90^{\circ}$  наименьшее из возможных чисел  $M_{\infty}$  для  $\bar{x} = 2$  снижается 2,4. Таким образом, упрощенную формулу (8) можно написать в следующем виде:

$$N_{if} = \bar{x}n_i\sqrt{2RT_i} = n_i V_{\infty} \sin\beta.$$
(12)

Здесь индекс f указывает на то, что рассматривается передняя сторона криволинейной поверхности [12]. Если имеется в виду задняя сторона (индекс b), то, как нетрудно видеть, формула (12) при сделанных предположениях превращается в равенство:  $N_{ib} = 0$ . Так как при большой скорости полета КА молекулы не достигают задней стороны его поверхности.

Рассмотрим перенос отраженных молекул [11, 12]. Диффузное отражение подчиняется максвелловскому распределению, поэтому можно применить полученные выше соотношения, приняв в них  $\bar{x} = 0$ , так как после соударения частицы теряют массовую скорость. Так как отраженные частицы имеют другую температуру  $T_r$  то

$$N_r = n_r \sqrt{\frac{RT_r}{2\pi}},\tag{13}$$

где  $n_r$  – число отраженных молекул в единице объема.

Если принять, что общее число падающих частиц равно числу отраженных, т. е.  $N_i = N_r$ , то можно найти связь между концентрациями  $n_r$  и  $n_i$  для передней обтекае-мой поверхности в виде:

$$N_{rf} = n_i \sqrt{\frac{T_i}{T_r}} \left[ e^{-\bar{x}^2} + \bar{x} \sqrt{\pi} (1 + \operatorname{erf} \bar{x}) \right].$$
(14)

Аналогичное выражение для задней стороны КА:

$$N_{rb} = n_i \sqrt{\frac{T_i}{T_r}} \left[ e^{-\bar{x}^2} - \bar{x} \sqrt{\pi} (1 - \text{erf}\,\bar{x}) \right].$$
(15)

#### Определение сил давления на поверхность КА

Давление определяется суммарной потерей количества движения группой молекул в нормальном к поверхности направлении в результате их соударения с поверхностью КА, т. е. равно сумме количеств движения в единицу времени этих молекул перед соударением. Общее выражениие [3, 11] для определения давления получают следующим образом. Численно давление, создаваемое молекулой, равно ее количеству движения mv, а от группы молекул, соударяющихся в единицу времени с единичной поверхностью, оно составляет  $mn_iv^2 f dudvd\omega$ . Следовательно, давление, производимое всеми падающими на переднюю площадку молекулами:

$$p_{ij} = \rho_i (\pi c_{mi}^2)^{-3/2} \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_1^2} du \int_0^{\infty} v^2 e^{-\frac{1}{2}H_2^2} dv \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_3^2} d\omega,$$
(16)

где  $\rho_i = mn_i$  – плотность космической среды.

Учитывая, что значения первого и третьего интегралов в (16) равны  $c_{mi}\sqrt{\pi}$ , а также учитывая выражение  $\bar{x}^2 = \sin^2 \beta \left(\frac{V_{\infty}}{a_i}\right)^2 \frac{k}{2} = \sin^2 \beta \frac{V_{\infty}^2}{c_{mi}^2}$ , найдем после соответствующих подстановок в (16) следующую формулу для безразмерной величины давления на передней стороне поверхности КА:

$$\bar{p}_{if} = \frac{2p_{if}}{\rho_i V_{\infty}^2} = \sin^2 \beta \left[ \frac{1}{\bar{x}\sqrt{\pi}} e^{-\bar{x}^2} + (1 + \frac{1}{2\bar{x}^2})(1 + \operatorname{erf} \bar{x}) \right].$$
(17)

Для определения давления на заднюю сторону поверхности необходимо воспользоваться тем же соотношением (17), заменяя в нем пределы интегрирования по v на  $-\infty < v < 0$ . В соответствии с этим

$$p_{ib} = \rho_i (\pi c_{mi}^2)^{-3/2} \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_1^2} du \int_{-\infty}^{0} v^2 e^{-\frac{1}{2}H_2^2} dv \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_3^2} d\omega,$$
111

 $\int_{-\infty}^{0} v^2 e^{-\frac{1}{2}H_2^2} dv = c_{mi}^3 \int_{-\infty}^{-\bar{x}} (\bar{x} + y)^2 e^{-y^2} dy = \frac{\sqrt{\pi}}{2} c_{mi}^3 (1 - \operatorname{erf} \bar{x}) \left( \bar{x}^2 + \frac{1}{2} \right) - \frac{c_{mi}^3}{2} \bar{x} e^{-\bar{x}^2}$ (18) С учетом (18) найдем зависимость для безразмерной величины давления на зад-

С учетом (18) найдем зависимость для безразмерной величины давления на заднюю площадку:

$$\bar{p}_{ib} = \frac{2p_{ib}}{\rho_i v_{\infty}^2} = \sin^2 \beta \left[ \frac{-1}{\bar{x}\sqrt{\pi}} e^{-\bar{x}^2} + \left(1 + \frac{1}{2\bar{x}^2}\right) (1 - \operatorname{erf} \bar{x}) \right].$$
(19)

Нетрудно заметить, что зависимости, определяющие движение газа на задней стороне поверхности, можно получить из соответствующих выражений для передней стороны, заменив в них  $\bar{x}$  на  $-\bar{x}$ . Наряду с падающими и диффузно отраженные частицы создают давление, величина которого равна сумме нормальных к поверхности количеств движения молекул, покидающих стенку КА. Так как процесс отражения частицы подчиняется максвелловскому распределению скорости, соответствующему температуре  $T_r$  и нулевой скорости массового упорядоченного движения [3] (отражение происходит от относительно неподвижной поверхности), то следует принять в нем  $u' = v' = \omega' = 0$  и перейти к параметрам с индексом r. В соответствии с этим для передней площадки:

$$p_{rf} = \rho_r (\pi c_{mr}^2)^{-3/2} \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_1^2} dU \int_0^{\infty} V^2 e^{-\frac{1}{2}H_2^2} dV \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}H_3^2} dW,$$

что после вычисления интегралов дает  $p_{rf} = R\rho_r T_r/2$ . Так как плотность отраженных частиц  $\rho_r = mn_r$ , а их число в единице объема  $n_r$  определяется из условия обтекания установившегося  $N_r = N_i$ , то для коэффициента давления, возникающего за счет диффузного отражения, получим

$$\bar{p}_{rf} = \frac{2p_{rf}}{\rho_i V_{\infty}^2} = \frac{\sin^2 \beta}{2\bar{x}^2} \sqrt{\frac{T_i}{T_r}} [e^{-\bar{x}^2} + \bar{x}\sqrt{\pi}(1 + \operatorname{erf} \bar{x})].$$
(20)

Аналогичная формула для задней площадки КА имеет вид

$$\bar{p}_{rb} = \frac{2p_{rb}}{\rho_i v_{\infty}^2} = \frac{\sin^2 \beta}{2\bar{x}^2} \sqrt{\frac{T_i}{T_r}} [e^{-\bar{x}^2} - \bar{x}\sqrt{\pi}(1 - \operatorname{erf} \bar{x})].$$
(21)

Общая величина относительного давления равна сумме соответствующих значений  $p_i$  и  $p_r$ . Для передней площадки КА

$$\bar{p}_{f} = \frac{2(p_{if} + p_{rf})}{\rho_{i} V_{\infty}^{2}} = \bar{p}_{if} + \bar{p}_{rf}.$$
(22)

Для задней площадки КА

$$\bar{p}_b = \frac{2(p_{ib} + p_{rb})}{\rho_i V_{\infty}^2} = \bar{p}_{ib} + \bar{p}_{rb}.$$
(23)

Вместо зависимостей (22), (23) можно пользоваться обобщенным выражением для относительного давления, полученным после соответствующего суммирования:

$$\bar{p} = \frac{2(p_i + p_r)}{\rho_i v_{\infty}^2} = \sin^2 \beta \left[ \frac{\pm 1}{\bar{x}} \left( \frac{1}{\sqrt{\pi}} \pm \frac{1}{2\bar{x}} \sqrt{\frac{T_r}{T_i}} \right) e^{-\bar{x}^2} + \left( 1 + \frac{1}{2\bar{x}^2} \pm \frac{\sqrt{\pi}}{2\bar{x}} \sqrt{\frac{T_r}{T_i}} \right) (1 \pm \operatorname{erf} \bar{x}], \quad (24)$$

где

где верхний знак (плюс) относится к передней площадке КА, а нижний знак (минус) – к задней [10]. Из выражения (24) следует, что давление зависит от ориентировки рассматриваемой площадки КА относительно вектора скорости  $\vec{V}_{\infty}$  (т. е. от угла падения  $\beta$ ), числа  $M_{\infty}$  и отношения температур  $T_i/T_r$ . При больших скоростях, которым соответствуют значения  $\bar{x} \ge 2$ , формулы для относительного давления можно упростить:  $\bar{p}_{if} = 2\sin^2\beta[1 + 1/(2\bar{x}^2)]$  и  $\bar{p}_{ib} = 0$ .

Соответствующие формулы, относящиеся к процессу отражения, записываются в виде:

$$\bar{p}_{rf} = \frac{\sin^2 \beta}{\bar{x}} \sqrt{\pi \frac{T_r}{T_i}} \, \mu \ \bar{p}_{rb} = 0.$$
<sup>(25)</sup>

С учетом этих выражений можно написать упрощенные зависимости для полной величины относительного давления:

$$\bar{p}_{f} = \bar{p}_{if} + \bar{p}_{rf} = \sin^{2}\beta \left(1 + \frac{1}{2\bar{x}^{2}} + \frac{\sqrt{\pi}}{2\bar{x}}\sqrt{\frac{T_{r}}{T_{i}}}\right).$$
(26)

Полученные выражения позволяют проводить аэродинамические расчеты для точных баллистических траекторий.

#### Выводы

Основные выводы изложенной в статье теории основываются на принятии дискретной схемы строения, согласно которой среда состоит из соударяющихся молекул, пробегающих достаточно большой свободный путь. Не рассматривая подробно кинетическую теорию газов, использованы лишь те сведения, которые необходимы для понимания физических явлений, а также для осуществления аэромеханических расчетов, связанных с полетами КА в разреженной среде. Получены методы решения аэромеханических задач, возникающих при создании орбитальных космических аппаратов. Описана верхняя атмосфера Земли как среда, в которой происходит движение космического аппарата, при этом особое внимание уделено вариациям ее структурных параметров. Рассмотрены взаимодействие потока разреженного газа с поверхностью при спутниковых скоростях, физико-химическая структура и шероховатость материалов наружной поверхности космических аппаратов и методы определения их аэродинамических характеристик.

#### Список литературы

1. Соловьев А.А., Хохлов А.В., Жалковский Е.А. и др. Атлас магнитного поля Земли/ Под ред. А.Д. Гвишиани, А.В. Фролова, В.Б. Лапшина // – М.: ГЦ РАН, 2012. – 364 с. 2. Кузнецов В.Д. Солнечно-земная физика и ее приложения. – УФН, 2012. – Т. 182. – № 3. – С. 327–336.

3. Проблемы аккомодации несущих поверхностей низкоорбитальных космических систем / Л.А. Макриденко, В.Я. Геча, В.В. Онуфриев, Н.И. Сидняев // Тезисы докладов четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – С. 59–62.

4. Солнечные источники космической погоды / В.Д. Кузнецов // Труды международной конференции «Влияние космической погоды на человека в космосе и на Земле», Москва, 4–8 июня 2012 г. – М.: ИКИ РАН, 2013. – Т. 1. – С. 11–27. 5. Космическая погода и риски космической деятельности / В.Д. Кузнецов // Космическая техника и технологии, 2014. – № 3(6). – С. 3–13.

6. Программа наблюдений геофизических процессов и технология построения космических средств перспективной системы мониторига геофизической обстановки / В.А. Буров, В.Б. Журавлев, А.В. Лапшин, А.В. Сыроешкин // – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2014. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – № 5. – С. 53–59.

7. Акишин А.И., Новиков Л.С. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. – М.: Знание, 1983. – 64 с.

8. Власов М.Н., Кричевский С.В. Экологическая опасность космической деятельности. Аналитический обзор. – М.: Наука, 1999. – 240 с.

9. Ивлев Л.С. Экология космоса. Материалы научных семинаров. – СПб, 2001. – 114 с.

10. О проблеме защиты МКС от столкновения с частицами космического мусора / С.А. Мещеряков // Околоземная астрономия и проблемы изучения малых тел Солнечной системы. – М.: Космосинформ, 2000. – С 302–307.

11. Аэромеханика низкоорбитальных космических аппаратов / Л.А. Макриденко, В.Я. Геча, В.В. Онуфриев, Н.И. Сидняев // Тезисы докладов четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – С. 62–65.

12. Контроль космических объектов на низких высотах / З.Н. Хуторовский, В.Ф. Бойков, Л.Н. Пылаев // Околоземная астрономия (космический мусор). – М.: Космо-синформ, 1998. – С. 34–101.

# ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЕМО-СДАТОЧНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

# **А.П. Григорьев** (ФГУП «КБ «Арсенал»)

Аннотация: рассматривается управление приемосдаточными испытаниями изделий ракетно-космической техники, в рамках многокритериальной оптимизационной задачи, связанной с поиском оптимальных значений нескольких критериев для улучшения показателей процесса испытаний (достоверности, точности, стоимости). Представлена классическая постановка и формализация данной задачи, а также эвристические подходы к ее решению. Ключевые слова: изделия ракетнокосмической техники, приемосдаточные испытания, технологический процесс управления испытаниями, формализация задачи оптимизации управления испытаниями, поиск оптимальных количественных и качественных характеристик технологического процесса управления испытаниями, эвристические подходы к решению оптимизационных задач, искусственные иммунные системы.

В любой из отраслей современного производства задача обеспечения оптимальных значений показателей технологического процесса (ТП) приемо-сдаточных испытаний (ПСИ) по-прежнему остается актуальной, несмотря на существующие подходы к ее описанию и решению [1, 2, 3].

В рамках данной статьи рассматривается задача формализации управления ТП автоматизированных ПСИ изделий РКТ с целью улучшения показателей процесса испытаний (достоверности, точности, стоимости).

Сформулируем цель управления ТП при ПСИ как достижение максимальной достоверности и точности результатов испытаний при минимальной продолжительности и стоимости. Из определения цели управления следует, что улучшение одних показателей неизбежно приводит к ухудшению других. Увеличение достоверности и точности результатов испытаний, как правило, связано с увеличением продолжительности и стоимости. Таким образом, задача управления ТП при ПСИ является многокритериальной оптимизационной задачей, так как связана с необходимостью оптимизации сразу нескольких критериев [4].

В математическом виде задача может быть формализована следующим образом. Пусть эффективность управления ТП оценивается следующими критериями (целевыми функциями):  $f_1, \ldots, f_n, f_n=4$  – количество главных показателей технологического процесса испытаний. Каждый из *n*-критериев, в свою очередь зависит от вектора параметров управления  $x=(x_1,\ldots, x_n)$ , например, достоверность результатов процесса испытаний зависит от рационального выбора множества диагностических параметров, продолжительности процесса испытаний, обоснованности режимов работы изделия РКТ на стендах и т. д. Взаимная важность критериев, как правило, задается в виде весовых коэффициентов [5],  $\gamma_1, \ldots, \gamma_n$  – совокупность критериев (целевых функций) образует вектор критериев  $F=(f_1,\ldots,f_n)$ , а совокупность весовых коэффициентов – весовой вектор  $\Lambda=(\lambda_1,\ldots,\lambda_n)$ . При различных значениях параметров  $x=(x_1,\ldots,x_n)$  отдельные функции  $f(x)_1,\ldots,f(x)_n$  принимают определенные значения.

Таким образом, для достижения наилучших количественных и качественных зна-

чений показателей ТП автоматизированных ПСИ задача управления может быть сформулирована следующим образом [3]: необходимо выбрать значения вектора параметров управления  $x = (x_1, ..., x_k)$  таким образом, чтобы целевая функция (1):

$$F(x) = (f(x)_1, ..., f(x)_m, \gamma_1, ..., \gamma_m),$$
(1)

при заданных ограничениях принимала экстремальное значение. Под ограничениями понимается максимально допустимое значение критериев, оценивающих продолжительность и стоимость испытаний.

Следующий шаг при формализации задачи связан с определением вида целевой функции (1). В общем виде целевая функция (1), подлежащая оптимизации, может быть записана в форме точного функционала (2):

$$F(x) = (A \cdot f_1(x)^{\gamma_1} \cdot f_2(x)^{\gamma_2} \cdot f_3(x)^{\gamma_3} \cdot f_4(x)^{\gamma_4},$$
(2)

где  $f_1(x)^{\gamma_1}, f_2(x)^{\gamma_2}, f_3(x)^{\gamma_3}, f_4(x)^{\gamma_4}$  – критерии, характеризующие оптимальность значений достоверности, точности, продолжительности и стоимости испытаний, A – некоторая постоянная величина, зависящая от вида испытаний.

Функциональные зависимости, входящие в выражение (2), могут быть определены по результатам анализа ТП испытаний РКТ [5]. Таким образом, критерий, характеризующий достоверность результатов испытаний  $f_1(x)$ , может быть описан разностью между количеством отказов (не норм), выявленных в ходе стендовых испытаний, и количеством отказов, выявленных в ходе полигонных (эксплуатационных) испытаний. Очевидно, что достоверность результатов испытаний тем выше, чем ниже значение этого критерия.

Численные значения критерия  $f_1(x)$  в значительной степени определяются параметрами управления режимами испытаний на стендах. По этому критерию стендовые испытания могут считаться оптимальными, если режимы работы изделия на стендах максимально близки к эксплуатационным (полигонным) режимам испытаний. Тогда задача оптимизации критерия  $f_1(x)$  может быть сведена к решению задачи минимизации среднеквадратического отклонения режимов работы изделия на стендах от режимов работы при эксплуатационных испытаниях. Остальные критерии, входящие в уравнение (2), могут быть определены аналогичным образом. Значения весовых коэффициентов, входящих в уравнение (2), как правило, задаются группой экспертов, исходя из уровня значимости критериев конкретного производства и учитывая заданный уровень риска [5].

При построении модели испытаний, помимо экспертных данных, может быть использован вероятностный подход, основанный на эмпирической (опытной) статистической информации. Для решения данной задачи, помимо классических вероятностных подходов (байесова оценка, метод максимального правдоподобия и т. д.), могут быть активно использованы эвристические методы (искусственные нейронные сети, генетические алгоритмы и т. д.).

Наиболее перспективным является применение искусственных иммунных систем (ИИС, в англоязычной научной литературе AIS – Artificial Immune System), описанных в [6] и широко применяемых при решении задач распознавания образов, обнаружения вторжений в системах безопасности, классификации, прогнозирования [6], оптимизационных транспортных задачах [7] и т. д.

ИИС представляют собой адаптивные системы на основе наблюдаемых свойств и принципов функционирования биологической иммунной системы человека [6]. Эти модели способны эффективно обрабатывать значительные объемы данных, их вычислительные возможности вытекают из свойств естественной иммунной системы.

Для объяснения иммунологических механизмов существуют различные теории и математические модели. Также имеется растущее число компьютерных моделей для имитации динамики различных компонентов иммунной системы и ее поведения в целом.

Форрест [7] и другие предложили алгоритм отрицательного отбора для обнаружения изменений, построенный на основе принципов распознавания своего и чужого в системе иммунитета. Главное ограничение подхода состоит в вычислительной сложности создания детекторов, так как их количество растет экспоненциально по мере увеличения своего. Вторая модель основана на теории клональной селекции (отбора), которая описывает один из этапов иммунного ответа. Несмотря на сходство основных этапов данного алгоритма с генетическим алгоритмом, опишем существенные отличия данных подходов. Генетический алгоритм имеет тенденцию концентрировать целую популяцию индивидуумов к лучшему кандидату решения, а клональный алгоритм позволяет получать разнообразное множество локальных решений, в том числе и глобальный оптимум. Что касается особенностей механизма работы клонального алгоритма, то следует заметить, что в данном алгоритме используется значение аффинности получаемого антитела (решения), для того, чтобы определить уровень мутации, который нужно применить к каждому члену популяции, в генетических же алгоритмах принимаемый уровень мутации обычно игнорирует пригодность индивидуального решения. Таким образом, клональный алгоритм предоставляет более адаптивные механизмы, чем генетические алгоритмы при поиске решений.

Нильс Кадж Йерне (N. К. Jerne) предложил гипотезу, согласно которой иммунная система представляет собой регулируемую сеть молекул и клеток, распознающих друг друга даже при отсутствии антигена. Такие структуры получили название идиотипических (иммунных) сетей. Они служат математической основой для изучения поведения иммунной системы. Теория Йерне основана на предположении, что различные клоны лимфоцитов друг от друга не изолированы, а поддерживают связь путем взаимодействия между своими рецепторами и антителами. В свою очередь, антитела обладают набором специфических антигенных детерминант. Следовательно, распознавание антигена осуществляется не единичным клоном клеток, а скорее на системном уровне, с участием различных клонов, взаимодействующих по типу антиген – антитело как единая сеть.

Многие специалисты склонны проводить параллели между ИИС и искусственными нейронными сетями: и те и другие способны изучать динамику и статистические свойства наблюдаемой системы, для достижения максимальной эффективности, и в том и в другом случае необходимо подбирать значения управляющих параметров и т. д. В то же время имеется и ряд существенных отличий, являющихся в первую очередь следствием различия между имитируемыми системами – нервной и иммунной. Первая состоит из фиксированных элементов (нейронов), а вторая – из блуждающих (лимфоцитов), первая управляется одним центральным органом (мозгом), а вторая имеет «децентрализованное» управление, в первой взаимодействие между элементами является постоянным, а во второй носит кратковременный характер.

Рассмотрим возможность разработки интеллектуальной системы испытаний (ИСИ), которая сможет распознавать различные ситуации и принимать основанные на предыдущем опыте, качественные (оптимальные или квазиоптимальные) решения, не имея информации о функциональных связях между отдельными переменными.

Основная идея заключается в разработке ИИС, которая создает набор «антител»

(оптимальных решений), способных охватить большое количество всевозможных, потенциальных ситуаций. Эта ИИС создает «антитела» (управляющие решения) для различных «антигенов» (всевозможных сценариев). Разработанные с помощью ИИС алгоритмы и решения, характеризуются способностью к обобщению, адаптации и обучению на основе апостериорной информации, а также, что немаловажно, могут применяться для динамического управления различными объектами.

Можно установить следующую аналогию между иммунной системой и ИСИ.

Существует безграничное число потенциальных ситуаций в условиях испытаний изделии РКТ, требующих правильных управленческих решений. Широкий диапазон различных параметров (режимов) испытаний характеризуются крайней неопределенностью. На языке искусственных иммунных систем:

1. «Антигены» – это потенциальные ситуации, которые могут произойти при испытаниях. Каждый антиген, входящий в наше тело, должен быть распознан. Специфический иммунный ответ зависит от результатов этого распознавания. Это значит, что каждая потенциальная ситуация должна быть распознана. Инициирование конкретного управленческого действия зависит от результата распознания антигена.

2. «Антитела» – это правильные решения и действия для предотвращения «нежелательных» ситуаций. «Антитела» (решения) могут включать людей, принимающих решения (оператор, руководитель испытаний и т. д.) или автоматические механизмы контроля, управляемые компьютерными системами. «Антитела» уничтожают антигены и клетки, несущие антигены, что может быть истолковано как успешное применение определенной стратегии управления в конкретной ситуации.

Иммунная система человека способна бороться с антигенами, встреченными в прошлом, так же эффективно, как и с неизвестными. Таким же образом, при проведении испытаний, сталкиваясь с той или иной ситуацией, необходимо вырабатывать адекватные решения.

Очевидно, что необходимо создание в ИСИ базы данных антигенов с помощью снятия реальных показателей при испытании изделия. От того насколько «широко» и «полно» данная база будет отражать реальные ситуации, возникающие при испытаниях, будет зависеть качество принимаемых ИСИ решений.

Стоит также обратить внимание на некоторые проблемы, связанные с исследованиями в области ИИС. Первая заключается в том, что в настоящее время существует лишь небольшое число вычислительных моделей, основанных на принципах работы иммунной системы. Это связывают с тем, что сохраняется неопределенность в основных положениях, предложенных для описания теории ИИС. Следующей проблемой является сложность реализации механизмов иммунной системы, данная проблема существует во многих областях, где требуется моделирование сложных биологических процессов организма.

Масштабные исследования в области ИИС ведутся относительно недавно и преимущественно в среде зарубежных ученых. Тем не менее не исключено, что довольно скоро их возможности начнут использоваться на практике.

В рамках данной статьи дается лишь некоторое формальное представление о ИИС и возможностях, которые они открывают для практического применения. Реализация как отдельных механизмов иммунной системы, так и попытки смоделировать всю систему в различных областях науки и производства могут дать существенно новые результаты.

#### Список литературы

1. Емильянов С.В., Ларичев О.И. Многокритериальные методы принятия решений. –М.: Знание, 1986. – 29 с.

2. Применение искусственных иммунных систем для управления транспортными потоками / Мокеев А.В. // Актуальные проблемы автотранспортного комплекса: межвуз. сб. науч. статей. – Самара: СамГТУ, 2012. – 279 с.

3. Формализация задачи управления приемосдаточными испытаниями двигателей внутреннего сгорания / К.Н. Осипов // Актуальные проблемы автотранспортного комплекса: межвуз. Сб. науч. статей. – Самара: СамГТУ, 2012. – 279 с.

4. Тынкевич М.А. Экономико-математические методы (исследование операций). – Кемерово, 2000. – 177 с.

5. Черноруцкий И.Г. Методы оптимизации в теории управления: учеб. пособ. – СПб.: Питер, 2004. – 256 с.

6. Atkins R. Introduction to engine testing and development. – USA: SAE International, 2009. - 307 p.

7. Dasgupta D. Immunological Computation: Theory and Application. – Boca Raton: Auerbach Publications, 2008. – 296 p.

8. Self-nonself discrimination in a computer / S. Forrest, A.S. Perelson, L. Allen, R. Cherukuri // Research in Security and Privacy: Proceedings of IEEE Computer Society Symposium. – Los Alamitos: IEEE Computer Society Press, 1994. – P. 202–212.

## ОТДЕЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ СИЛОВЫХ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А.Р. Мкртычян, Н.И. Башкеев, Д.И. Акашев, Е.О. Андрюшин, А.В. Коноплев, В.В. Чудаков (AO « НИИ командных приборов»)

Аннотация: статья посвящена проблемным вопросам разработки силовых гироскопических комплексов (СГК) для малоразмерных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (МКА ДЗЗ) и путям их решения. Рассмотрены различные конструктивные решения силового гироскопического прибора (СГП) и электронного прибора (ЭП) СГК, а также приведены основные технические характеристики малых СГК, разработанных на основе данных решений. Ключевые слова: СГК, гиромотор, гироскоп, система управления ориентацией космического аппарата.

СГК предназначен для создания управляющих моментов, обеспечивающих заданную ориентацию МКА ДЗЗ.

В настоящее время в АО «НИИ командных приборов» проведены опытноконструкторские работы по созданию СГК для МКА с различными значениями кинетических моментов (КМ) в рамках работ по госконтракту с «Роскосмосом» и договору с головной организацией.

При разработке было выделено несколько критериев (критических характеристик), которые, в принципе, решают пригодность СГК к использованию на МКА ДЗЗ. Первый критерий – масса СГК. Второй критерий – потребляемая мощность находится в противоречии с заданной массой СГК. Удельная заданная характеристика мощности СГК превышает все известные реализованные соотношения в несколько раз.

Третьим критерием является ресурс 60000 ч, в достижении которого главной проблемой является заданная высокая частота вращения ротора ГМ – 20000 об/мин. СГК состоит из СГП и ЭП.

СГП представляет из себя двухстепенной гироскоп, состоящий из:

 – гиромотора (ГМ), содержащего в себе ротор, вращающийся с угловой скоростью 20000 об/мин;

 исполнительного электропривода (ИЭП), вращающего ГМ и таким образом, благодаря гироскопическому эффекту, создающего управляющий момент;

устройства контактного, обеспечивающего электрическую связь ГМ с СГП.

ЭП, в свою очередь, содержит блоки управления подсистемами СГП.

При проектировании СГП СГК с целью поиска возможных решений проблемных вопросов были рассмотрены различные варианты построения СГП.

В части опоры ротора ГМ были рассмотрены варианты:

– ГМ с газодинамической опорой (ГДО);

– ГМ с шарикоподшипниковой опорой (ШПО);

– ГМ с электромагнитной опорой.

Все перечисленные варианты используются или использовались в разработках АО «НИИ командных приборов». Приборы с ШПО и ГДО ротора изготавливаются в настоящее время в производстве АО «НИИ командных приборов» для СГК и ККП различного назначения.

Вариант с электромагнитной опорой ротора ГМ был признан неконкурентоспособным в силу несоразмерно больших массовых и энергетических расчетных характеристик ГМ.

Следующим рассмотренным вариантом ГМ был вариант ГМ с ГДО ротора (рис. 1). В составе ГМ с ГДО ротора имеются две профилированные опоры и ответные вогнутые гладкие поверхности ротора образующие газодинамический подшипник скольжения. Принцип его действия основан на том, что при вращении ротора его поверхности за счет сил вязкого трения увлекают газовую смазку (среду, которой заполнен корпус прибора) в зазор между опорой и вогнутой поверхностью ротора, газ сжимается, его давление повышается, что приводит к возникновению силы, действующей на ротор и обеспечивающей несущую способность.

Вариант ГМ с ГДО ротора (20000 – 30000 об/мин) «прошел» два этапа расчетнотеоретического обоснования и конструктивных проработок, в ходе которых возникла необходимость решения следующих задач, требующих больших временных затрат:

 обеспечения стабильности характеристик ГДО в условиях требуемого диапазона рабочих температур от –20 до +50 °C;

 обеспечения стабильности параметров газодинамического тракта со сложными покрытиями поверхностей при ресурсе 15 лет и более в непрерывном газовом потоке с угрозой цепной реакции в силу возникновения даже единичного нарушения покрытия.

Таким образом, единственным вариантом СГК, способным обеспечить заданные требования является вариант СГК на основе ГМ с ШПО ротора (рис. 2).

Большой опыт разработки конструкций, схем, подсистем регулирования и управления, цифровых программ управления в реальном масштабе времени, имеющийся в АО «НИИ командных приборов», уникальные испытания в наземных условиях (форсированная нагрузка) нескольких десятков ГМ с одноразовой закладкой смазки и весом роторов в 10 раз большим, чем в разрабатываемом СГК, с наработкой ресурса дали достаточное основание полагать, что ресурс 60000 ч для ШПО, работающих на высоких оборотах (20000 об/мин) будет обеспечен.

При проработке конструкции СГП было рассмотрено два варианта компоновки прибора с целью поиска минимальной массы СГП. Был рассмотрен вариант консольного закрепления ГМ и вариант с расположением ГМ между двух ШПО (рис. 3).



Рис. 1. ГМ с ГДО ротора



Рис. 2. ГМ с ШПО ротора



Рис. 3. СГП с ГМ между двух ШПО

В связи с тем, что вариант СГП с консольным закреплением ГМ требует закрытия ГМ кожухом, имеющим значительные габариты, существенного выигрыша в массе получено не было.

К недостаткам консольного варианта закрепления ГМ также относится ухудшенный съем тепла с ГМ, так как передача тепла происходит только с одной стороны ГМ, и значительное увеличение нагрузок на ШПО подвеса СГП. На основании изложенного за основной вариант компоновки СГП был принят вариант с установкой ГМ между двух ШПО.

Также с целью снижения массы и улучшения динамических характеристик СГК, был выбран безредукторный вариант ИЭП.

При проектировании ЭП СГК (рис. 4) с целью обеспечения габаритно-массовых и мощностных характеристик были приняты следующие основные, не стандартные для разработок СГК АО «НИИ командных приборов» технические решения:

- совмещены в один блок блоки измерителя углового положения и управления двигателем ИЭП;

 – совмещены в один блок оконечное устройство, отвечающее за обмен по МПИ с БВУ МКА, и блок управления двигателем ГМ;

– дублированный блок контроля (БК), предназначенный для приема и отработки релейных команд и преобразования напряжений питания, выполнен в виде одной платы, на которую установлены наиболее теплонагруженные ЭРИ блоков БУД, БУП. (плата приклеена на основание ЭП для обеспечения лучшего теплоотвода);

связь блоков осуществляется с помощью разъемов ф. АМР (без использования жгутов).



Рис. 4. ЭП СГК (без крышки) 122



Рис. 5. Изделие СГК-5

Найденные технические решения применены при разработке двух малых СГК с KM = 3 H·м·с (изделие 402HП21) и KM = 5H·м·с (изделие СГК-5, рис. 5). В настоящее время завершены автономные испытания изделий и начаты поставки изделия СГК-5 для разработанного МКА. Также с целью обеспечения эксплуатации изделия СГК-5 на орбитах до 2000 км запланированы работы по повышению его стойкости к воздействию ионизирующих излучений космического пространства.

Основные технические характеристики изделий 402НП21 и СГК-5 представлены в таблице.

НАИМЕНОВАНИЕ ПАРАМЕТРА, ЗНАЧЕНИЕ ПО ТЗ (ФАКТИЧЕСКОЕ)	402НП21	СГК-5
Напряжение питания, В	$27^{+5}_{-4}$	32±1,32
Кинетический момент ротора ГМ, Н·м·с	3±0,015	5±0,002
Время разгона ротора ГМ, мин, не более	30 (9)	40 (12)
Управляющий момент, Н·м: максимальный; минимальный	1,098; 0,001	1,534; 0,0015
Диапазон изменения угловой скорости вращения ПС, °/с	±20,9795	±17,5800
Погрешность информации об угле поворота ПС в диапазоне от 0 до 360°, '	В пределах ±3	В пределах ±5
Потребляемая мощность, Вт, не более: в режиме разгона; в установившемся режиме работы	Не более 24 (24); не более 18 (15)	Не более 60 (33); не более 28 (17)
Масса СГК, кг, не более	4,5 (4,3)	5,5 (5,2)

## Основные технические характеристики малых СГК

### Список литературы

1. Инерционные исполнительные органы систем ориентации космических аппаратов / В.П. Арефьев, А.В. Сорокин, Н.И. Башкеев, О.А. Кондратьев // Гироскопия и навигация, 1995. – № 2 (9). – С. 7–11.

2. Управление силовыми гирокомплексами космических аппаратов / Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, А.В. Сорокин, В.Н. Платонов // Сб. докладов X Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2003. – С. 278–294.

3. В чем сила гиродинов / Н. Шереметьевский, Б. Черток // Правда, 1987. – № 249. 6 сент.

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АНСАМБЛЕЙ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ БЕЛОРУССКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

### А.А. Дудкин, В.В. Ганченко, Е.Е. Марушко (ОИПИ НАН Беларуси) С.Н. Чарин (УП «Геоинформационные системы» НАН Беларуси)

Аннотация: рассматривается задача прогнозирования многомерных временных рядов телеметрической информации космического аппарата. Проводится анализ подходов к формированию выходного значения ансамблей нейронных сетей с точки зрения точности прогнозирования. Исследуется возможность дообучения ансамблей нейронных сетей. Ключевые слова: прогнозирование, искусственные нейронные сети, ансамбль нейронных сетей, телеметрическая информация, многомерный временной ряд, космический аппарат.

#### Введение

Космическая телеметрия – это совокупность технологий, позволяющих производить дистанционный (удаленный) сбор информации о состоянии бортовых подсистем космических аппаратов (КА). Их функционирование контролируется путем анализа показаний датчиков, которые распределены по модулям подсистем, таким образом, телеметрия представляет собой многомерный временной ряд. Целью настоящей статьи является прогнозирование таких рядов, полученных при эксплуатации корректирующей двигательной установки (КДУ) Белорусского космического аппарата (БКА), успешно функционирующего с 2012 года. БКА создавался одновременно с МКА «Канопус-В» № 1 и является его полным аналогом [1].

Вследствие тормозящего действия атмосферы КА постепенно теряет высоту и ускоряется, в результате чего уменьшается орбитальный период и нарушается солнечная синхронность орбиты. Для поддержания КА в рабочем состоянии необходима постоянная корректировка орбиты как по высоте, так и по наклонению. Данную задачу выполняет КДУ, которая предназначена для выдачи импульсов тяги в направлении осей  $\pm OX$  и  $\pm OY$  КА по командам системы управления [2]. При помощи КДУ могут проводиться следующие виды маневров: начальная коррекция ошибок выведения КА на орбиту; формирование орбитальной группировки КА с разведением аппаратов по фазе; проведение текущей коррекции для компенсации тормозящего воздействия атмосферы; осуществление текущей коррекции, связанной с поддержанием углового расположения КА по аргументу широты.

Состояние КДУ описывается набором телеметрических данных: температурные параметры и уровни давления блока подачи ксенона, электрические параметры регулятора расхода, анода и катода двигателей, а также сигнальные параметры режима работы.

Данный набор представляет собой многомерный временной ряд, а прогнозирование состояния КДУ сводится к решению задачи прогнозирования данного ряда.

Задача прогнозирования многомерного временного ряда в общем виде формулируется следующим образом [3]: по известному текущему значению последовательности y(k) и некоторой предыстории y(k-1), y(k-2), ..., y(k-m) дать оценку следующего значения  $\hat{y}(k+1)$ . Каждый элемент последовательности y(k) представляет собой набор значений в момент k. Длина предыстории m, которая используется для прогнозирования, называется временным окном.

Широкое распространение для решения задач прогнозирования находит нейросетевой подход, так как он позволяет моделировать зависимости между данными в результате обучения на примерах. При этом эффективность использования нейронных сетей (HC) зависит от архитектурных решений и методов обучения [4]. Благодаря возможности обучения нейронные сети (HC) позволяют при анализе данных учесть не только случайный характер сигналов, но и особенности поведения конкретных подсистем КА в заданных условиях [5]. Также существуют проблемы переобучения, недообучения и локальных минимумов. Все это приводит к необходимости многократного проведения экспериментов. Для решения данных проблем могут использоваться ансамбли нейронных сетей (AHC) [6].

АНС – это набор НС, принимающий решение путем усреднения результатов работы отдельных моделей. Частные решения индивидуальных сетей попадают на обобщающий модуль, который и делает окончательное решение.

В прогнозном анализе и машинном обучении существует термин «дрейф целевой переменной», означающий, что статистические свойства целевой переменной, которую модель пытается предсказать, меняются с течением времени непредсказуемым образом [7]. Это вызывает проблемы, так как далее предсказания становятся менее точными. Отсюда эффективность нейросетевой модели АНС для прогнозирования может быть повышена с использованием алгоритмов итерационного обучения [8, 9]. Для преодоления проблемы дрейфа целевой переменной существует ряд методов, называемых *Learn*++ и основанных на итерационном обучении АНС [7, 9]. Методы подразумевают оценку точности всех моделей и ранжирование по качеству на каждой итерации анализа. При значительном понижении суммарной точности данная модель детектирует «дрейф целевой переменной» и производится добавление нового элемента, обученного на релевантных данных, в ансамбль. При таком подходе сохраняются старые данные, заложенные при начальном обучении, и вносятся новые без проблемы «забывания».

#### 1. Подготовка данных

Выборка – конечный набор прецедентов, некоторым способом выбранных из множества всех возможных прецедентов, называемый *генеральной совокупностью*. При подготовке генеральной совокупности телеметрической информации датчиков КДУ КА выполняется ресемплирование, масштабирование и удаление константных временных рядов.

Ресемплирование выполняется для преобразования исходных данных, представляющих собой последовательность временных отметок важных событий, в форму с фиксированным временем дискретизации. Масштабирование необходимо, чтобы привести данные в допустимый диапазон [–1, 1]. Выходы сети также масштабируются. Производится удаление переменных, имеющих константные значения во всем наборе данных.

В табл. 1 представлены параметры наборов данных, на которых проводился анализ. Каждый из них представляет собой перечень телеметрической информации, формируемой КДУ БКА и характеризующей функционирование данной подсистемы: температурные параметры и уровни давления блока подачи ксенона, электрические параметры регулятора расхода, анода и катода двигателей.

НАЗВАНИЕ НАБОРА	ВРЕМЯ ДИСКРЕТИЗАЦИИ, с.	РАЗМЕР ОБРАЗЦА	РАЗМЕР ОБРАЗЦА БЕЗ КОНСТАНТ	КОЛИЧЕСТВО ОБРАЗЦОВ
Dt_set_s01	1	24	14	57501
Dt_set_s05	0,5	24	14	12245
Dt_set_s1	0,1	24	14	6613

Данные ТМИ для тестирования алгоритмов

Так как обучение НС выполняется с учителем, то необходимо сформировать обучающую выборку из пар «входной вектор, выходной вектор». Формирование пары обучающих примеров осуществляется по принципу скользящего окна [3]: т. е. берется некоторый отрезок временного ряда и из него выделяется несколько наблюдений, которые и будут представлять собой входной вектор. Значением желаемого выхода в обучающем примере будет следующее по порядку наблюдение. Затем окно сдвигается на одну позицию в направлении возрастания времени, и процесс формирования следующей пары обучающей выборки повторяется.

Основным параметром при прогнозировании является временное окно W, т. е. то количество отсчетов в истории, по которому делается прогноз. Таким образом, если размер образца набора данных N, то HC должна принимать на вход образец размером  $N \times W$ . Так, для окна прогнозирования W = 20 набор Dt\_set\_s1 без констант преобразуется во входной набор размером  $280 \times 6594$  и целевой набор размером  $14 \times 6594$ .

В данном тестировании входной набор после удаления константных значений, ресемплирования, масштабирования и преобразования к окну прогнозирования нужного размера разделялся в соотношении 9:1 на общую обучающую выборку и итоговую тестовую выборку. Общая обучающая разделялась на валидационную (15 %), тестовую (15 %) и обучающую (70 %) выборки случайным образом, которые использовались для обучения, оценки и поиска лучшей архитектуры HC. Итоговая тестовая выборка необходима для вычисления конечных параметров полученных HC.

#### 2. Тестирование

Целью эксперимента является определение влияния характеристик одиночной НС и архитектур АНС на результативность прогноза.

В качестве базового элемента АНС используется многослойный персептрон с одним скрытым слоем с нелинейной функцией активации – гиперболический тангенс. Обучение одиночной НС осуществляется алгоритмом RPROP [10]. Окно прогнозирования выбрано равным 20 отсчетам.

Ошибка обучения для конкретной конфигурации сети определяется после прогона через сеть всех имеющихся наблюдений и сравнения выходных значений с целевыми значениями в случае обучения с учителем. Ошибка сети, выходной слой которой имеет m нейронов, ( $e_i = y_i - t_i$ ) есть разность между реальным и желаемым сигналами на выходе *i*-го выходного нейрона. Для оценки качества обученных HC и AHC, а также для сравнения различных архитектур AHC, используются следующие величины [5]:

- средний квадрат ошибки (mean square error, MSE), вычисляется по формуле:

MSE 
$$=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}e_{i}^{2};$$
 (1)  
127

- средняя абсолютная ошибка (mean absolute error, MAE), вычисляется по формуле:

MAE = 
$$\frac{1}{m} \sum_{i=1}^{m} |e_i|,$$
, (2)

где  $e_i = y_i - t_i$ ,  $y_i$  и  $t_i$  – полученный и желаемый сигналы на выходе *i*-го нейрона выходного слоя соответственно, *m* – размер выходного слоя HC.

#### 3. Оценка размера скрытого слоя НС

Оценивалась возможность поиска субоптимального размера скрытого слоя одиночной HC с использованием следующей процедуры.

1. Определение интервала поиска размера скрытого слоя.

2. Обучение 10 HC с размером скрытого слоя, равным текущему на интервале, формирование из 10 HC взвешенного ансамбля.

3. Оценка точности АНС.

4. Пока не конец интервала поиска, переход к следующему элементу интервала.

5. Выбор АНС с наименьшей MSE на интервале поиска, размер скрытого слоя элемента АНС будет подходящим решением.

На рис. 1 приведены графики изменения точности НС в зависимости от размера скрытого слоя. В табл. 2 приведены размеры скрытого слоя для наборов данных КДУ.

Стоит отметить, что данный алгоритм значительно увеличивает время формирования архитектуры НС.

Таблица 2

Оценка размера скрытого слоя НС				
НАБОР ДАННЫХ	РАЗМЕР СКРЫТОГО СЛОЯ			
Dt_set_s1	28			
Dt_set_s05	33			
Dt_set_s01	70			



Рис. 1. Оценка размера скрытого слоя HC, набор Dt\_set\_s1

#### 4. Анализ подходов к формированию выходного значения АНС

Проведен сравнительный анализ следующих подходов к построению АНС:

1. Выходное значение АНС формируется как сумма выходов отдельных НС. Для случая с одним выходным нейроном вычисляется по формуле:

$$y = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} y_i,$$
 (3)

где *n* – число моделей HC, *y<sub>i</sub>* – выход *i*-й HC.

2. Выходное значение АНС формируется как взвешенная сумма выходов отдельных НС. Для случая с одним выходным нейроном вычисляется по формуле:

$$y = \sum_{i=1}^{n} y_i \cdot w_i, \tag{4}$$

где *n* – число моделей, *y<sub>i</sub>* – выход *i*-й HC, *w<sub>i</sub>* – вес *i*-й HC, который формируется по формуле:

$$w_i = \frac{\text{mse}_i}{\sum_{i=1}^n \text{mse}_i},$$
(5)

где mse<sub>i</sub> – MSE-ошибка *i*-й HC на валидационном наборе.

3. Выходное значение АНС формируется как взвешенная сумма выходов отдельных НС (4)–(5), при этом взвешивание повторяется через определенный интервал обработанных наборов (временных отсчетов) с оценкой по этому набору (динамически взвешиваемый АНС).

На рис. 2 представлен график MSE в зависимости от размера скрытого слоя базовой HC.



Рис. 2. Оценка различных архитектур в зависимости от размера скрытого слоя базовой НС



Рис. 3. Оценка динамически взвешиваемого АНС в зависимости от шага взвешивания

В табл. 3 приведены оценки различных архитектур на тестовом наборе Dt\_set\_s1 с размером скрытого слоя одиночной нейронной сети согласно табл. 2.

Таблица 3

Оценка различных архитектур на тестовом наборе Dt set s1

АРХИТЕКТУРА	MSE, 10 <sup>-4</sup>	MAE, 10 <sup>-3</sup>		
Одиночная НС	3,51	0,115		
AHC	3,66	0,114		
Взвешенный АНС	2,76	9,65		
Динамически взвешиваемый АНС, шаг = 10	2,75	9,59		

Из данных в табл. З видно, что наименьшей ошибкой обладает динамически взвешиваемый АНС, при этом разница в оцениваемых параметрах между динамически и однократно взвешенными АНС очень мала.

#### 5. Оценка динамически взвешиваемого АНС

3 представлен график MSE для различных АНС.

Процедура оценки состоит из следующих шагов:

1. Обучение АНС с субоптимальным размером скрытого слоя.

2. Определение интервала поиска шага взвешивания.

3. Оценка MSE лучшей HC из ансамбля, AHC, взвешенного AHC, динамически взвешенного AHC с фиксированным шагом, динамически взвешенного AHC с шагом равным текущему значению из интервала.

4. Пока не конец интервала поиска, перейти к следующему элементу интервала.

Из данных табл. 4 видно, что наименьшей ошибкой обладает динамически взвешиваемый АНС с малым шагом (менее 10 временных отсчетов).

	-		
АРХИТЕКТУРА	MSE	MAX	MAE
Одиночная НС	0.6035	7.5637	0.48428
AHC	0.030388	2.2604	0.12742
Взвешенный АНС	0.028874	2.7914	0.12115
Динамически взвешиваемый АНС с шагом 10	0.02661	2.3195	0.11703
Динамически взвешиваемый АНС с шагом 10 с дообучением	0.015286	2.0645	0.08767

# Оценка различных архитектур на тестовом наборе с трендом и сезонным отклонением

#### 6. Оценка архитектур НС при наличии дрейфа целевой переменной

Понятие *дрейф значений* относится к изменению значения определения с течением времени и, следовательно, изменению в распределении данного значения. Среда, из которой эти значения получены, не является стационарной. Сдвиг в вероятности может указывать на то, что определения событий также могут изменяться.

Общим знаменателем в алгоритмах детектирования дрейфа выступает ансамбль экспертов, которые постепенно обучаются (без доступа к предыдущим данным) на входных данных, в сочетании с некоторой формой взвешенного голосования для получения финального решения [7, 9].

Для данного эксперимента в исследуемые данные искусственно вносились модификации. Был добавлен линейно возрастающий тренд, а в качестве периодической составляющей моделировался синусоидальный сигнал.

На рис. 4 показана модификация набора данных Dt\_set\_s1 для оценки дообучения АНС. Первые 1319 отсчетов используются без модификации.



Рис. 4. Модификация набора данных для оценки дообучения АНС: 1 – возрастающий тренд; 2 – периодическая составляющая; 3 – модифицированный многомерный сигнал

Процедура оценки состоит из следующих шагов:

- обучить АНС;

 модифицировать набор данных для обработки добавлением тренда и (или) сезонной составляющей;

- задать порог для алгоритма дообучения;

- задать минимальный объем дообучающей выборки;

– оценить точность лучшей HC из ансамбля, AHC, взвешенного AHC, динамически взвешенного AHC с фиксированным шагом, динамически взвешенного AHC с дообучением (дообучение производится только при накоплении указанного объема данных).

В табл. 4 приведены оценки различных архитектур на тестовом наборе Dt\_set\_s1 с трендом и сезонным отклонением. Все модели показали значительное падение точности на модифицированном наборе, включая и АНС с дообучением, что связано с интервалом накопления минимального объема дообучающей выборки.

#### Заключение

Использование АНС значительно понижает ошибку при прогнозировании по сравнению с одиночной НС.

Лучшей точностью обладает динамически взвешиваемый АНС с малым шагом взвешивания (менее 10 временных отсчетов), при этом разница в оцениваемых параметрах между динамически взвешиваемым и однократно взвешенным АНС незначительна.

Наименьшая среднеквадратическая ошибка при анализе телеметрической информации, формируемой датчиками КДУ, достигается при использовании динамически взвешиваемого АНС с шагом взвешивания 10 и равна 2,75×10<sup>-4</sup>.

Для модифицированных наборов данных с трендом и периодическим отклонением все модели показали значительное падение точности. АНС с дообучением также показал падение точности, что связано с необходимостью обучения дополнительной НС на достаточном количестве отсчетов дообучающей выборки. Но при этом результирующая точность при дообучении выше.

Описанная нейросетевая модель предоставляет интеллектуальный инструмент решения задач прогнозирования ТМИ для разрабатываемого в ОИПИ НАН Беларуси совместно с центром управления полетами БКА экспериментального образца нейросетевой системы мониторинга состояния подсистем КА по телеметрическим данным.

#### Список литературы

1. Концептуальные особенности повышения целевой эффективности малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / Л.А. Макриденко, И.В. Минаев, А.Ю. Потюпкин // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2014. – Т. 141. – № 4. – С. 17–22.

2. Система коррекции орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования «Канопус-В» / А. В. Горбунов, В. П. Ходненко, А. В. Хромов и др. // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2012. – Т. 126. – № 1. – С. 19–24.

3. Прогнозирование многомерных временных рядов / А.С. Лысяк, Б.Я. Рябко // Вестник СибГУТИ. – 2014. – № 4. – С.75–88.

4. Comparison of the ARMA, ARIMA, and the autoregressive artificial neural network models in forecasting the monthly inflow of Dez dam reservoir / M. Valipour et al. // Journal of Hydrology. – 476 (2013). – P. 433–441.

5. Оссовский С. Нейронные сети для обработки информации. – М.: Финансы и статистика, 2002. – 344 с.

6. Hierarchical Mixtures of Experts and the EM Algorithm / M.I. Jordan, R.A. Jacobs // Neural Computation. – 1993. – Vol. 6. – P. 181–214.

7. Elwell, R. Incremental Learning of Variable Rate Concept Drift / R. Elwell, R. Polikar // MCS. – Vol. 5519 of Lecture Notes in Computer Science. – 2009. – P. 142–151.

8. Using Ensembles of Neural Networks with Different Scales of Input Data for the Analysis of Telemetry Data / Y. Marushko // Proc. of the XV Intern. PhD Workshop OWD 2013 (Wisla, 19–22 Oct. 2013). – Gliwice: Silesian University of Technology, 2013. – P. 386–391.
9. An ensemble-based incremental learning approach to data fusion / D. Parikh, R. Polikar // IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics – Part B: Cybernetics. – 2007. – Vol. 37. – № 2. – P. 437–450.

10. A direct adaptive method for faster backpropagation learning: The RPROP algorithm / M. Riedmiller, H. Braun // In Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Networks (ICNN), San Francisco. – 1993. – P. 586–591.

## ОСОБЕННОСТИ РЕШЕНИЯ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ НАДЕЖНОСТИ

#### Д.М. Кривопалов

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

Аннотация: поставлена проблема формирования конструктивно-технологических решений в построении технических систем. В результате последовательного раскрытия системы и решения обратных задач надежности показана возможность формирования базы данных допустимых решений. Предлагаемый подход позволит реализовывать программные продукты, которые в автоматическом режиме сократят время проектирования устройства; определят информацию о надежности на всех уровнях разукрупнения структуры проектируемого устройства; сформируют дополнительные ограничения для разработчиков функционально законченных элементов устройства. Ключевые слова: технические системы, обратные задачи надежности, конструктивно-технологические решения, базы данных допустимых решений, время проектирования устройства, разукрупнение структуры проектируемого устройства, ограничения для разработчиков элементов устройства.

#### Надежностные задачи в проектировании технических систем

Важным свойством технических систем является ограниченность срока их существования. Изменение условий эксплуатации таких систем неизбежно влияет на длительность этого срока.

Среди важнейших задач формирования конструктивно-технологических решений выделяется разработка методов прогнозирования времени, в течение которого система гарантированно способна корректно выполнять заданные функции. Следовательно, ставятся задачи: выявить функциональные блоки, наиболее опасные для возникновения сбоя или отказа в работе системы, и сделать расчет вероятности того, что выявленные блоки свою задачу выполнят.

Традиционно данные для таких расчетов получаются посредством теоретической оценки надежности или проведения соответствующих испытаний. В общем случае практически-теоретические расчеты составляют решение прямой задачи надежности, т. е. оценку вероятности безотказной работы (ВБР) системы в течение заданного срока в заданных условиях.

Являясь комплексным свойством, в зависимости от назначения рассматриваемой системы и условий ее эксплуатации, надежность может включать безотказность, долговечность, сохраняемость и ремонтопригодность в отдельности или в каком-либо сочетании применительно к системе в целом или к ее частям.

В соответствии с ГОСТ 27.002-89, безотказность – свойство системы непрерывно сохранять работоспособность в течение некоторого времени или некоторой наработки; долговечность – свойство системы сохранять работоспособность до наступления предельного состояния при установленном алгоритме технического обслуживания и ремонтов; ремонтопригодность – свойство системы, заключающееся в приспособленности к предупреждению и обнаружению причин возникновения отказов, повреждений и устранению их последствий путем проведения ремонтов и технического обслуживания; со-

храняемость – свойство системы непрерывно сохранять исправное и работоспособное состояние в течение и после хранения и/или транспортирования.

Показатель надежности количественно характеризует, в какой степени данной системе или данной группе модулей системы присущи свойства, обуславливающие надежность. Показатели надежности разделяются на два класса – показатели надежности невосстанавливаемых и восстанавливаемых объектов. Выбор основных показателей надежности регламентируется согласно ГОСТ 27.003-90.

Комплекс свойств, составляющих надежность, обобщается в виде оценки гарантоспособности (термин введен в отчете рабочей группы WG 10.4 Международной Федерации I (FIP WG-10.4) по обработке информации [1]) технического, программнотехнического средства или человеко-машинной системы. В данной рассмотрении гарантоспособность будем определять как оценку способности выдавать выходные сигналы, которым можно доверять.

Дерево формирования оценки общей надежности имеет вид, показанный на рис. 1:

В данной работе к решению прямой задачи надежности будем относить:

- оценку надежности системы и прогноз ее состояния к определенному моменту времени;

- выявление элементов системы с минимальной надежностью;

– формирование вывода о соответствии требованиям, предъявляемым к системе, например, в техническом задании.

Прямая задача надежности позволяет выявлять дефекты системы, но для их исправления требуется решение обратных задач, т. е. проектирование систем с заданным уровнем надежности для конкретных условий эксплуатации.



Рис. 1. Дерево оценки «общей надежности» 135

Отличительной чертой решения обратных задач надежности является их некорректность в силу наличия множества решений, удовлетворяющих предъявляемым к системе требованиям. Для устранения такой некорректности ставится задача формирования дополнительных критериев отбора оптимальных решений.

#### Задачи и этапы решения обратных задач надежности

Анализ работы технических систем позволяет выделить задачи обеспечения надежности конструктивных решений (конструктивная надежность), системных решений (системная надежность) и вероятности выполнения заданных функций при внешних воздействиях (функциональная надежность). По смыслу понятие функциональной надежности близко к понятию «живучесть». В рассматриваемой постановке задачи устранения выявленных недостатков в конструктивных решениях примем, что обратные задачи надежности занимают промежуточное положение между системным проектированием и проектированием функционально законченного элемента или узла. Такая специфика определила ряд условий их решений:

 применяемые алгоритмы компьютерных расчетов должны быть адаптированы к возможности рекурентных вычислений;

 предлагаемая физическая реализация элементов должна согласовываться с принятыми алгоритмами их внутрисистемного взаимодействия;

– в решении обратной задачи надежности использовать уже разработанные устройства, у которых по каким-либо причинам не удалось достичь желаемых параметров, что может значительно сократить количество допустимых решений и упростить расчет.

Последнее не является обязательным фактором, задача может быть решена и для системы, разрабатываемой с нуля.

Обратная задача надежности может быть условно разделена на три основных этапа:

1. Анализ требований к системе по уровню надежности (исходных данных). Составление структурной схемы надежности в соответствии с количеством элементов системы. Выделение участков, не имеющих в своем составе системных факторов, влияющих на надежность. На рис. 2 элементы 7, 8, 9 не имеют резервных составляющих, поэтому относятся к участку типа «цепь».

2. Выделение участков, имеющих внутренние соединения, которые влияют на надежность. На рис. 2 элементы 1, 2 и элементы 3, 4, 5, 6 представляют собой два участка типа «резервированная система».

3. Распределение уровня надежности между последовательно соединенными элементами. «Резервированные системы» в данном расчете представляет собой один элемент, т. е. требования при распределении предъявляются к группе соединенных элементов.

Для элементов внутри «резервированных систем» вычисление уровня надежности также имеет свою специфику. Если уровень надежности, предъявляемый к одному элементу в «цепи» оказывается слишком высоким, то структура системы может быть пересмотрена и рассматриваемый элемент может быть дополнен, образуя «резервированную систему».

Элементы внутри «резервированной системы» при необходимости могут быть также рассмотрены как «цепи». Система в этом случае раскрывается от «большего к меньшему». Этап повторяется, пока конструкции всех элементы системы не будут соответствовать требуемому уровню надежности. На рис. 3 показан пример рассмотрения системы.



Рис. 2. Структурная схема надежности



Рис. 3. Этапы рассмотрения системы

На конечном этапе рассмотрения выработано множество возможных решений, где для каждого элемента приведены требования по уровню надежности. Результаты расчетов должны быть сохранены в хранилище данных, которые могут быть реализованы в виде реляционных баз данных.

4. Выработка критериев, по которым из множества решений выбираются оптимальные решения. Окончательная обработка результатов и выработка конкретных рекомендации и ограничений для разработчиков элементов проектируемой системы.

#### Способы решения задач типа «Резервированная система»

Исходными данными обратной задачи для «резервированной системы» являются уровень надежности, предъявляемый ко всей системе, при заданном времени функционирования и выбранная структура системы. Решение задачи для «резервированной системы» предполагает определение уровня надежности отдельных элементов. В общем случае алгебраическое решение обратной задачи надежности может быть достаточно сложным. Например, для сравнительно простого типа резервирования с помощью ненагруженного резерва (рис. 4) требуется решить уравнение.

$$P_{cuc}(t) = e^{-\lambda t} (1 + \lambda t), \quad (1)$$

где:  $P_{cuc}(t)$  – вероятность безотказной работы системы (исходные данные); t – время функционирования системы (исходные данные);  $\lambda$  – интенсивность отказов одного элемента системы (решение).

На практике для расчета надежности систем широко применяется экспоненциальный закон распределения отказов. Характерной чертой является то, что для математического описания и вычисления случаев применения ненагруженного резервирования используется вероятность безотказной работы отдельного элемента, а для случаев применения нагруженного резервирования – интенсивность отказов. Зависимости вероятности безотказной работы системы для этих случаев показаны на рис. 5 и 6 соответственно.

$$P(t) = e^{-\lambda t} * \sum_{j=0}^{n} \frac{\lambda_{i} t^{j}}{j!} \qquad (2)$$

 $P(t) = 1 - (1 - P_i(t))^n$ . (3)



Рис. 4. Ненагруженное резервирование



Рис. 5. Зависимость ВБР системы от ВБР отдельного элемента для ненагруженного резервирования в общем виде для п элементов



Рис. 6. Зависимость ВБР системы от интенсивности отказов отдельного элемента для нагруженного резервирования в общем виде для п элементов

Из рис. 5 и 6 видно, что оба вида зависимости являются монотонными. В подобном случае может быть применен метод дихотомии – метод последовательного приближения и поиска решения уравнений типа (2) или (3) в пределах точности. Приблизительный алгоритм поиска показан на рис. 7.

Достоинствами метода являются его простота и возможность построения алгоритмов для компьютерных вычислений. Кроме того, данный метод может быть применен в случае других законов распределения отказов, так как условие монотонности сохраняется.

138



Рис. 7. Схема метода дихотомии

Недостатком метода является его зависимость от точности вычислений, которая может значительно влиять на время решения уравнения. Однако с учетом возможностей современных ЭВМ подобный недостаток не является наиболее критичным.

В результате применения описанного метода будут получены:

– для системы с нагруженным резервированием – вероятность безотказной работы отдельного элемента;

 – для системы с ненагруженным резервированием – интенсивность отказов отдельного элемента.

Для первого случая рекомендуется ВБР по заданному закону распределения отказов и времени эксплуатации перевести в интенсивность отказов элемента, поскольку она является более объективной и общей характеристикой элемента.

Если полученные результаты оказались заведомо технически недостижимыми, то на данном этапе возможно рассмотрение вопроса об изменении структуры «резервированной системы».

#### Способы решения задач типа «цепь»

Задача типа «цепь» – это распределение уровня надежности между «звеньями». С математической точки зрения задача типа «цепь» является более сложной, чем задача «резервированная система», и представляет собой поиск возможных решений из уравнения с *n*-неизвестными (для экспоненциального закона распределения отказов):

$$P_{cuc}\left(t\right) = P_{1}\left(t\right) \cdot P_{2}\left(t\right) \cdot P_{3}\left(t\right) \dots P_{n}\left(t\right).$$

$$\tag{4}$$

Если рассматривать задачу для двух элементов графически, то решениями для различных начальных условий будет являться набор гипербол (рис. 8).



Рис. 8. Множества решений задачи типа «цепь»

Из рис. 8 видно, что множество возможных решений в значительной степени зависит от начальных условий. При увеличении числа «звеньев» «цепи» гиперболические кривые преобразуются в ряд гиперболических поверхностей в *n*-мерном пространстве, а степень влияния начальных условий на множества решений усилится многократно.

Очевидно, что решения подобных систем должны быть выполнены с использованием ЭВМ. Трудность построения алгоритмов состоит в значительном влиянии уровня надежности всей «цепи» (начальные условия), а также в значительном влиянии числа элементов на точность результатов вычислений. Кроме того, перечисленные факторы влияют на время решения задачи и на качество полученных данных.

Наиболее простым алгоритмом решения подобной задачи является реализация серии вложенных циклов перебора с заданной точностью и сравнения результата произведения с начальными условиями (рис. 9).

Данный алгоритм обладает всеми перечисленными недостатками, однако решения поставленной задачи будут получены. Существенным улучшением алгоритма является создание рекуррентных алгоритмов (рис. 10).



Рис. 9. Алгоритм прямого перебора для решения задачи типа «цепь»



Рис. 10. Рекуррентный алгоритм для решения задачи типа «цепь»

Отличительной чертой подобного алгоритма является последовательное упрощение с каждым шагом исходной задачи, а значит и распределение уровня точности от «грубого» к более «точному». Также подобные алгоритмы позволяют задавать желаемое число решений, что улучшает качество получаемой информации как для человека, так и для ЭВМ.

В результате решения задачи типа «цепь» возможно формирование множества возможных решений, состоящего из необходимого числа элементов, при этом все необходимые данные об уровне надежности каждого отдельного «звена» системы будут известны.

Решение	1:	Ш	0.960	0.960	0.960	0.960	Ш	0.850
Решение	2:	111	0.947	0.973	0.960	0.960	Ш	0.850
Решение	3:	Ш	0.934	0.987	0.960	0.960	Ш	0.850
Решение	4:	Ш	0.954	0.954	0.973	0.960	Ш	0.850
Решение	5:	111	0.938	0.969	0.973	0.960	111	0.850
Решение	6:	ш	0.924	0.985	0.973	0.960	Ш	0.850
Решение	7:	ш	0.947	0.947	0.987	0.960	ш	0.850
Решение	8:	111	0.930	0.965	0.987	0.960	111	0.850
Решение	9:	Ш	0.913	0.982	0.987	0.960	Ш	0.850
Решение	10:	Ш	0.956	0.956	0.956	0.973	ш	0.850
Решение	11:	111	0.941	0.971	0.956	0.973	111	0.850
Решение	12:	Ш	0.927	0.985	0.956	0.973	ПТ	0.850
Решение	13:	ш	0.949	0.948	0.971	0.973	ш	0.850
Решение	14:	111	0.932	0.966	0.971	0.973	111	0.850
Решение	15:	Ш	0.915	0.983	0.971	0.973	111	0.850
Решение	16:	Ш	0.941	0.941	0.985	0.973	ш	0.850
Решение	17:	111	0.922	0.961	0.985	0.973	111	0.850
Решение	18:	111	0.904	0.980	0.985	0.973	111	0.850
Решение	19:	Ш	0.951	0.952	0.951	0.987	ш	0.850
Решение	20:	111	0.936	0.968	0.951	0.987	111	0.850
Решение	21:	Ш	0.920	0.984	0.951	0.987	Ш	0.850
Решение	22:	Ш	0.944	0.943	0.968	0.987	Ш	0.850
Решение	23:	111	0.925	0.962	0.968	0.987	111	0.850
Решение	24:	Ш	0.907	0.981	0.968	0.987	Ш	0.850
Решение	25:	Ш	0.936	0.936	0.984	0.987	ш	0.850
Решение	26:	111	0.915	0.957	0.984	0.987	111	0.850
Решение	27:	Ш	0.895	0.979	0.984	0.987	Ш	0.850

# Рис. 11. Пример результатов выполнения рекуррентного алгоритма для решения задачи типа «цепь» для 4-х элементов

#### Обработка результатов

В результате последовательного раскрытия системы и решения соответствующих обратных задач надежности появилась возможность формирования базы данных допустимых решений. Дальнейшая обработка этих решений связана с формированием дополнительных критериев, по которым должны отбираться оптимальные решения. При этом виды критериев могут различными, например, экономические, временные, надежностные и прочие.

Предлагаемый подход позволяет реализовывать программные продукты, которые в автоматическом режиме для желаемых результатов будут отбирать возможные варианты технической реализации проектируемой системы. С точки зрения надежности все возможные решения должны быть однозначно охарактеризованы объективным параметром уровня надежности, например, интенсивностью отказов элемента или функционального блока. В этом случае для конечного разработчика может быть сформирован ряд ограничений, определяющих возможность использования, например, строго определенного числа микросхем или других критичных элементов или ограничения на общее число элементов проектируемого устройства.

Подобные меры позволят:

- сократить время проектирования устройства;

- дополнительно оценить затраты на устройства по различным критериям;

 внести ясность и получить данные о надежности на всех уровнях разукрупнения структуры проектируемого устройства;

 – сформировать ряд дополнительных ограничений для разработчиков функционально законченных элементов устройства.

#### Выводы

Решение обратных задач надежности при надежностном проектировании позволяет реализовывать:

 проектирование технических систем с заданными уровнем надежности для конкретных сроков и условий эксплуатации;

- организацию алгоритмов, адаптированных для вычислений на ЭВМ;

 – выработку дополнительных критериев, по которым могут быть выбраны оптимальные решения;

 выработку конкретных рекомендаций и ограничений для разработчиков элементов и составных частей технической системы.

#### Список литературы

1. Rus I., Komi-Sirvo S., Costa P. Computer program with insurance of high reliability. Technical report, IFIP WG-10,4, March, 2008.

# ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ И ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГОПРЕОБРАЗУЮЩЕЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

### Ю.А. Кремзуков, В.М. Рулевский, А.Г. Юдинцев, М.Н. Цветков (*НИИ АЭМ ТУСУР*)

Аннотация: разработан испытательный автоматизированный комплекс для измерения и функционального контроля параметров энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата с использованием имитаторов солнечных, аккумуляторных батарей и нагрузочных устройств, а также рассмотрен процесс испытаний энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата в итатных и аварийных режимах работы. Ключевые слова: испытательный автоматизированный комплекс, космический аппарат, энергопреобразующая аппаратура, автоматизированный имитатор тока нагрузки, имитатор солнечной батареи, имитатор аккумуляторной батареи, наземные испытания

#### Введение

Проведенный анализ показывает, что испытания космических аппаратов (КА) и их служебных систем на всех этапах производства – являются важной задачей создания высококачественной космической техники [1, 2]. Современные мировые тенденции развития перспективных КА направлены на увеличение эффективности и ресурса бортовой аппаратуры и КА в целом.

Постоянно растущие мощность бортового электрооборудования (сегодня свыше 15 кВт) и срок активного существования (до 10–15 лет) предъявляют новые требования к повышению надежности энергопреобразующей аппаратуры (ЭПА) КА, что, в свою очередь, привело к необходимости решения новых задач по созданию современного наземного испытательного оборудования [1, 2]. В результате решения данных задач создан класс инструментов, применяемых как в наземных испытаниях КА, так и в процессе отладки новых инженерных и технологических решений.

На протяжении многих лет [1, 2] полная физическая имитация технических характеристик бортовых источников энергии заменяется имитационно-физическим моделированием, при котором отдельные компоненты системы электропитания КА заменяются эквивалентами (имитаторами). Имитаторы позволяют с требуемой точностью воспроизвести характеристики устройств в реальном масштабе времени, при существенно меньших затратах, провести имитацию многократного изменения режимов функционирования бортовых источников электроэнергии.

Для реализации метода имитационно-физического моделирования применяется единый испытательный автоматизированный комплекс (ИАК) функционального контроля, имитации энергоснабжения и нагрузок ЭПА КА. Данная система позволяет в режиме реального времени воспроизвести штатные и аварийные режимы работы ЭПА КА (рис. 1) [3].


Рис. 1. ИАК для измерения и функционального контроля параметров ЭПА КА

## Структура ИАК

На рис. 2 представлена разработанная и внедренная в производство структурная схема ИАК ЭПА КА [3, 4, 5, 6], которая позволяет реализовать полный комплекс наземных испытаний ЭПА КА, включающих специализированное энергоснабжение, все виды нагрузок, измерение параметров, формирование команд управления и контроль телеметрии, а также непосредственное управление и регистрацию параметров ЭПА КА, используя мультиплексный канал обмена (МКО) информацией [7].

ИАК представляет собой многофункциональную систему, выполненную в виде отдельных законченных устройств, управление которыми может осуществляться как в автономном, так и в комплексном режиме с автоматизированного рабочего места (APM) оператора под управлением специального программного обеспечения (СПО). СПО обеспечивает реализацию рабочих режимов и алгоритмов функционирования системы путем обмена управляющей и измерительной информацией. ИАК осуществляет самоконтроль основных электрических параметров, диагностику параметров питающей сети и исключает аварийные ситуации при несанкционированном пропадании напряжения питающей сети.

#### Состав ИАК

ИАК представляет собой многофункциональную систему, выполненную в виде отдельных законченных устройств.

В ходе проведения наземных испытаний ЭПА для применяемых сегодня шин питания КА – 27, 40, 100 В, в качестве первичного источника энергии в которых выступает солнечная батарея, используется безынерционный имитатор солнечной батареи (ИБС). Данное устройство имитирует статические и динамические характеристики солнечной батареи. ИБС позволяет воспроизводить работу солнечной батареи КА, находящегося на любом типе рабочей орбиты (геостационарная, круговая и др.), т. е. имеет возможность имитации режимов «вход в тень», «выход из тени», а также промежуточных, с изменением длительности данных режимов [8].



Рис. 2. Структурная схема ИАК ЭПА КА: ИАБ – имитатор аккумуляторной батареи, ИН – имитатор нагрузки, ИПЧН – имитатор переменной частотно-регулируемой нагрузки, КИС – контрольно-испытательная станция, СК – системный коммутатор, УИ – устройство измерения, АРМ – автоматизированное рабочие место, КУ – команды управления, АТМ – аналоговая телеметрия

ИАБ предназначен для воспроизведения режимов работы аккумуляторной батареи (АБ) при имитации токов разряда до 200 А и заряда до 60 А для существующих шин питания КА, указанных выше. ИАБ также осуществляет моделирование изменений напряжения на каждом аккумуляторном элементе, имитацию электрообогревателей, датчиков давления (для никель-водородной АБ) и датчиков температуры. ИАБ обеспечивает полноту электрических проверок силовых преобразователей и автоматики ЭПА КА при минимальных затратах времени [4].

Имитация динамических и статических режимов нагрузочных токов и бортового профиля потребляемой мощности, исследование быстродействия регуляторов и измерение выходного импеданса ЭПА в автоматическом и ручном режимах, а также оценка стабилизации выходного напряжения обеспечиваются с помощью комплекса имитации токов, состоящего из имитаторов статических и ИПЧН.

Имитация режимов постоянного тока нагрузки осуществляется с помощью ИН в диапазоне от 0 до 360 А для шины питания 27 В. ИН при имитации нагрузочных токов осуществляет рекуперацию электроэнергии в силовую трехфазную сеть. С учетом вышеуказанных значений мощности современных ЭПА КА

и тенденции их дальнейшего роста подобные решения являются перспективными, ввиду требований к современному оборудованию отвечать стандартам эффективности и энергосбережения.

ИПЧН позволяет формировать различные виды динамических нагрузок: импульсную (или скачкообразную); комплексную (резистивно-емкостную); переменную с синусоидальной и прямоугольной формами тока. Гармоническая нагрузка создается путем формирования синусоидального тока в выходных шинах ЭПА с плавно регулируемой амплитудой от 0 до 50 А и частотой от 10 Гц до 150 кГц. Импульсная нагрузка обеспечивает динамические режимы – увеличение (наброс) или уменьшение (сброс) тока нагрузки с регулируемой коммутационной длительностью подключения или отключения [6].

СК предназначен для подключения к объекту контроля измерительных приборов, входящих в состав УИ на любую из 1800 точек подключения к объекту контроля с помощью реле.

УИ обеспечивает поддержку связи со встроенными измерительными приборами.

КИС подключена к ЭПА и используется для контроля состояния АТМ: аналоговых датчиков (АД), релейных датчиков (РД), контактных датчиков (КД), датчиков температуры (ДТ); формирования КУ в виде импульсов напряжения или сухим контактом; контроля временных и амплитудных параметров импульсов напряжения; формирования автономных команд управления при непосредственном доступе оператора к включению и отключению объекта контроля; имитации резистивных датчиков и сопротивлений; измерения сопротивлений, прямых падений напряжений на диодах и контроля токов утечки диодов при обратном напряжении.

Силовая контрольно-поверочная аппаратура снабжена программными протоколами, фиксирующими действия оператора и команды управления верхнего уровня.

Все перечисленные устройства образуют сложную автоматизированную систему для функционального контроля ЭПА КА, для которой наиболее оптимальным выбором, с точки зрения управляемости и надежности, является многоуровневость структуры:

1. Нижний уровень (НУ) представлен платами со встроенными контроллерами, которые осуществляют измерение параметров и управляют протеканием физического процесса.

2. Средний уровень (СУ) представлен платой промышленного компьютера формата PC/104, которая может комплектоваться преобразователями интерфейсов (RS-232 – RS-485, USB – RS-485) и платами расширения (8xRS-232, DIO 24/48 бит). Ввод/вывод информации оператору происходит с использованием резистивного сенсорного монитора диагональю 10,4". Обмен информацией с НУ происходит по протоколам Wake [9] или Modbus [10].

3. Верхний уровень (ВУ) представлен АРМ оператора, в составе которого: сетевое оборудование, сервер, персональные компьютеры, мониторы, источники бесперебойного питания (ИБП), принтеры, СПО клиентов и сервера. Программное обеспечение (ПО) сервера ведет обмен информацией с СУ устройств системы и клиентами, используя интерфейс связи Ethernet.

#### АРМ оператора ИАК

Современные средства вычислительной техники в совокупности с СПО позволяют существенно сократить сроки испытаний ЭПА КА, уменьшить влияние человеческого фактора, повысить качество и надежность исследуемой системы.

Разработанный ИАК для измерения и функционального контроля параметров ЭПА КА предназначен для проведения входного контроля аппаратуры регулирования и контроля (контроль разобщенных и соединенных цепей), а также экспериментальной отработки ЭПА КА (комплексные испытания могут проводиться как со штатными комплектами ЭПА, так и с участием имитационного оборудования).

Техническое обеспечение АРМ оператора испытаний представлено следующим оборудованием (рис. 3):

 – стол с установленной на кронштейне матрицей из шести мониторов диагональю 24" и разрешением 1920×1080 пикселей, отдельно стоящим цветным сетевым принтером формата А4, устройствами ввода информации;

– шкаф компьютерный (ШК) в составе: три ПК (мониторы подключены попарно: М1 и М2 – ПК № 1, М3 и М4 – ПК № 2, М5 и М6 – ПК № 3), ИБП (выходная мощность 2 кВА) и сетевые фильтры;

– шкаф серверный (ШС) в составе: сервер с установленной платой МКО, два неуправляемых сетевых коммутатора (на 16 и 8 портов), ИБП (выходная мощность 2 кВА) и сетевые фильтры.

В ШК и ШС установлена принудительная система охлаждения с датчиком температуры. Устройства ввода информации (клавиатура и манипулятор-мышь) подключены к трем ПК через специальный аппаратный переключатель [11] с выведенным на стол пультом управления – таким образом оператор может использовать один комплект устройств ввода на все ПК. ИБП обеспечивают работоспособность системы в течение 7 минут после пропадания напряжения питающей сети, этого времени достаточно, чтобы завершить испытание (перевод ЭПА в исходное состояние, отключение имитаторов батарей и нагрузки).



Рис. 3. АРМ оператора М1–М6 – мониторы, ШК, ШС 148

Сервер выполняет роль шлюза, в составе аппаратного обеспечения сервера имеется 2 сетевые платы Ethernet, все устройства ИАК подключены к одному порту, а ПК и периферия – ко второму, при этом используется два коммутатора. Сервер имеет горячее резервирование по питанию и дисковый массив RAID 1. К портам RS-232 сервера подключены два ИБП для осуществления контроля над напряжением питающей сети. Плата МКО, установленная в сервере, имеет двукратное резервирование (2 основные и 2 резервные магистральные шины). Необходимость ввода в состав АРМ ИАК трех ПК также обусловлена принципом повышения надежности системы в целом.

В состав СПО АРМ ИАК входит ПО сервера и клиентское ПО. Функционал ПО сервера включает в себя:

– ведение процесса испытания, определение устройств «в сети», аварийных ситуаций до запуска испытания, управление ходом выполнения циклограмм (ЦГ);

- передачу КУ и телеметрии между клиентским ПО и ПО СУ устройств;

 применение индивидуальных тарировочных характеристик (ИТХ) к измеряемым параметрам, с последующей записью в протокол и передачей клиентскому ПО;

- предоставление программного доступа к интерфейсу МКО;

– централизованное хранение и редактирование конфигураций и ЦГ, доступ к данным с любого ПК клиента;

 ведение протоколов работы устройств (сохранение срезов данных всех устройств каждые 10 с, а также по изменению сигнальных параметров и КУ);

- синхронизация времени на всех устройствах системы;

- снятие информации о состоянии ИБП и ее последующая передача клиентскому ПО.

На каждый ПК установлены идентичные комплекты клиентского ПО, в случае выхода из строя двух ПК из трех, испытание возможно завершить на оставшемся ПК. Комплект клиентского ПО представлен шестью программами для одновременного запуска на шести мониторах, компоновка свободная, определяется оператором испытания. В комплект входят следующие программы:

1. Программа «Аналоговые датчики» отображает информацию состояния датчиков шести АБ с устройства КИС в процессе испытаний: 16 ДТ, 30 АД, сопротивление изоляции, 6 дополнительных каналов измерения.

2. Программа «Состояние автоматики» содержит квитанции состояния 51-го контактного датчика, 53-х релейных датчиков, переданные с устройства КИС, имеется возможность конфигурировать источники опроса в следующих диапазонах: напряжение опроса контактного датчика  $U_{onp.KД}$  от 5 В до10 В, напряжение срабатывания контактного датчика  $U_{cpa6.KД}$  от 0,5 В до 1,0 В, ток опроса релейного датчика  $I_{onp.PД}$  от 10 мА до 100 мА, напряжение опроса релейного датчика  $U_{cpa6.FД}$  от 0,5 В до 1,0 В.

3. Программа «Команды управления» содержит именованные кнопки для отправки оператором КУ в КАС посредством устройства КИС, включая 2 стартовые технологические КУ, 1 матричную разовую КУ, 36 разовых команд, 9 технологических импульсных команд, 18 технологических длительных команд. Для всех КУ предусмотрена выдача команд как по основным, так и по резервным линиям. Диапазоны конфигурирования параметров источников КУ: ток нагрузки по каждому каналу *I* от 10 мА до 400 мА, амплитуда напряжения *U* от 23 В до 32 В, длительность команды  $T_{длит}$  от 90 мс до 210 мс.

4. Программа «Имитаторы» позволяет получить доступ к удаленному управлению всем функционалом устройств: ИАБ, ИБС, ИН, ИПЧН, с возможностью отображения всей диагностической информации.

5. Программа «ТК и ТС МКО» содержит доступ к элементам управления и телеметрии, передаваемой посредством интерфейса МКО, на экран выводится вся информация по трем зарядно-разрядным устройствам и шести АБ.

6. Программа «Испытание и конфигурация комплекса» включает в себя редакторы: ЦГ (контроль цепей, освещенность – нагрузка), таблиц соответствия (для ЦГ, контроль цепей, соответствие контактов устройства СК контактам на изделии), ИТХ (для датчиков КИС и МКО, имеется 2 типа тарировок: табличные, табличные с предобработкой по формуле линейного преобразования), испытания (задается список задействованных устройств, ЦГ, таблица соответствия). Все редакторы ЦГ работают с конфигурациями, находящимися на сервере, не создается локальных копий, тем самым все изменения сразу же доступны на всех ПК. Главной частью программы является окно управления испытанием, здесь размещены элементы управления испытанием, отображена информация по подключенным в систему устройствам, заданным конфигурациям, осуществляется управление и наблюдение за ходом выполнения ЦГ.

В комплект клиентского ПО также входит программа «Просмотр архивов испытаний», которая имеет возможность получить информацию по текущему испытанию или по предыдущим. Данная программа предназначена для просмотра протоколов испытаний и построения графиков с возможностью экспорта данных.

#### Заключение

Разработан ИАК для измерения и функционального контроля параметров ЭПА КА позволяющий осуществлять полный комплекс наземных испытаний, а именно измерение, формирование команд управления, контроль и регистрацию параметров ЭПА КА в автоматическом режиме, а также экспериментальную проверку с применением имитационного оборудования.

Имитаторы ЭПА, входящие в состав автоматизированного комплекса, позволяют с требуемой точностью воспроизвести характеристики устройств в реальном масштабе времени при существенно меньших финансовых и временных затратах, провести имитацию многократного изменения режимов функционирования элементов системы энергообеспечения КА.

Современные средства вычислительной техники в совокупности с разработанным СПО позволили существенно сократить сроки испытаний ЭПА КА, уменьшить влияние человеческого фактора, повысить качество и надежность исследуемой системы.

#### Список литературы

1. Энергопреобразующая аппаратура нового поколения / Борисенко В.Ю., Козлов Р.В., Тараканов К.В. // Тезисы докладов XIX научно-технической конференции «Электронные и электромеханические системы и устройства» / АО «НПЦ «Полюс». – Томск, 2015. – С. 15–16.

2. Обеспечение надежности системы электропитания космического аппарата как аппаратно-программного комплекса / Козлов Р.В., Михеев И.А. // Тезисы докладов XIX научно-технической конференции «Электронные и электромеханические системы и устройства» / АО «НПЦ «Полюс». – Томск, 2015. – С. 19–20.

3. Патент 90589 РФ (МПК G05B23/02). Автоматизированный комплекс наземного контроля и испытаний систем электроснабжения космических аппаратов / В.Н. Мишин, Г.А. Ракитин, В.А. Пчельников, Ю.А. Кремзуков, С.К. Миргородский, В.М. Рулевский, М.Н. Цветков, В.Л. Иванов. – 2010. Бюл. № 1. – 3с.

4. Патент 73102 РФ, (МПК G06G7/63). Имитатор аккумуляторной батареи для испытания систем электроснабжения космических аппаратов / В.Н. Мишин, О.В. Бубнов, В.А. Пчельников, А.Г. Юденцев, В.В. Леонов, Н.Н. Цебенко, С.А. Кайсанов. – 2008. – Бюл. № 13. – 2 с.

5. Патент 97007 РФ, (МПК Н01М14/00). Устройство для имитации секционированной солнечной батареи с общей шиной / В.Н. Мишин, В.А. Пчельников, Ю.А. Кремзуков, А.В. Михайлов, С.К. Миргородский, И.А. Иконописцев. – 2010. – Бюл. – № 23. – 3с.

6. Патент 151494 РФ, (МПК, G01R31/40) Энергосберегающий нагрузочный комплекс для испытаний систем электропитания космических аппаратов / В.Н. Мишин, О.В. Бубнов, В.А. Пчельников, А.Г. Юдинцев. – 2015. – Бюл. № 10.

7. ГОСТ Р 52070-2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования. Взамен ГОСТ 26765-87; Введ. 05.06.2003. – М.: Изд-во стандартов, 2013. – 27 с.

8. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2013610159. Программное обеспечение электрического имитатора солнечной батареи / И.А. Иконописцев, А.В. Крахмаль, М.Н. Цветков, А.Ю. Квашнин. – 2013.

9. Спецификация протокола Wake. eeWiki – открытая энциклопедия по электронике [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://eewiki.ru/wiki/Спецификация\_протокола\_WAKE, свободный (дата обращения: 25.05.2015).

10. Modbus Application Protocol Specification V1.1b3. The Modbus Organization [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.modbus.org/specs.php, свободный (дата обращения: 22.10.2013).

11. Аппаратные KVM-переключатели компании Adder [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.adder.com/products/adder-ts4, свободный (дата обращения: 18.08.2014).

# СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К РАЗРАБОТКЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СХЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## А.П. Ковалев, А.А. Карасев, И.И. Чупринский, В.А. Точилов, С.М. Обросов (ФГУП «КБ «Арсенал»)

Аннотация: в статье рассмотрен подход к разработке электрических схем космических аппаратов с учетом применения современных интегрированных логических и коммутационных элементов электроники, новых конструкционных и электротехнических материалов и монтажных технологий. Ключевые слова: электрические схемы, мультиплексный канал обмена, бортовая аппаратура, коммутационные элементы.

В настоящее время достижения в науке и технике оказывают огромное влияние на изменение взглядов инженер-конструкторов в подходе к разработке электрических схем космических аппаратов (КА) нового поколения.

Изменение этих взглядов вызвано, во-первых, тем, что все новые КА конструктивно выполняются в негерметичном исполнении, т. е. бортовая аппаратура (БА) размещается на конструкции без использования герметичного контейнера, который традиционно использовался в конструкции КА предыдущих поколений. Во-вторых, БА КА для нового поколения разрабатывается с применением современных интегрированных логических и коммутационных элементов электроники, которые пришли на смену электромагнитным элементам коммутации и формирования логических схем, широко используемым в приборах предыдущих поколений КА.

Успехи в разработке новых конструкционных и электротехнических материалов, а также в использовании новых монтажных технологий в значительной степени повлияли на изменение этих взглядов.

Далее постараемся продемонстрировать эти влияния на изменение облика электрических схем КА. В основном эти изменения будут касаться построения общей электрической схемы КА, т. е. они будут рассматриваться с позиции головного разработчика КА.

Разделим условно электрические связи между БА и аппаратурой КА на следующие виды: связь по электропитанию; информационно-логические; командные; телеметрические; технологические.

Связи по электропитанию БА КА с системой электроснабжения (СЭС) в настоящее время имеют тенденцию к исключению в них коммутационных элементов, используемых ранее в приборах распределения питания от СЭС к потребителям КА. Отсутствие таких приборов и коммутаторов позволяет:

– ограничить величину сопротивления связи по цепям питания между потребителями электропитания только внутренним сопротивлением СЭС, что способствует снижению взаимовлияния БА по цепям питания;

 – снизить массу устройств для транспортировки электроэнергии с выходных соединителей СЭС до потребителей за счет исключения блока коммутации питания БА и рационального выбора сечения проводников в цепях питания.

При необходимости коммутации этих цепей используются внутренние коммутаторы потребителя электроэнергии, которые обычно располагаются на входе в него цепей питания. Это позволяет разработчику БА как потребителю электроэнергии наиболее рационально выбрать тип коммутатора для этих цепей, а также организо-

вать защиту цепей СЭС от перегрузок по току при этой коммутации или при отказах в схеме БА, расположенной за коммутатором.

Учитывая высокую степень использования в схемах управления систем и приборов БА элементов вычислительной техники (процессоров, программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) и т. п.), большинство информационно-логических связей БА с бортовым вычислительным комплексом (БВК) и между блоками внутри систем выполняются с использованием магистралей кодового обмена (МКО, SpaceWire, Ethernet). Как правило, при этом используется последовательный интерфейс, у которого линии передачи информации (ЛПИ) выполняются по двухпроводной схеме.

Это позволяет избавиться от большого числа проводных связей, которые использовались БВК для централизованного опроса датчиков текущего состояния БА (модулей индикаторов, сигналов БА на систему прерывания и т. п.) в схемах прошлого поколения КА. Теперь эту задачу проще выполнять приборами автоматики систем или непосредственно средствами БА, не обращаясь для этого к услугам БВК.

Кроме того, в новых разработках не используются централизованные преобразования напряжения в код (ПНК) и преобразования кода в напряжение (ПКН), которые ранее выполнялись с использованием БВК. Эти преобразования в настоящее время, проще выполнять непосредственно в БА управления систем, используя стандартные аналого-цифровые преобразователи (АЦП) и цифро-аналоговые преобразователи (ЦАП) в составе их блоков автоматики или непосредственно в исполнительных элементах. Последнее также способствует снижению числа и номенклатуры проводных связей систем и БА с БВК, так как результаты этих преобразователи мКО.

Межблочные связи между приборами внутри схемы и между системами по МКО также способствуют уменьшению проводных соединений.

Релейные команды управления типа «сухой контакт» из блоков выдачи команд управления (БВКУ) БВК или из матриц командно-измерительной системы (КИС) используются теперь также крайне редко. Вместо этого управляющие воздействия, формируемые аппаратурой БВК, выдаются на исполнение в БА КА по МКО в цифровой форме. Трансформация их в релейный вид при необходимости проводится непосредственно в принимающей их аппаратуре. При необходимости эти команды далее передаются из этой БА на исполнительные элементы. При этом коммутируемый ими элемент будет иметь требуемые параметры, сокращая числа их повторителей в пути от генератора до исполнителя. Число релейных команд КИС стремятся также свести к рациональному минимуму, ограничивая их номенклатуру «особо важными командами», число которых обычно не больше десяти.

Сформированные таким способом обменные сигналы БА и БВК, содержащие управляющие воздействия и информацию обратной связи, циркулируют по МКО в цифровом виде, сокращая число ранее используемых для этого проводных связей БА с БВК.

При таком подходе к реализации связей БА с БВК количество и, следовательно, масса этого типа проводных цепей может быть в значительной степени уменьшена, так как блоки управления (или автоматики) системой(ы) можно территориально располагать вблизи исполнительных органов системы.

Дополнительно это позволяет снизить степень взаимовлияния БА по названным цепям, так как в этом случае прокладка их в общих кабельных жгутах практически исключается или имеет ограниченную длину. Кроме того, цепи ЛПИ в МКО имеют высокую степень экранирования от электромагнитных полей.

Аналогичные решения используются в схемах нового поколения КА и при реализации формирования и сбора телеметрической информации от датчиков системы (аг-

регата, блока) или непосредственно в этих устройствах, или в блоке ее автоматического управления системой, агрегатом и т. п. с последующей трансформацией их в цифровую форму. Сформированные таким способом пакеты телеметрической информации передаются в бортовую информационно-телеметрическую систему (БИТС) по МКО. Получаемые при этом преимущества приведены выше при описании формирования информационно-логических и командных связей.

Технологические связи БА с наземным испытательным оборудованием (НИО) в новых разработках предпочитают также выполнять с использованием МКО. При этом, конечно, остаются проводные связи по цепям наземного питания, заряда и разряда аккумуляторных батарей, минимального объема выдачи управляющих воздействий и опроса контролируемых параметров, организацию которых нельзя обеспечить по МКО. Но число таких проводных связей БА КА с НИО стараются ограничить до разумного минимума. В основном это стартовые цепи и цепи для организации начальной подачи напряжения (технологического или штатного) на шины питания БА.

Учитывая необходимость контроля цифровых потоков информации, циркулирующей в МКО при электрических испытаниях КА, схема его должна иметь выходы на технологические соединители, чтобы в процессе испытаний можно было с использованием НИО следить за содержанием передаваемой по ним информации. По завершении испытаний эти выходы экранируются.

Принимая во внимание, что у новых КА широко используются СЭС генерирующие несколько постоянных напряжений для питания БА, предпочтительно иметь в них общую шину, которая является полюсом одного знака для всех потребителей. В этом случае масса бортовой кабельной сети в значительной степени может быть снижена, если потребители используют несколько напряжений питания из числа, генерируемых СЭС. Но при этом наличие общего полюса в цепи питания БА повлечет за собой увеличение сопротивления в цепях связи между потребителями БА, и, следовательно, повысится вероятность возникновения взаимовлияния между этими потребителями по цепям питания. Поэтому решение об организации цепей питания при наличии общего полюса для различных номиналов напряжения питания должно приниматься в каждом случае с учетом приведенного преимущества и недостатка.

В схемах новых КА необходимо предусматривать цепи для стирания и записи нового программного обеспечения (ПО) в аппаратуру, имеющую возможность изменения логики функционирования путем изменения ПО в процессе изготовления КА. При этом желательно, чтобы эта возможность обеспечивалась через штатные каналы связи между БВК и этой БА. В последнем случае надобность в технологических связях для проведения операции по смене ПО в этой БА отпадет, так как. БВК обязательно связана с ядром НИО по МКО.

Приведенные выше соображения распространяются и на организацию цепей для записи изменяемой аутентификационной информации в передающие и приемные устройства БА. Хотя в этом случае использование МКО для связи БВК с НИО, как правило, нежелательно из-за конфиденциальности названной информации.

Современные электрические соединители, в которых число контактов может изменяться в сторону уменьшения путем комплектации их только необходимым числом контактов, позволяют снизить вероятность возникновения в процессе их механической стыковки не предусмотренных схемой электрических связей. Кроме этого, при деформации контакта такого соединителя в процессе эксплуатации дефектный контакт в нем может быть легко заменен на кондиционный. Это свойство современных соединителей позволяет в значительной степени повысить ремонтопригодность бортовой кабельной сети (БКС) и упрощает процесс ее доработки на этапах отработки КА или по результатам его эксплуатации.

При разработке схемы КА, как и прежде, большое внимание должно уделяться обеспечению его контролепригодности с использованием технологических кабелей, которые будут демонтироваться с изделия после проведения финишных операций по подготовке КА к целевой эксплуатации. При этом необходимо, чтобы соединители для связей с НИО были удобны для быстрой стыковки и исключали возможность предотвращения ошибочных стыковок при сборке схемы испытаний. Поэтому выбору этих соединителей должен быть уделено особое внимание. Номенклатура новых соединителей позволяет выполнить этот выбор с соблюдением всех упомянутых выше требований. При этом выбор типа и расположения на конструкции КА соединителей для связи с НИО должно быть предметом коллегиального решения между разработчиками схемы, конструкторами-компоновщиками и испытателями.

Для разработки монтажной документации по прокладке кабельных соединений и выполнения при этом требований к цепям электрической связи между БА, а также удобства работы с обслуживаемыми элементами в процессе изготовления и наземной эксплуатации КА необходимо в технических требованиях схемы обязательно привести следующую информацию:

- ограничения на длины кабельных связей;

- ограничения по возможности включения кабельных соединений в жгут;

- требования к металлизации монтируемых на конструкцию элементов;

 требования доступности к обслуживаемым в процессе изготовления и наземной эксплуатации элементам КА;

 требования к окраске элементов, текстовым надписям и другой визуальной информации на конструкции КА;

 информацию по этапам изготовления и наземной эксплуатации, на которых должны монтироваться или демонтироваться элементы конструкции, в том числе и съемные.

#### Список литературы

1. Угрюмов Е.П. Цифровая схемотехника. - СПб.: БВХ-Петербург, 2010. - 526 с.

# ШИРОКОЗАХВАТНАЯ МНОГОСПЕКТРАЛЬНАЯ АППАРАТУРА СРЕДНЕГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЗЗ

С.А. Архипов (ПАО КМЗ)

Аннотация: представлены технические характеристики и схемотехнические решения широкозахватной (120 км) многоспектральной (9 спектральных диапазонов) аппаратуры среднего пространственного разрешения (5–20 м). Оптическая система строится на основе зеркально-линзовой эксцентричной схемы, обеспечивающей общий входной зрачок для каналов видимого и коротковолнового инфракрасного диапазонов, меньшую дисторсию и более высокую технологичность (все оптические компоненты сферические, за исключением первого зеркала) в сравнении с аналогом – трехзеркальной схемой Кука. Описаны основные методические положения юстировки эксцентрической оптической системы. Ключевые слова: оптико-электронная аппаратура дистанционного зондирования Земли, оптическая система, крупноформатные фотоприемные устройства, система управления, юстировка.

Широкозахватная многоспектральная аппаратура среднего разрешения (ШМАСР) разработана ПАО КМЗ совместно с АО «РКЦ «Прогресс» и ФГУП «ОКТБ «Омега» в рамках ОКР «Прибор-ШМАСР». ШМАСР предназначена для панхроматической и мультиспектральной съемки поверхности Земли в режиме push broom и должна обеспечивать получение информации дистанционного зондирования Земли (ИДЗЗ) в составе перспективного космического комплекса.

Выбор оптимальных схемных и схемно-конструктивных решений ШМАСР выполнен для базовой орбиты функционирования (700 км). Диапазон изменения настроечных параметров аппаратуры обеспечивает ее функционирование в диапазоне высот (450–1000 км) и углов визирования до  $\pm 15^{\circ}$  по крену и тангажу. В табл. 1 приведены основные характеристики аппаратуры [1].

Сравнение информационных параметров ШМАСР с перспективной зарубежной аппаратурой ДЗЗ приведено на рис. 1. Из рисунка видно, что ШМАСР по совокупности параметров соответствует перспективным зарубежным аналогам и имеет более высокие характеристики пространственного разрешения в ПХ канале.

В состав ШМАСР входят:

- система оптико-механическая (COM);
- система приема и преобразования информации (СППИ);
- система управления (СУ);
- звездные датчики;
- специальное бортовое и наземное программное обеспечение.

СОМ строится на основе зеркально-линзовой эксцентричной схемы [1], обеспечивающей общий входной зрачок для всех каналов, меньшую дисторсию и более высокую технологичность (все оптические компоненты сферические, за исключением первого зеркала) в сравнении с аналогом – трехзеркальной схемой Кука.

## Таблица 1

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ				
Полоса захвата, км	120				
Проекция пикселя, м					
Панхроматический (ПХ) канал; мультиспектральные (МС) каналы; коротковолновый ИК- (КИК) канал	5; 10; 20				
Рабочие спектральные диапазоны, мкм					
ПХ и МС каналы (8 шт.); КИК-канал	0,45–0,96; 1,55–1,70				
Отношение сигнал/шум					
ПХ-канал; МС-каналы; КИК-канал	320; 450; 500				
Среднеквадратическая погрешность определения элементов внешнего ориентирования, угл. с	5,0				
Среднеквадратическая погрешность аттестации элементов внутреннего ориентирования, угл. с	2,0				
Среднеквадратическая погрешность измерения эффективной интегральной яркости на входном зрачке, %	5,0				
Масса, кг	180				
Габариты, мм	1000×600×1500				
Энергопотребление, Вт	200				

Основные технические характеристики ШМАСР







Рис. 2. Оптическая схема ШМАСР

Оптическая схема (рис. 2) выполнена по принципу апертурного разделения каналов видимого диапазона (ВД) и КИК-диапазона. Первое зеркало (1) является общим для ВД и КИК каналов и имеет асферическую поверхность второго порядка (гиперболоид). На первую линзу трехлинзового компенсатора (5) ВД канала нанесено спектроделительное покрытие, которое пропускает спектральную область (0,45–0,96 мкм) и отражает спектральную область канала КИК (1,55–1,7 мкм).

Излучение ВД диапазона проходит через компенсатор (5), отражается от двух сферических и плоского компоновочного зеркал (2, 3, 4) и фокусируется в фокальной плоскости канала ВД. Отраженное от спектроделительного покрытия излучение КИК диапазона попадает в линзовый компенсатор (6) канала КИК и фокусируется в фокальной плоскости канала КИК.

Зеркала и трехлинзовый компенсатор ВД вместе составляют объектив канала ВД (ПХ, МС). Использование линзового компенсатора обеспечивает требуемое качество аберрационной коррекции. Объектив КИК-канала состоит из первого зеркала (1), зеркала на первой поверхности компенсатора ВД (5) и компенсатора КИК-диапазона (6). Технические характеристики оптической схемы представлены в табл. 2.

Tak		2
1 00/	ица	2

				-			
КАНАЛ	Δλ, мкм	f',мм	D/f'	$\beta_y$	$\beta_z$	КПМ (С/М)	ДИСТОРСИЯ,%
ВД	0,45–0,96	1260	1:9,5	1,5°	10°	0,46/0,48 (N=55,6 мм <sup>-1</sup> )	0,16
КИК	1,55–1,70	877	1:4,0	2,7°	10°	0,61/0,67 (N=20 мм <sup>-1</sup> )	0,12

Технические характеристики оптической схемы

Перечислим особенности и основные методические положения юстировки оптической схемы ШМАСР.

1. Все оптические элементы имеют общую меридиональную плоскость, в которой располагается оптическая ось аппаратуры, на которой расположены автоколлимационные точки всех рабочих поверхностей.

2. Для материализации базовой системы координат (БСК) ШМАСР используется высокоточная «куб-призма» с тремя зеркальными гранями в оправе.

3. Привязка оптических деталей к БСК осуществляется с использованием высокоточных теодолитов.

4. Установка, контроль и юстировка оптических элементов объективов проводится непосредственно в размерностабильной несущей конструкции ШМАСР.

5. Предварительная юстировка положения каждого оптического элемента осуществляется в два этапа:

 выставление и контроль углового и линейного положения локальной системы координат оптического элемента в БСК с помощью теодолитов;

 – центрировка по наблюдению автоколлимационных бликов от поверхностей оптических элементов при их освещении точечным источником света из автоколлимационных точек.

6. При контроле асферического зеркала используется предварительно аттестованный компенсатор аберраций асферической поверхности.

7. Выполнение предварительных расчетов допустимых погрешностей установки оптических элементов в размерностабильной несущей конструкции с учетом ее фактических размеров.

8. Второе зеркало изготавливается из оптического стекла, что позволяет осуществлять контроль положения его оптической поверхности с тыльной стороны.

9. Блок линзового компенсатора ВД автономно в своей оправе центрируется по классической методике центрировки линзовых систем. Последняя поверхность блока линзового компенсатора ВД принимается базовой поверхностью при юстировке оптической схемы ШМАСР.

10. Доводка оптических систем каналов ВД и КИК проводится по результатам сквозного интерферометрического контроля с целью минимизации аберраций волновых фронтов в автоколлимационных схемах (рис. 3) за счет малого изменения положения выбранных оптических деталей.

СППИ предназначена для приема движущегося изображения, сформированного в фокальных плоскостях ВД и КИК-каналов, аналого-цифровой обработки сигналов, записи и хранения цифровой видеоинформации в запоминающем устройстве (ЗУ) и передачи ее в высокоскоростную радиолинию (ВРЛ). СППИ строится на основе оптикоэлектронных преобразователей (ОЭП) ВД и КИК. ЗАО «НПП «Элар» и ЗАО «НПП «ОПТЭКС» для ОЭП ВД разработаны [2] комбинированные крупноформатные многоспектральные фотоприемные модули «Комби», содержащие по 5 фотозон (1ПХ+4МС), что позволяет сформировать в фокальной плоскости две панхроматических фотозоны с длиной строки 24144 элемента и 8 спектральных фотозон с длиной строки 6072 элемента.

В ОЭП КИК использованы два крупноформатных фотоприемных устройства XLIN-1.7-3000 (Фирма Xenics, Бельгия), что позволяет сформировать в фокальной плоскости КИК-канала фотозону формата (6020×1) элементов.

На рис. 4 представлена конструкция СОМ без светотеплозащитного кожуха.

Силовая схема размеростабильной несущей конструкции СОМ из углепластика типа КМУ-4Л представляет собой замкнутую плоскую раму. На раме с помощью кронштейнов закреплены оптические элементы (облегченные зеркала и линзовые компенсаторы),



Рис. 3. Схема автоколлимационного интерферометрического контроля оптических систем каналов ВД и КИК



Рис. 4. Общий вид конструкции СОМ 160

образующие объектив. Объектив закрывает тонкостенная оболочка из алюминиевого сплава, обеспечивающая его светотеплозащиту и выравнивание температурного поля, с использованием датчиков и нагревателей системы термоградиентной стабилизации.

На входном окне ШМАСР расположена светотеплозащитная бленда с крышкой, которая ослабляют входной тепловой поток, препятствует загрязнению оптических поверхностей, защищает аппаратуру в случае неориентированного полета от попадания в плоскость изображения прямого солнечного излучения, защищает аппаратуру от выхолаживания на темной стороне витка, упрощает схемную реализацию устройств бортовой радиометрической калибровки (протяженный диффузный излучатель размещается на внутренней стороне крышки).

Укрупненная структурно-функциональная схема СУ приведена на рис. 5. СУ выполняет следующие функции [3]:

 командно-информационный обмен с аппаратурой управления целевым комплексом перспективного космического аппарата (КА);

– прием напряжения питания от системы электроснабжения КА;

- токовая защита ШМАСР от перегрузок;

командно-информационный обмен по мультиплексному каналу с СППИ и звездными датчиками;

- коммутация напряжения по электронным блокам ШМАСР;

- реализация циклограмм режимов ШМАСР;

– парирование нештатных ситуаций.

СУ ШМАСР строится по блочному принципу и состоит из блока управления с центральным процессором, который взаимодействует по интерфейсу RS-485 с контроллерами блока калибровки, блока термостабилизации, блока фокусировки, по МКО2 управляет звездными датчиками и СППИ, с помощью разовых команд управляет контроллером привода крышки.



Рис. 5. Укрупненная структурно-функциональная схема СУ ШМАСР

С помощью наземного программного обеспечения, установка которого предполагается в наземном комплексе приема, обработки и распространения информации перспективного космического комплекса ДЗЗ, производится восстановление, первичная обработка, радиометрическая и фотограмметрическая коррекция ИДЗЗ.

## Список литературы

1. Патент RU 2556295. Двухканальный зеркально-линзовый объектив. С.А. Архипов, В.И. Заварзин и др.

2. Комбинированный ПХ-МС фотоприемный модуль для перспективной аппаратуры Д33 / М.Г. Выдревич, А.В. Михин, М.В. Четвергов // Системы наблюдения, мониторинга и Д33: Материалы научно-технической конференции. – М.: МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2014. – С. 332.

3. Система управления для широкозахватной многоспектральной аппаратуры среднего разрешения / С.А. Архипов, Д.С. Балин, и др. // Системы наблюдения, мониторинга и ДЗЗ: Материалы научно-технической конференции. – М.: МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2013. – С. 165.

# СОВРЕМЕННЫЕ ИМИТАЦИОННЫЕ СТЕНДЫ И КОСМИЧЕСКИЕ ТРЕНАЖЕРЫ

# А.П. Григорьев

 $(\Phi \Gamma У \Pi «КБ «Арсенал»)$ 

Аннотация: рассматриваются современные имитационные стенды и космические тренажеры для навигационно-баллистического обеспечению космического полета, а также актуальные проблемы подготовки космонавтов. Анализируется возможность применения моделей, алгоритмов и процедур взаимодействия, полученных в теории мультиагентных систем и в теории искусственных нейронных сетей. Использование агентно-ориентированного подхода и теории искусственных нейронных сетей позволяет разрабатывать интеллектуальные среды обучения для построения сложных интеллектуальных тренажерно-обучающих систем, отвечающих всем современным требованиям к подготовке космонавтов. Ключевые слова: имитационные стенды, космические тренажеры, теория мультиагентных систем, алгоритмы распознавания участков звездного неба, искусственные нейронные сети, специальные сверточные искусственные нейронные сети Лекуна, имитатор астрономической навигационной системы.

К разработке проектов пилотируемых полетов к Луне и Марсу, а в будущем и к другим планетам в настоящее время приступили все ведущие космические державы мира. Такие полеты невозможны без применения автономных средств навигации. Использование спутниковых навигационных систем, бесплатформенных инерциальных навигационных систем, цифровых астрономических пеленгаторов и возможность установки на борт пилотируемого космического аппарата (КА) современной вычислительной техники позволяют полностью решать навигационные задачи на борту на качественно новом уровне. При этом предполагается, что космонавт будет принимать непосредственное участие в решении задач навигации [1].

Особая роль в профессиональной подготовке космонавтов принадлежит тренажерам. Выполнение тренировочных космических полетов подобно тренировочным полетам на самолетах вследствие их большой стоимости и небезопасности практически невозможно. Практика подготовки операторов в различных учебных заведениях показывает, что, хотя традиционные формы и методы обучения не потеряли своего значения, они в тоже время имеют ряд существенных недостатков и ограничений. Одним из таких ограничений является разрыв теоретической и практической подготовки, что зачастую приводит к тому, что даже при наличии качественных теоретических знаний обучаемый при продолжении обучения и переходе к занятиям на комплексном тренажере практически не может управлять соответствующей системой.

Одним из возможных способов устранения данных проблемных аспектов подготовки является применение моделей, алгоритмов, процедур взаимодействия и т. д., полученных на базе различных стендов и интеллектуальных тренажеров (процедурных, специализированных, комплексных).

Стенд подготовки экипажей Международной космической станции (МКС) с использованием элементов виртуальной реальности (рис. 1) предназначен для проведения предтренажной подготовки космонавтов на различных этапах подготовки к космическому полету.



Рис. 1. Внешний вид стенда подготовки экипажей МКС

Основные задачи и составные элементы стенда подробно описаны в [2].

Во время занятий космонавты ,в зависимости от стадии обучения, изучают размещение, принципы построения и работы бортовых систем, конструкцию и компоновку РС МКС, формируют навыки управления бортовыми системами с пультов в штатных и нештатных режимах. В состав стенда входит: рабочее место космонавта; рабочее место преподавателя; моделирующий сервер; информационно-справочный сервер.

В настоящее время космонавты могут работать как с отдельными объектами СМ, ФГБ, так и с их связкой. В зависимости от целей подготовки может быть загружен или внешний вид или внутренний интерьер этих объектов.

Виртуальный мир построен с достаточно высокой степенью детализации на основании чертежей реальных объектов, что позволяет не только обеспечивать узнаваемость рассматриваемого объекта, но и проводить подготовку к тренировкам и их разбор. При этом оперативно можно осуществлять: отключение любой плоскости стабилизации вместе с запанельным оборудованием; производить сечения в любом месте; перемещаться в заранее заданные точки наблюдения с возможностью дальнейшего перемещения (по шести степеням свободы).

Для повышения быстродействия РМО виртуальный мир представляет собой базу данных объектов, исполненных с различной степенью детализации и динамически подгружаемых в зависимости от удаления от наблюдателя до объекта. Технология, используемая в стенде, позволяет строить объекты большой степени сложности и работать с ними на неспециализированных рабочих станциях. Реализована возможность подключения дополнительных устройств с реализацией тактильного восприятия действий для расширения функциональных возможностей стенда.



Рис. 2. Внешний вид АФМС

Астронавигационный функционально-моделирующий стенд (АФМС) создан в 1985 году на базе космического планетария (рис. 2).

В его состав входят: планетарий; компьютер, управляющий процессом тренировки; капсула экипажа с реальными пультами и приборами основных КА, используемых отечественной космонавтикой [2].

Планетарий имеет диаметр зала 12,5 метров и проецирует звезды до 6,5 звездной величины. Этим создается иллюзия наблюдения звездной сферы вне атмосферы Земли, что приближает восприятие внешней визуальной обстановки к условиям наблюдения звездного неба в реальном космическом полете.

АФМС позволяет не только проецировать звездное небо, но и имитировать динамику полета для различных ПКА с перемещением созвездий в поле зрения иллюминаторов с реальными угловыми скоростями. Этим создается возможность подготовки экипажей по вопросам ориентации и навигации с использованием звезд и оптико-визуальных приборов в условиях, близких к условиям реального полета. АФМС воспроизводит 9000 звезд. Он также обеспечивает изменение угловых скоростей вращения звездной сферы вокруг каждой оси карданной подвески в пределах от 0,002 до 5 град/с. с ошибкой воссоздания угловых расстояний между звездами в 12 мин и силы свечения звезд в 20 %. В основу обучения опознаванию звездного неба положены три принципа:

- характерные признаки (туманность Андромеды, Магелановы облака и др.);

- своеобразие образов созвездий (Лев, Южный крест, Пегас, Большая Медведица);

– мнемонические правила расположения созвездий и звезд вокруг хорошо опознаваемых созвездий (по созвездию Журавль легко опознается альфа Южной Рыбы, альфа Павлина, альфа Эридана и т. д.). Обучаемый, запоминая характерные признаки созвездий, их своеобразные образы находит 25–30 относительно легко опознаваемых созвездий, а остальные – по знанию мнемонических правил. Помимо подготовки экипажей АФМС используется для проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

В центре подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина с 1969 г. существует отдел подготовки космонавтов по навигационно-баллистическому обеспечению космического полета [1]. Космонавты получают знания по навигации, астрономии, картографии, теории полета, навигационно-баллистическому обеспечению полетов КА. Основными целями подготовки космонавтов по навигационному обеспечению космического полета являются:

 приобретение твердых знаний основ космической навигации, а также методов и средств ориентации пилотируемых КА;

 выработка навыков и умений по решению задач навигации и выполнению ориентации с помощью бортовых средств и систем;

 – формирование навыков и умений по эксплуатации бортовых навигационных систем, навигационных измерителей, оптико-визуальных средств навигации и ориентации.

Для тренажерной стадии подготовки можно выделить ряд проблемных аспектов:

 – сложность реализации индивидуального подхода к обучению и его непрерывному контролю при дефиците времени преподавателей;

 несоответствие обучающих воздействий индивидуально-психофизиологическим особенностям и уровню подготовки.

Одним из возможных способов устранения данных проблемных аспектов подготовки является применение моделей, алгоритмов, процедур взаимодействия и т. д., полученных в теории многоагентных (мультиагентных) систем (MAC) и построении на их базе интеллектуальных тренажеров (процедурных, специализированных, комплексных).

Использование агентно-ориентированного подхода для построения программного обеспечения тренажера позволяет более подробно исследовать и разрабатывать интеллектуальные среды обучения [3]. Таким образом, теорию МАС можно использовать в качестве основы для построения сложных интеллектуальных информационных систем по созданию тренажеров, отвечающих всем современным требованиям к подготовке космонавтов. Основным понятием в теории МАС является понятие интеллектуального агента, под которым понимается некоторая программная «сущность», обладающая не только способностью преобразовывать информацию, но и поведением, позволяющим организовать ее взаимодействие с внешней средой. Такой подход к представлению взаимодействующих объектов позволяет рассматривать их как объекты, обладающие некоторым интеллектом, наличие которого предоставляет возможность упростить процессы разработки и отладки достаточно сложных систем. Такие объекты принято называть интеллектуальными агентами. Интеллектуализация компонентов распределенных систем позволяет расширить функциональные возможности и унифицировать способы взаимодействия между ними. Приведем в качестве примера один из возможных вариантов организации архитектуры МАС (рис. 3).

Обучаемый взаимодействует с тренажерной средой, выполняя действия по управлению оборудованием и считывая показания приборов. Модель обучаемого представляет из себя совокупность набора характеристик обучаемого, измеряемых во время работы системы с обучаемым и определяющей степень усвоения им знаний по изучаемому предмету и методов (правил) обработки этого набора. В первую очередь эти правила должны проводить изменения самой модели обучаемого по результатам его работы с системой.



Рис. 3. Архитектура МАС

Модель обучаемого должна включать в себя информацию: о цели обучения; о знаниях обучаемого в рамках изучаемого курса (текущее состояние процесса обучения); об особенностях подачи учебных материалов и выбора контрольных заданий и вопросов; о правилах изменения модели обучаемого по результатам работы с обучаемым.

Действия, произведенные с тренажерной средой, ретранслируются агентуанализатору, который их фильтрует и выделяет события, значимые для цели обучения. Работа агента описывается специальным языком с набором условий и действий. Сгенерированные события поступают для анализа и обработки агенту-«психологу», который определяет уровень напряженности обучаемого и при необходимости меняет модель обучаемого для адаптации к изменению уровня напряженности. Агент-помощник на основе модели обучаемого и поступающих событий принимает решение об изменении текущей сложности этапа обучения и выдаче подсказки. В качестве модели действий в нашем конкретном случае может быть использовано дерево принятия решений (рис. 4).



Рис. 4. Пример дерева принятия решений для обучаемого в задаче полета на ориентир 168

Рассмотрим в качестве примера выполнение обучаемым задачи по коррекции БИНС от оптического визира 240К (ВП-2) и экспертно сформируем следующие правила для агентов-анализаторов (табл.).

УСЛОВИЕ	СООБЩЕНИЕ
Прошло 50 секунд икоординаты звезд введены	Установка звезд – ОК
Прошло 50 секунд и координаты звезд не введены	Установка звезд – ОТКАЗ
Прошло больше 60 секунд и координаты звезд не введены или изменены	Установка звезд повторно – ОТКАЗ
Прошло более 60 секунд и координаты звезд установлены	Установка звезд повторно – ОК
Прошло 70 секунд и включен режим коррекция БИНС	Установка БИНС – ОК
Прошло 70 секунд и не включен режим коррекция БИНС	Установка БИНС – ОТКАЗ
Прошло 80 секунд и не включен режим коррекция БИНС	Установка повторно БИНС – ОТКАЗ
Прошло 120 секунд, измерения первой звезды корректны	Выполнение измерения 1 – ОК
Прошло 120 секунд, измерения первой звезды некорректны или отсутствуют	Выполнение измерения 1 – ОТКАЗ

### Перечень правил для агентов-анализаторов

Агент-«психолог» анализирует частоту правильных/неправильных действий и вносит поправку в модель обучаемого посредством изменения уровня сложности, снижая тем самым текущую напряженность и повышая вероятность правильного решения поставленной задачи.

Агент-помощник устанавливает для разных уровней сложности разное количество подсказок.

Так как большинство аэрокосмических вузов не обладает должным материальнотехническим обеспечением, позволяющим качественно и на должном уровне осуществлять симуляцию звездного неба, навигационно-баллистического оборудования и пр., то целесообразно для организации собственной методико-дидактической базы разрабатывать имитаторы и/или процедурные космические тренажеры.

Рассмотрим в качестве примера имитатор астрономической навигационной системы (АНС), разработанный под руководством автора статьи кафедрой компьютерного проектирования аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов (кафедра № 11) Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения (ГУАП).

Основное назначение имитатора – постановка лабораторных работ по дисциплинам бортовые вычислительные комплексы навигации и самолетовождения и авиационные тренажеры учебного плана кафедры № 11 ГУАП.

Анализируются существующие методы и алгоритмы распознавания участков звездного неба [4, 5, 6]: геометрические, графовые, пирамидальный алгоритм Мортари, SLA-методика, сеточные алгоритмы и т. д. Следует выделить ряд недостатков:

 необходимость производить предобработку изображений (фильтрация помех, нормализация изображения, отождествление кадров и т. д.), вследствие чего требуется значительное количество элементарных операций и возрастает время обработки;

 отсутствие общей методологии и единого математического аппарата затрудняет алгоритмизацию и программную реализацию описанных подходов.

В настоящее время наиболее часто в задачах распознавания и идентификации изображений используют классические нейросетевые архитектуры (многослойный персептрон, сети прямого распространения, рекурентные, радиально-базисные и др. [7]), но, как показывает практика, применение классических топологий ИНС к данной задаче является неэффективным по причинам подробно рассмотренным в [8].

Указанными в [8] недостатками не обладают так называемые специальные сверточные искусственные нейронные сети (ССИНС) [9]. Данные сети могут быть использованы для интеллектуальной обработки входных изображений звездного неба, что позволит, в отличие от известных подходов [4, 5, 6], исключить операции предобработки данных [5] и обеспечить высокую достоверность классификации [9]. Кроме того, ССИНС обеспечивают частичную устойчивость к изменениям масштаба, смещениям, поворотам, смене ракурса и другим искажениям изображения [9]. Характерные особенности ССИНС, а также процесс синтеза ее топологии (архитектуры) рассмотрены в [8].

Используемая в имитаторе АНС ССИНС состоит из шести слоев. Ее входными данными являются изображения (в качестве примера выбрано изображение размером 32 пикселя по вертикали и 36 пикселей по горизонтали), которые классифицируются как «Наличие объекта» или «Отсутствие объекта». Так как задача, решаемая ССИНС, – классификация, то для решения достаточно одного выхода. Выходное значение сети находится в интервале (-1; 1), что, соответственно, означает отсутствие или присутствие объекта на классифицируемом изображении.

В качестве активационных функций [7] используется гиперболический тангенс [7]. что обусловлено причинами, описанными в [8]. Обучение сети [7] осуществляется по алгоритму с обратным распространением ошибки (backpropagation) и начинается с предъявления образа и вычисления соответствующей реакции. Сравнение с желаемой реакцией дает возможность изменять веса связей таким образом, чтобы сеть на следующем шаге могла выдавать более точный результат. Обучающее правило обеспечивает настройку весов связей. Информация о выходах сети является исходной для нейронов предыдущих слоев. Эти нейроны могут настраивать веса своих связей для уменьшения погрешности на следующем шаге. Когда ненастроенной сети предъявляется входной образ, она выдаст некоторый случайный выход. Функция ошибки представляет собой разность между текущим выходом сети и идеальным выходом, который необходимо получить. Для успешного обучения сети требуется приблизить выход сети к желаемому выходу, т. е. последовательно уменьшать величину функции ошибки. Это достигается настройкой межнейронных связей. Каждый нейрон в сети имеет свои веса, которые настраиваются, чтобы уменьшить величину функции ошибки.

При обучении сети в качестве учебного набора используется коллекция изображений, полученных из различных источников. Эта коллекция эффективно охватывает изменчивость естественных данных, необходимых для обучения ССИНС при работе в реальных условиях. В процессе подготовки обучающих, контрольных и тестовых

статистик не выполнялось какой-либо нормализации изображений (выравнивания гистограммы или коррекции яркости). Для создания большого количества примеров и увеличения инвариантности автором [8] предлагается применять ряд преобразований, включая отражение и вращение до ±360°.

Процесс распознавания ССИНС карты звездного неба представлен на рис. 5.

На базе персонального компьютера программно на языке высокого уровня [8] реализуется аппарат обученной ССИНС, которым производится обработка изображения. Суть обработки изображения сетью сводится к анализу звездного неба, выделению на общем фоне интересующих ориентиров (звезды, созвездия, планеты, по которым производится навигация).

Сравнивая технологии построения тренажеров АО «ОКБ «Электроавтоматика», ЗАО «Транзас» и других предприятий, можно сделать вывод, что выбранная технология построения имитатора обладает следующими преимуществами:

- не требует больших затрат на приобретение реального приборного оборудования;

- расширяемость;

– универсальность (возможность использования тренажера в других читаемых дисциплинах).

Данный подход имеет и ряд недостатков:

 – достоверность классификации изображений напрямую зависит от выбора топологии и качества обучения ССИНС;

 выбор топологии сети – это нетривиальная, многоитерационная, эмпирическая процедура, требующая значительных временных затрат.



Рис. 5. Процесс распознавания карты звездного неба ССИНС

В заключение стоит отметить, что вопросы, связанные с проектированием имитаторов и космических тренажеров, в настоящее время рассматриваются не достаточно подробно, тем не менее, анализируя динамику публикаций по данной тематике, можно сделать вывод о положительных тенденциях, намечающихся в данном научном направлении.

### Список литературы

1. Некоторые вопросы подготовки космонавтов по навигационно-баллистическому обеспечению космического полета / А.А. Митина // Научные чтения памяти К. Э. Циолковского, г. Калуга, Россия, 2006 г.

2. Современные космические тренажеры с использованием элементов виртуальной реальности / А.П. Григорьев, А.О. Чернелевский // Труды шестой научнотехнической конференции молодых специалистов ФГУП «КБ «Арсенал» им. М. В. Фрунзе». – СПб, 2015.

3. Современные космические тренажеры / А.П. Григорьев, Т.А. Ивахива // Труды пятой научно-технической конференции молодых специалистов ФГУП «КБ «Арсенал» им. М. В. Фрунзе». – СПб, 2014.

4. Алгоритм селекции звезд по постоянству угловых расстояний / И.С. Кружилов, О.Ю. Шамаева // Программные продукты и системы, 2009. – № 3. – С. 82–84.

5. Алгоритм распознавания звезд в задаче астронавигации / И.С. Кружилов // Труды международной научно-технической конференции «Информационные средства и технологии». – М.: Янус-К, 2005. – Т. 2. –С. 28–30.

6. Селекция звезд по скоростям в алгоритме астронавигации / И.С. Кружилов // Системы управления и информационные технологии, 2009. – № 3. – С. 55–58.

7. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс. – М.: Вильямс, 2006. – 1103 с.

8. Имитатор астрономической навигационной системы на базе специальных искусственных нейронных сетей / А.П. Григорьев // Сб. докл. научной сессии ГУАП. – СПб.: ГУАП, 2013.

9. LeCun Y. and Y. Bengio: Convolutional Networks for Images, Speech, and Time-Series, in Arbib, M. A. (Eds), The Handbook of Brain Theory and Neural Networks, MIT Press, 1995.

# О РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ НАВЕДЕНИЯ КАМЕРЫ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ПОВЕРХНОСТЬЮ ЗЕМЛИ

#### А.В. Сумароков

(ПАО «РКК «Энергия»)

Аннотация: работа посвящена реализации на Международной космической станции космического эксперимента «Напор-Мини PCA», который был реализован совместно с канадской фирмой Urthecast. Для осуществления данного эксперимента было разработано несколько режимов наведения для полезной нагрузки, установленной на двухосной поворотной платформе. В частности, рассматривается высокоточное наведение оптической оси камеры высокого разрешения, установленной на внешней поверхности Международной космической станции, на определенную цель на поверхности Земли с заданными координатами. В режиме наблюдения камера осуществляет непрерывную видеосъемку цели в течение всего времени, пока угол между оптической осью камеры и направлением на надир не превышает 40° (~90 с). В работе рассматривается решение задачи наведения камеры высокого разрешения. Работоспособность предложенного алгоритма подтверждается результатами математического моделирования и видеосъемок. Ключевые слова: Международная космическая станция, космические эксперименты, «Напор-Мини PCA», наведение, дистанционное зондирование Земли, двухосная платформа наведения.

#### Введение

В настоящее время для обеспечения проведения научных экспериментов на борту Международной космической станции (МКС) создается информационно-управляющая система, представляющая собой ряд бортовых компьютеров и дополнительного оборудования. Задачами этой системы является автоматическое управление проведением ряда сложных научных космических экспериментов [1-5]. Один из таких экспериментов – «Напор-Мини РСА». Эксперимент связан с наведением полезной нагрузки, установленной на двухосной платформе наведения (ДПН) для наблюдения за поверхностью Земли, звездами, Солнцем или Луной. В отличие от предыдущих экспериментов по дистанционному зондированию Земли, проводимых на МКС [6], проведение данного эксперимента происходит полностью в автоматическом режиме без привлечения экипажа МКС. ДПН представляет собой двухосную поворотную платформу с диапазоном углов вращения по каждой из осей от -175° до +175°. Рабочий диапазон угловых скоростей вращения приводов от 1'/с до 3°/с. Платформа имеет в своем составе вычислитель, заключающий в себе алгоритмы движения данной платформы в различных режимах (тестовых, служебных, режиме отслеживания цели). Вычислитель ДПН на основе периодически передаваемого в него целеуказания в виде углов и угловых скоростей движения каждой из осей платформы обеспечивает движение платформы по заданной траектории. Информация о требуемых параметрах движения передается по шине CAN, вычислитель платформы с периодичностью 0,2 с. Таким образом, для обеспечения работы платформы в режиме отслеживания цели требуется на основе имеющейся баллистико-навигационной информации обеспечить расчет углов и угловых скоростей движения ДПН для наведения полезной нагрузки, установленной на ДПН на заданную цель.



Рис. 1. Внешний вид системы МКС – ДПН – камера высокого разрешения

На первом этапе эксперимента «Напор-Мини РСА» в качестве полезной нагрузки, установленной на платформе, служит камера высокого разрешения, разработанная и поставленная канадской фирмой Urthecast. Данная камера была установлена на внешней поверхности служебного модуля «Звезда» российского сегмента МКС в январе 2014 года. Камера предназначена для видеосъемки участка подстилающей поверхности размером 6,126×4,07 км с проекцией пикселя на поверхность Земли 1,31 м (для высоты орбиты 400 км) со скоростью три кадра в секунду (время экспозиции одного кадра 0,3 с). На рис. 1 представлена фотография установленного оборудования, сделанная через иллюминатор станции.

Для решения задачи наведения в компьютеры информационно-управляющей системы из системы управления движением МКС поступает информация о текущем угловом и пространственном положении МКС, векторах направления на Солнце и Луну и другая служебная информация. Так как для передачи данной информации требуется определенное время, а также некоторое время требуется для передачи вычисленных параметров движения ДПН из компьютера информационно-управляющей системы в вычислитель ДПН, то для решения задачи наведения камеры высокого разрешения, требуется решить ряд задач. Вначале требуется спрогнозировать угловое и пространственное положение МКС через некоторое время. Далее, необходимо вычислить вектор положения цели в системе координат ДПН. И, наконец, на основе вычисленного направления на цель требуется рассчитать непосредственно углы и угловые скорости движения по каждой из осей ДПН для обеспечения отслеживания цели. Дополнительно для минимизации амплитуды низкочастотных колебаний конструкции следует обеспечить плавное управление и выход на траекторию отслеживания из любого положения ДПН. В работе рассматривается решение каждой из поставленных задач.

Задача прогнозирования положения МКС. Ввиду того, что существует задержка передачи данных о пространственном и угловом положении МКС из бортового ком-

пьютера системы управления движением и навигации МКС в компьютер информационно-управляющей системы, управляющей научной аппаратурой, требуется экстраполировать пространственное и угловое положение на фактическое время целеуказания. В бортовом компьютере информационно-управляющей системы данная задача решается путем интегрирования уравнений движения вперед на определенное время.

Экстраполяция углового положения проводится путем интегрирования методом Эйлера кинематических уравнений движения в кватернионной форме с коррекцией нормы [7]:

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{q} \circ \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{E}} - \frac{1}{2} \boldsymbol{q} \Big( |\boldsymbol{q}|^2 - 1 \Big), \tag{1}$$

здесь  $q = [q_0 q_1 q_2 q_3]$  – текущее значение кватерниона ориентации связанной системы координат относительно инерциального базиса J2000 [8], |q| означает норму кватерниона;  $\omega_E = [\omega_{Ex} \omega_{Ey} \omega_{Ez}]^T$  – проекция вектора абсолютной угловой скорости на оси связанного базиса. В бортовом алгоритме проводиться несколько итераций интегрирования (1) с шагом интегрирования,  $\tau$  для промежуточных итераций 0,1 с, а для последней итерации  $\tau = \Delta T - \{\Delta T / 0, 1\} \cdot 0, 1, \{\Delta T / 0, 1\}$  – целая часть частного  $\Delta T / 0, 1, \Delta T$  – время экстраполяции.

Прогнозирование пространственного положения МКС осуществляется путем интегрирования вектора состояния в гринвичской системе координат WGS84 [9]. Пусть в системе координат WGS84 вектор состояния имеет следующий вид:  $X^{WGS84} = \begin{bmatrix} r_x & r_y & r_z & v_x & v_y & v_z \end{bmatrix}^T$ . Для перехода в текущую инерциальной систему координат эпохи  $\gamma$  [8] воспользуемся следующей формулой:

$$X^{J\gamma} = \begin{bmatrix} r_x & r_y & r_z & v_x - \Omega_E r_y & v_y + \Omega_E r_x & v_z \end{bmatrix}^T,$$

где  $\Omega_E$  – угловая скорость вращения Земли.

Для экстраполяции пространственного положения проводится несколько итераций интегрирования уравнений движения методом Рунге – Кутта 4 порядка. Воспользовавшись разложением гравитационного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям геоцентрической широты В [10], ограничившись первыми тремя членами разложения, получаем выражение для гравитационного ускорения:

$$g = g_r + g_m = -\frac{r}{r} \left( \frac{\mu}{r^2} + \frac{\varepsilon}{r^4} \left( 1 - 3\sin^2 B \right) + \frac{\chi}{r^6} \left( 5\sin^4 B - \frac{30}{7} \sin^2 B + \frac{3}{7} \right) \right) + (2)$$
  
+ 
$$m \left( -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin 2B + \frac{1}{14} \frac{\chi}{r^6} \left( 2\sin 2B - 7\sin 4B \right) \right);$$

где  $\mu = 3,986004418 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / c^2$ ;  $\epsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5 / c^2$ ;  $\chi = 6,773 \cdot 10^{15} \text{ км}^7 / c^2$  – гармоники гравитационного потенциала Земли;  $g_r$  и  $g_m$ .– радиальная (проекция на направление радиус-вектора r) и меридиональная (проекция, лежащая в плоскости меридиана, направленная в сторону северного полюса, ортогональная  $g_r$ ) проекции ускорения силы тяжести Земли; r – модуль радиус-вектора r; m – единичный вектор направления  $g_m$ .

Приращение вектора состояния может быть выражено с использованием (2) следующим образом:

$$dX(X) = \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z & -g_x & -g_y & -g_z \end{bmatrix}^T.$$
(3)

Таким образом, следуя методу Рунге – Кутта 4 порядка, при помощи (3) получаем значение вектора состояния  $X_{n+1}$  на следующей итерации:

$$K_{1} = dX(X_{n}), \quad K_{2} = dX\left(X_{n} + \frac{h}{2}K_{1}\right),$$

$$K_{3} = dX\left(X_{n} + \frac{h}{2}K_{2}\right), \quad K_{4} = dX(X_{n} + hK_{3}),$$

$$X_{n+1} = \frac{h}{6}(K_{1} + 2K_{2} + 2K_{3} + K_{4}),$$
(4)

здесь h=1 с – величина шага интегрирования. Как и при интегрировании кинематических уравнений для последней итерации  $h = \Delta T - \{\Delta T / 1\} \cdot 1, \{\Delta T / 1\}$  – целая часть частного  $\Delta T / 1$ .

Ввиду того, что интегрирование происходит в псевдоинерциальной системе координат, дополнительно необходимо учесть поворот самой системы координат за время *h*. Это можно сделать, воспользовавшись следующим соотношением для (4):

$$X_{n+1} = \begin{bmatrix} x\cos(\Omega_E h) + y\sin(\Omega_E h) & y\cos(\Omega_E h) - x\sin(\Omega_E h) & z \\ v_x\cos(\Omega_E h) + v_y\sin(\Omega_E h) & v_y\cos(\Omega_E h) - v_x\sin(\Omega_E h) & v_z \end{bmatrix}^T.$$
(5)

После всех итераций интегрирования переводим экстраполированный вектор состояния (5) обратно в гринвичскую систему координат WGS84:

$$X^{\text{WGS84}} = \begin{bmatrix} r_x & r_y & r_z & v_x + \Omega_E r_y & v_y - \Omega_E r_x & v_z \end{bmatrix}^T.$$
 (6)

Задача расчета вектора направления на цель в системе координат ДПН. Решение данной задачи зависит от того, в какой системе координат заданы координаты цели. Это связано с тем, что в общем случае ДПН позволяет наблюдать как за точкой на поверхности Земли, так и за объектами в инерциальном пространстве (звезды, Земля, Луна). В случае, если необходимо наводить камеру высокого разрешения, установленную в данный момент на ДПН, координаты цели задаются геодезической широтой (B), долготой (L) и высотой над уровнем земного эллипсоида (H). В этом случае вектор цели в системе координат 176 WGS84 для точки на поверхности Земли, заданной геодезическими координатами может быть выражен следующим образом [11]:

$$N = \frac{a_E}{\sqrt{1 - (2K_E - K_E^2)\sin^2(B)}},$$

$$T_x^{\text{WGS84}} = (N + H)\cos(B)\cos(L),$$

$$T_y^{\text{WGS84}} = (N + H)\cos(B)\sin(L),$$

$$T_z^{\text{WGS84}} = ((1 - 2K_E + K_E^2)N + H)\sin(B),$$
(7)

где *a*<sub>E</sub> и *K*<sub>E</sub> – параметры эллипсоида Земли, большая полуось и сжатие соответственно.

Таким образом, вектор направления от местоположения ДПН к цели (линию визирования) можно рассчитать через (7) и (6) следующим образом:

$$V^{\mathbf{WGS84}} = T^{\mathbf{WGS84}} - X^{\mathbf{WGS84}}.$$
(8)

Далее этот вектор линии визирования необходимо перевести из системы координат WGS84 в систему координат ДПН. Для этого необходимо сначала перепроектировать данный вектор в инерциальную систему координат J2000, далее, воспользовавшись известной ориентацией МКС относительно J2000, перепроектировать данный вектор в систему координат ДПН. Таким образом, вектор цели в системе координат ДПН может быть найден используя (8) следующим образом:

$$\boldsymbol{T}^{\mathbf{BPP}} = \tilde{\boldsymbol{D}} \circ \tilde{\boldsymbol{A}} \circ \tilde{\boldsymbol{G}} \circ \boldsymbol{V}^{\mathbf{WGS84}} \circ \boldsymbol{G} \circ \boldsymbol{A} \circ \boldsymbol{D}.$$
(9)

В формуле (10) G – кватернион перехода из гринвичской системы координат WGS84 в инерциальную систему J2000, который зависит только от времени и может быть вычислен с различной степенью точности, согласно методике, описанной в [8]; A – кватернион перехода от инерциальной системы координат J2000 к связанной системе координат МКС, экстраполированный на необходимый момент времени с помощью (1); D – установочный кватернион ДПН относительно связанной системы координат МКС.

В случае если необходимо наблюдать за определенной точкой на небесной сфере, то она задается гелиоцентрическими широтой ( $\phi$ ) и долготой ( $\lambda$ ). В этом случае вектор направления на цель в системе координат J2000 для точки в инерциальном пространстве может быть выражен следующим образом:

$$T_x^{J2000} = \cos(\varphi)\cos(\lambda),$$
  

$$T_y^{J2000} = \cos(\varphi)\sin(\lambda),$$
  

$$T_z^{J2000} = \sin(\varphi).$$
  
177  
(10)



Рис. 2. Принцип расчета углов поворота ДПН

Для режимов наведения на Солнце и Луну вектора направлений на данные небесные светила ( $T^{2000}$ ) поступают непосредственно из системы управления движением и навигации МКС, либо, в случае если точности поступающих векторов окажутся недостаточными, эти направления можно вычислять непосредственно в компьютере информационно-управляющей системы с необходимой точностью, так как его бортовое время синхронизировано с бортовым временем МКС.

Далее этот вектор направления на цель необходимо перевести из системы координат J2000 в систему координат ДПН. Для этого необходимо, используя известную ориентацию МКС относительно J2000, перепроектировать вектор направления на цель в систему координат ДПН. Таким образом, вектор цели в системе координат ДПН может быть выражен через (10):

$$\boldsymbol{T}^{\mathbf{BPP}} = \tilde{\boldsymbol{D}} \circ \tilde{\boldsymbol{A}} \circ \boldsymbol{T}^{\boldsymbol{J}\boldsymbol{2}\boldsymbol{0}\boldsymbol{0}\boldsymbol{0}} \circ \boldsymbol{A} \circ \boldsymbol{D}.$$
(11)

Задача расчета требуемых углов поворота осей двухосной платформы наведения. Конструктивные особенности ДПН таковы, что в системе координат ДПН ось привода  $\beta$  имеет координаты  $A_{\beta}$ =[100], а ось привода  $\alpha$  имеет координаты  $A_{\alpha}$ =[0-cos(5°)sin(5°)]. Следовательно, задача определения углов поворота платформы сводится к задаче поворота исходного вектора сначала на угол  $\beta$  вокруг  $A_{\beta}$ , а потом на угол  $\alpha$  вокруг  $A_{\alpha}$ . Таким образом, исходный вектор совмещается с направлением целеуказания.

Для определения углов  $\alpha$  и  $\beta$  рассмотрим два конуса вращения (рис. 2). Первый конус с осью  $A_{\beta}$  и образующей вектором положения ДПН при нулевых углах поворота *V*. Второй конус с осью  $A_{\alpha}$  и образующей вектором цели  $T^{\text{врр}}$ . Эти два конуса имеют две линии пересечения, определяющие два набора углов  $\alpha$  и  $\beta$ . Из этих двух наборов будем выбирать тот набор углов, который находиться в разрешенном диапазоне углов поворота ДПН и в котором значение по модулю угла  $\beta$  минимально.

Из рис. 2 следует, что вектор линий пересечения конусов можно найти из условия постоянства скалярного произведения вектора оси конуса на вектор его образующей. Решая получившееся в результате квадратное уравнение, получаем выражения для нахождения координат вектора линии пересечения конусов *L*:

$$y = \frac{-2ab \pm \sqrt{4a^2b^2 - 4(1+b^2)(V_x^2 - 1 + a^2)}}{2(1+b^2)},$$

$$x = V_x;$$

$$z = \frac{-\cos(5^\circ)T_y^{\text{BPP}} + \sin(5^\circ)T_z^{\text{BPP}} + y\cos(5^\circ)}{\sin(5^\circ)},$$
(12)

где приняты следующие обозначения:

$$a = \frac{-\cos(5^\circ)T_y^{\text{BPP}} + \sin(5^\circ)T_z^{\text{BPP}}}{\sin(5^\circ)}, \quad b = \frac{\cos(5^\circ)}{\sin(5^\circ)}.$$

Углы  $\alpha$  и  $\beta$  находятся как углы между векторами  $T^{\text{BPP}}$  и  $L=(x \ y \ z)^T$  и V и L соответственно.

Формирование траектории перевода ДПН из текущего положения на траекторию наблюдения. Вычислитель, установленный в ДПН, имеет в своем составе алгоритмы перевода из текущего положения на задаваемую траекторию наблюдения. Однако использованные в нем алгоритмы не учитывают того, что отсутствие непрерывности углового ускорения по осям ДПН возбуждает низкочастотные колебания конструкции. В связи с этим для минимизации этих колебаний был разработан алгоритм плавного перевода ДПН из текущего положения на траектории отслеживания цели. Алгоритм основывается на грубой оценке начальных углов направления на цель, сформированных на время начала съемки. Оценки начальных углов направления на цель могут быть получены путем экстраполяции углового и пространственного положения МКС (1) – (6) с грубым шагом (1–10 с) и дальнейшим расчетом предполагаемых углов направления на цель (7) – (12). Для экономии вычислительных ресурсов бортового компьютера данные оценки начинают формироваться за определенное время до начала съемки, за которое ДПН гарантировано успеет совершить переход на траекторию отслеживания цели (~120 с).

Траектория переброса приближается кубическим сплайном и дополнительно фильтруется с помощью фильтра низких частот с частотой среза 2 Гц для обеспечения непрерывности ускорения. Таким образом, в любой момент времени (*t*), в про-

межутке от начала движения до начала отслеживания цели, траектория движения ДПН может быть получена следующим образом:

$$\alpha(t) = a_0 t^3 + a_1 t^2 + a_2 t + a_3.$$
<sup>(13)</sup>

Коэффициенты кубического сплайна (13) могут быть вычислены по следующим формулам:

$$a_{0} = \frac{T(\dot{\alpha}_{T} - \dot{\alpha}_{0}) - 2(\dot{\alpha}_{T} - \alpha_{0} - \dot{\alpha}_{0}T)}{T^{3}}, \quad a_{1} = \frac{3(\dot{\alpha}_{T} - \alpha_{0} - \dot{\alpha}_{0}T) - T(\dot{\alpha}_{T} - \dot{\alpha}_{0})}{T^{2}},$$
$$a_{2} = \dot{\alpha}_{0}, \quad a_{3} = \alpha_{0},$$

здесь  $\alpha_0$ ,  $\beta_0$ ,  $\dot{\alpha}_0$ ,  $\dot{\beta}_0$  – начальное положение и скорости движения ДПН;  $\hat{\alpha}_T$ ,  $\hat{\beta}_T$ ,  $\dot{\alpha}_T$ ,  $\dot{\beta}_T$  – оценки углов поворота и скоростей вращения на момент начала наблюдения; *T* – время, необходимое для осуществления переброса, которое может быть вычислено следующим образом:

$$T = \frac{\left|\alpha_{T} - \alpha_{0}\right|}{v_{\rm BPP}} + \frac{\left|\dot{\alpha}_{0} - \frac{\alpha_{T} - \alpha_{0}}{\left|\alpha_{T} - \alpha_{0}\right|}v_{\rm BPP}\right|}{a_{\rm BPP}} + \frac{\left|\frac{\alpha_{T} - \alpha_{0}}{\left|\alpha_{T} - \alpha_{0}\right|}v_{\rm BPP} - \dot{\alpha}_{T}\right|}{a_{\rm BPP}},\qquad(14)$$

где  $V_{BPP}$  – эффективная максимальная скорость вращения ДПН равная 2°/с;  $a_{BPP}$  – эффективное максимальное ускорение ДПН, равное 0,8°/с. Для оси  $\beta$  проводиться аналогичная (14) оценка, и при вычислении коэффициентов сплайнов для осей  $\alpha$  и  $\beta$  выбирается максимальное из полученных времен.

После вычисления параметров движения ДПН для обеспечения непрерывности траектории по ускорению к траектории применяется фильтр низких частот:

$$y_k = \lambda(x_k + x_{k-1}) + \xi y_{k-1},$$
 (15)

где  $y_k$  и  $y_{k-1}$  значение отфильтрованных параметров движения ( $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\dot{\alpha}$ ,  $\dot{\beta}$ ) на текущем и предыдущем вычислительном такте;  $x_k$  и  $x_{k-1}$  – значение параметров движения ( $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\dot{\alpha}$ ,  $\dot{\beta}$ ), вычисленных по (13) или с помощью (12);  $\lambda$ =0,111635212 и  $\xi$ =0,776729577 – коэффициенты фильтра, соответствующие частоте среза 2 Гц. Задержка ~0,8 с, внесенная данным фильтром, учитывается при прогнозировании положения МКС с помощью (1), (2), (5).

Летно-конструкторские испытания алгоритма и результаты видеосъемок. Летно-конструкторские испытания всей системы начали проводить с конца ноября 2014 года. В ходе этих испытаний было проведено несколько десятков сеансов наблюдения за целями на поверхности Земли для оценки точности наведения. Когда позволяли погодные условия были определены средние за видеоролик геодезические координатам центра кадра. Данные координаты были определены с использованием 180
объективных данных по получаемому изображению. После этого определялся промах для каждой видеосъемки. В табл. представлены данные по промахам, полученным во время отработки алгоритма наведения.

Nº	ДАТА И ВРЕМЯ НАЧАЛА СЪЕМКИ	ОШИБКА УГЛА АЛЬФА, град	ОШИБКА УГЛА БЕТА, град
1	21.11.2014 15:18:04	1,099	0,654
2	21.11.2014 15:30:49	1,127	0,432
3	21.11.2014 17:04:13	1,047	0,636
4	28.11.2014 11:18:12	1,056	0,444
5	28.11.2014 12:54:36	1,002	0,249
6	02.12.2014 12:49:08	1,222	0,505
7	05.12.2014 13:49:06	1,001	0,425
8	29.12.2014 12:48:10	0,249	0,309

r	` <i>~</i>			~		-	
	THE OTHER	ποροποιιμα τ	іпи аті	nghotizo	naznai	OOTOHIOFO	9 TEODUTM9
•	/1111111111	парслении і		UAUUIKC	Dabbay	vviannviv	a

В ходе исследования причин возникновения промаха было установлено, что основная его часть вызвана задержкой, которую вносит фильтр нижних частот траектории с частотой среза 2 Гц. Данная задержка определяется постоянной времени фильтра и составляет ~0,8 с. Это подтверждается строкой 8 табл., когда при съемке фильтр нижних частот был отключен. В дальнейшем эта задержка была учтена при расчете целеуказания. Дополнительная ошибка, учитывая ее статичность относительно траектории движения МКС, вызвана неточностью установки ДПН относительно корпуса служебного модуля МКС и камеры относительно ДПН. Среднее значение этой ошибки составляет ~0,2 градуса для угла а (вдоль траектории движения) вперед по траектории движения МКС и ~0,4 градуса для угла  $\beta$  (поперек траектории движения) левее заданного целеуказания относительно траектории движения) левее заданного целеуказания относительно траектории движения в значения были учтены в установочном кватернионе ДПН. В результате проделанных действий задаваемое целеуказание гарантировано попадает в поле зрения камеры. При этом промах относительно центра кадра не превышает ~500 м.

Дополнительно также проводились различные работы, направленные на уточнение характеристик системы МКС – ДПН – камера и улучшение разрешающей способности снимков. В результате проделанной работы реальная разрешающая способность по результатам видеосъемок составляет в среднем 2,4 м. Однако для отдельных кадров достигается разрешающая способность 1,4 м. Во время проведения указанных мероприятий работа приводов ДПН контролировалась как датчиками положения самой платформы, так и гироскопическими датчиками угловой скорости, расположенными непосредственно на камере высокого разрешения, которые были установлены для обеспечения возможности наземной обработки полученных данных.

В галерее, на сайте компании Urthecast [12], представлены видеофайлы, характеризующие результаты съемок. На примере съемок различных мест на Земле подтверждается корректность работы алгоритма наведения. Представленные в галерее видео наглядно демонстрируют длительное (до 90 с) наведение на нацеливаемую точку на поверхности Земли и ее длительное удержание в поле зрения камеры высокого разрешения.

Для иллюстрации возможностей камеры с точки зрения дистанционного зондирования Земли на рис. 3–5 [12] представлены фрагменты кадров из видеофайлов, полученных в результате съемок камерой высокого разрешения. На рис. 3 представлен фрагмент побережья г. Кейптаун (ЮАР). Съемка была проведена 28.09.2015. в 07:40 по гринвичскому времени, в качестве цели задавалась точка с координатами (-33.905602 ю. ш., 18.420601 в. д.). В кадре представлен стадион Кейптауна, который был построен к чемпионату мира по футболу 2010 г. На рис. 3 хорошо различимы автомобили, движущиеся по улицам города, а также волны, разбивающиеся о побережье. По видео можно отследить эволюцию волн, оценить возможности береговой линии для подхода к берегу. Также можно отследить траектории движения транспортных средств и измерить скорости их перемещений.

На рис. 4 представлен фрагмент съемки г. Дубая (ОАЭ). Съемка была проведена 27.06.2015 в 05:33 по гринвичскому времени, в качестве цели задавалась точка с координатами (25.196899 с. ш., 55.274101 в. д.). На снимке представлен вид с борта МКС на самый высокий в мире небоскреб Бурдж-Халифа. По видеофайлу представленному в [12] можно отследить стереоэффект, возникающий из-за того, что МКС, пролетая по орбите, «смотрит» на цель с разных ракурсов.

На рис. 5 представлен фрагмент съемки окрестностей г. Каира (Египет). Съемка была проведена 16.08.2015 в 11:35 по гринвичскому времени, в качестве цели задавалась точка с координатами (29.977301 с. ш., 31.132500 в. д.). На снимке представлен вид с борта МКС на знаменитые египетские пирамиды. Радом с пирамидами, на стоянке, хорошо различимы туристические автобусы. В нижней части кадра можно разглядеть скульптуру сфинкса. Видеофайл из [12] также демонстрирует стереоэффект и позволяет оценить загруженность дорог и среднюю скорость движения транспортных средств во время съемки.



Рис. 3. Фрагмент побережья г. Кейптаун (ЮАР) 182



Рис. 4. Фрагмент съемки г. Дубая (ОАЭ)



Рис. 5. Фрагмент съемки г. Каира (Египет) 183

#### Заключение

В работе описан алгоритм наведения камеры высокого разрешения с помощью двухосной платформы наведения, примененный при реализации на МКС космического эксперимента «Напор-Мини РСА». Алгоритм решает задачи прогнозирования углового и пространственного положения МКС, вычисления вектора положения цели в системе координат ДПН и непосредственного расчета углов и угловых скоростей движения ДПН для слежения за целью.

Для минимизации низкочастотных колебаний осуществляется плавный перевод ДПН на траекторию отслеживания из любого положения. В работе были рассмотрены следующие режимы наведения: на точку на поверхности Земли с заданными геодезическими координатами; на точку в инерциальном пространстве, который позволяет навестись на определенную звезду по ее гелиоцентрическим координатам; на Луну и Солнце.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-38-00458.

## Список литературы

1. Наведение оптической оси телескопа, установленного на поворотной платформе МКС, с учетом упругости конструкции / С.Н. Тимаков, А.В. Сумароков, С.Е. Нефедов, К.А. Богданов // Материалы конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах» (УМАС – 2014). – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. – С. 557–566.

2. Целевое использование PC МКС: значимые научные результаты и планы на следующее десятилетие / В.П Легостаев., А.В. Марков, И.В. Сорокин // Космическая техника и технологии, 2013. – № 2. – С. 3–18.

3. Об усреднении параметров орбитального движения МКС в космическом эксперименте GTS2 / А.В. Сумароков // Навигация и управление движением. Материалы XVI конференции молодых ученых, 2014. – С. 334–341.

4. К вопросу решения задачи усреднения параметров орбитального движения Международной космической станции в ходе реализации космического эксперимента Global Transmission Services 2/ Е.А. Микрин, А.В. Сумароков, Н.Е. Зубов, В.Н. Рябченко // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение, 2015. – № 5. – С. 3–17.

5. Наведение камеры высокого разрешения при видеосъёмке поверхности земли с МКС / А.В. Сумароков // Навигация и управление движением. Материалы XVII конференции молодых ученых. ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Международная общественная организация «Академия навигации и управления движением». Под общ. ред. В. Г. Пешехонова. – Спб, 2015. – С. 561–568.

6. Особенности проведения и использования результатов съемки земной поверхности, выполняемой экипажами российского сегмента МКС / М.Ю. Беляев, Л.В. Десинов, Д.Ю. Караваев и др. // Космическая техника и технологии, 2015. – № 1 (8). – С. 17–30.

7. Бранец В.И., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. –М.: Наука, 1992. – 280 с.

8. РД 50-25645.325-89. Методические указания. Спутники Земли искусственные. Основные системы координат для баллистического обеспечения полетов и методика расчета звездного времени. – М.: Изд-во стандартов, 1990. – 19 с.

9. Жаров В.Е. Сферическая астрономия. Фрязино, 2006. - 480 с.

10. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. –М.: Наука, 1965. – 540 с.

11. ГОСТ Р 51794-2001. Аппаратура радионавигационная глобальной навигационной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. – М.: Изд-во стандартов, 2001. – 10 с.

12. Urthecast gallery // Информационный портал urthecast.com. [Канада, 2016]. – Режим доступа: http://gallery.urthecast.com/. (Дата обращения: 27.06.2016.)

# ПУТИ И ПЕРСПЕКТИВЫ УСТРАНЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВЫСОКОИНФОРМАТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ДЗЗ СО СТОРОНЫ КАНАЛОВ ПЕРЕДАЧИ ПОЛУЧЕННЫХ ДАННЫХ НА ЗЕМЛЮ

# Б.Л. Бажанов, М.М. Бачманов, Д.А. Исков, Е.М. Твердохлебова, В.В. Хартов (ФГУП ЦНИИмаш)

Аннотация: проведенные исследования показали, что реально достижимая пропускная способность каналов передачи данных с борта КА ДЗЗ непосредственно на Землю является основным фактором, ограничивающим целевую и экономическую отдачу от эксплуатации высокоинформативных космических средств наблюдения. Устранение ограничений возможно только на основе привлечения высокоскоростных каналов, предоставляемых многоцелевыми космическими системами ретрансляции информации, использующих оптический диапазон несущего излучения на межспутниковом участке канала. Анализируется состояние разработки таких систем за рубежом и в России. Предлагается комплекс научнотехнических и технологических работ, своевременное выполнение которых способно обеспечить России лидирующее положение в освоении и развитии этой перспективной технологии. Ключевые слова: высокоинформативные средства наблюдения Земли, системы ретрансляции данных, каналы лазерной связи, целевая и экономическая эффективность использования, космический эксперимент, отработка промышленной технологии.

Анализ процесса и ожидаемых результатов целевого функционирования высокоинформативных космических средств наблюдения (КСН) Земли, создаваемых в настоящее время в России, показал, что основными факторами, ограничивающими информационную производительность таких средств, как следствие, – эффективность и экономическую отдачу от их эксплуатации являются:

– ресурс надежности целевой аппаратуры, определяющий суммарную продолжительность ее работы в режиме съемки в течение срока активного существования КА ДЗЗ;

 – энерговооруженность КА ДЗЗ, которая, помимо квазипостоянного электроснабжения космической платформы служебных систем, должна обеспечивать питанием аппаратуру наблюдения в период съемки;

 необходимость поддерживать температуру блоков этой аппаратуры в требуемом диапазоне в условиях повышенного тепловыделения при проведении съемки;

– пропускная способность и готовность к работе каналов передачи полученных данных на Землю.

Все четыре перечисленных фактора ограничивают допустимую продолжительность съемки за сутки и на каждом витке орбиты. При фиксированном качестве информационного продукта пропорционально ограничивается суточная и витковая производительность КА ДЗЗ (площадь земной поверхности, отснятой в соответствующий период времени).

Устранение неприемлемого уровня ограничений, вызванных влиянием первых трех из перечисленных факторов, может быть реализовано проведением технических меро-

приятий в рамках ОКР по созданию КА наблюдения. Типичным для создаваемых в современный период высокоинформативных средств ДЗЗ является требование Заказчика обеспечить возможность съёмки земной поверхности в течение 10 минут на витке с рассмотрением возможности увеличения этого срока до 15 минут. В минимальном варианте (10 минут) требование принимается всеми разработчиками средств обсуждаемого класса, а его выполнимость подтверждается ими на этапе эскизного проектирования соответствующих изделий. Рекомендация Заказчика рассмотреть возможности съемки в течение 15 минут на каждом витке свидетельствует об актуальности проблемы дальнейшего повышения производительности создаваемых КА ДЗЗ и о наличии неудовлетворенного спроса на их продукцию.

Проблемы, связанные с ограниченной пропускной способностью каналов передачи полученных данных на Землю, носят иной характер. Они могут быть решены только с привлечением средств, входящих в состав космической системы наблюдения функционально: наземных пунктов приема информации (ППИ), средств ретрансляции данных и т. п. Их создание, доработка или совершенствование не входит в компетенцию разработчика КСН и осуществляется по отдельному решению генеральных заказчиков космической техники. Количественный анализ проблемы показал, что в современный период она является ключевой с точки зрения обеспечения эффективности применения и экономической рентабельности высокоинформативных, но дорогостоящих космических средств ДЗЗ. Поток данных на выходе перспективных образцов бортовой аппаратуры наблюдения, уже разрабатываемых или планируемых к разработке в рамках действующих космических программ, составляет в базовых режимах съемки от 4,5 Гбит/с до 15 Гбит/с. Условием реализации перспективных режимов использования такой аппаратуры является дополнительное увеличение информационного потока в два, четыре и более раз по сравнению с приведенными выше значениями.

Пропускная способность аппаратуры современных каналов передачи данных в X-диапазоне несущего СВЧ-излучения с борта КА наблюдения непосредственно на ППИ в относительно редкие периоды их взаимной радиовидимости как за рубежом, так и в России, как правило, составляет не более 300–320 Мбит/с [1]. Перспективы дальнейшего увеличения пропускной способности таких каналов весьма ограничены. Причиной является экспоненциальное повышение требуемого отношения сигнал/шум ( $P_c/P_m$ ) по мере увеличения пропускной способности (C) канала при сохранении полосы рабочих частот  $\Delta F=375$  МГц, разрешенной в этом диапазоне к использованию регламентом радиосвязи.

Согласно теореме Шенона:

$$\left(\frac{P_{\rm c}}{P_{\rm uu}}\right)_{\rm rp} = \exp\left(\frac{{\rm C}}{\Delta F}\right) - 1,$$

т. е. при увеличении пропускной способности канала с 300 Мбит/с до 600 Мбит/с, до 800 Мбит/с или до 1200 Мбит/с требуемое отношение сигнал/шум возрастает в 3,2, 5,9 или в 19 раз. Необходимое в связи с этим пропорциональное увеличение мощности сигнала влечет за собой соответствующее повышение энергопотребления, массы и габаритов бортовой аппаратуры передачи данных, обеспечивающей заданный уровень вероятности ошибки в передаче символа.

Попытка частичной компенсации повышенного энергопотребления увеличением размеров и, как следствие, инерционности остронаправленной поворотной антенны

усложняет процесс вхождения аппаратуры в связь и также приводит к ухудшению массогабаритных характеристик создаваемых образцов. Поэтому аппаратура передачи данных ДЗЗ непосредственно на Землю с пропускной способностью более 300 Мбит/с используется разработчиками КА в исключительных случаях: 800 Мбит/с (два поляризационно-развязанных канала с модуляцией QPSK – на КА Worldview 1.2) и 1200 Мбит/с (8-я позиционная схема модуляции 8PSK – на КА Worldview 3). Пропускную способность 1200 Мбит/с, достигаемую ценою резкого усложнения технического облика аппаратуры высокоскоростной радиолинии (ВРЛ) и КА в целом, следует считать техническим и физическим пределом при использовании Х-диапазона в рассматриваемом типе аппаратуры. Возможности повышения пропускной способности ВРЛ за счет перевода канала непосредственной передачи данных с низкоорбитальных КА ДЗЗ на Землю в Ка-диапазон также проблематичны ввиду резко возрастающих потерь энергии сигнала в гидрометеорах. По этой причине в изделиях рассматриваемого класса они до настоящего времени нигде не используются.

Помимо отсутствия ясных перспектив повышения пропускной способности такого канала, его принципиально неустранимым недостатком является весьма низкий коэффициент готовности к работе. Результаты баллистического моделирования показывают, что при характерных для КА наблюдения значениях высоты орбиты над поверхностью Земли (600–650 км) суммарная продолжительность сеансов передачи данных ( $\tau_{pB}$ ) в течение суток составляет:  $\approx 52$  минуты в случае использования одного ППИ (Москва);  $\approx 90$  минут при использовании двух ППИ, зоны радиовидимости которых не пересекаются друг с другом (Москва, Хабаровск);  $\approx 115$  минут при использовании трех ППИ (Москва, Новосибирск, Хабаровск) с частично пересекающимися зонами радиовидимости (без учета дополнительных потерь времени на переориентацию остронаправленной бортовой передающей антенны с одного ППИ на другой).

Дальнейшее расширение сети приемных пунктов при их расположении в средних широтах России практически не увеличивает значение этой величины и коэффициент готовности радиолинии к работе, который для трех перечисленных выше случаев составит:  $\approx 3,6$ ,  $\approx 6,3$  и  $\approx 8$  %. Использование дополнительных ППИ, локализованных в высоких широтах (Анадырь, Мурманск) позволило бы довести значение этого коэффициента до 10 %, однако в планах капитального строительства до 2025 года создание этих дорогостоящих и рассчитанных на высокую пропускную способность (600 Мбит/с) пунктов не предусмотрено и обсуждаемую проблему не решает.

Критичность проблемы может быть продемонстрирована на примере создаваемой в настоящее время перспективной космической системы радиолокационного наблюдения «Обзор-Р». Усредненный информационный поток на выходе радиолокационной аппаратуры в наиболее востребованном высокодетальном режиме съемки составляет, согласно оценкам разработчика, *j*=13,5 Гбит/с. При скорости передачи данных на Землю С=600 Мбит/с в течение  $\tau_{pB}$ =115 минут в сутки допустимая продолжительность съемки составит  $\tau_c = \frac{\tau_{pB} \cdot j}{c} = 5,2$  минуты в сутки или 0,35 минуты на витке. С учетом средней скорости съемки, равной 58,4 км<sup>2</sup>/с, снимаемая площадь составит 18 тыс. км<sup>2</sup> в сутки (при этом исключается возможность съемки в других режимах наблюдения).

Ограничения по ресурсу активного функционирования бортового радиолокационного комплекса (БРЛК), по энергообеспечению БРЛК и по обеспечению его теплового режима допускают возможность съемки в течение 10 минут на витке и получение высокодетальной информации об участках земной поверхности общей площадью 515 тыс. км<sup>2</sup> в сутки. Ослабление ограничений на снимаемую площадь со стороны каналов передачи полученных данных на Землю вплоть до выравнивания уровня ограничений, диктуемых всеми

четырьмя упомянутыми выше факторами, является в этой связи одной из наиболее актуальных проблем совершенствования космических средств ДЗЗ.

Следует признать, что технико-экономическая оценка косвенной прибыли от применения радиолокационной продукции космических средств ДЗЗ при решении социально-экономических задач и прямой прибыли при ее коммерческом использовании разработчиками этих средств в процессе выбора тех или иных технических решений в подавляющем большинстве случаев не учитывается и стимулом для повышения технико-экономического уровня создаваемых изделий не является. Требование Положения PK-11-КТ о проведении технико-экономического обоснования ОКР неоправданно сводится лишь к оценке стоимости ее выполнения.

В качестве иллюстрации укажем на то, что стоимость 1 км<sup>2</sup> сцены, извлеченной из архива снимков КА COSMO-SkyMed, составляет  $\approx 4,7$  евро [2]. Это означает, что рыночная цена годовой продукции КА «Обзор-Р» из-за ограничений на пропускную способность каналов передачи данных не превысит 500 млн руб., а в случае устранения этих ограничений составила бы 14,5 млрд руб. в год. Если часть продукции будет реализовываться не из архива, а по оперативному заказу, потенциальная стоимость продаж возрастет еще более. Поскольку коммерческое приобретение информационной продукции предполагает возможность оправдать в финансовом отношении связанные с этим затраты, косвенная прибыль от использования снимков для решения социально-экономических задач России не может быть меньше этой суммы. Высокий уровень потенциальной прибыли повысил бы заинтересованность коммерческих предприятий в частно-государственном партнерстве на стадии создания новых образцов КА наблюдения, позволил бы привлечь дополнительные инвестиции в ускоренное развитие космических средств ДЗЗ.

Недостатком ориентации только на средства передачи данных ДЗЗ непосредственно на Землю является также необходимость длительного хранения значительной части полученной информации на борту КА наблюдения и связанное с этим ухудшение его оперативных характеристик.

Проведенные исследования показали, что удовлетворительное решение проблемы возможно только на основе привлечения (функционально) информационных каналов, предоставляемых многоцелевыми космическими средствами высокоскоростной ретрансляции данных. Это позволяет на порядок увеличить продолжительность сеанса передачи полученной информации и даже при равной скорости передачи пропорционально повысить реальную производительность создаваемых и планируемых к созданию перспективных средств наблюдения. Соответственно, улучшаются показатели реальной периодичности контроля суммарного множества объектов, интересующих сообщество всех потребителей данных, и оперативности доставки полученной информации на Землю.

Сравнительный анализ двух вариантов реализации каналов ретрансляции на межспутниковом участке: в СВЧ- или оптическом диапазоне несущего электромагнитного излучения так же, как и анализ тенденций развития заделов в этом перспективном направлении, позволяет сделать вывод о необходимости энергичного освоения технологии высокоскоростных лазерных каналов связи, обладающих по сравнению с радиоканалами, широким спектром дополнительных функциональных преимуществ. К ним относятся, в частности:

 практически неограниченная возможность наращивания пропускной способности канала по мере необходимости ценой минимальных доработок аппаратуры и технологии ее использования;

 – качественное улучшение удельных (на единицу пропускной способности канала) энергомассогабаритных характеристик аппаратуры по мере повышения скорости передачи данных;

 – полное отсутствие помех функционированию любой радиоэлектронной аппаратуре на борту КА;

- качественно более высокая помехоустойчивость информационного канала;

- невозможность перехвата передаваемых данных.

Терминалы лазерной связи с пропускной способностью 5,5 Гбит/с подтвердили свою работоспособность и ожидаемые характеристики в составе КА радиолокационного наблюдения TerraSAR-X (Германия) и экспериментального КА NFIRE (США). На КА TanDEM-X установлен терминал массой 45 кг и энергопотреблением 125 Вт, предназначенный для передачи данных со скоростью 1,8 Гбит/с на геостационарную платформу Alphabus. Запущен 30 января 2016 года и успешно функционирует первый спутник-ретранслятор EDRS-А штатной европейской системы ретрансляции данных EDRS со скоростью 1,8 Гбит/с, использующий лазерный канал на межспутниковом участке передачи данных. Второй спутник этой системы планируется ввести в эксплуатацию в 2017 году. Абонентскими терминалами с характеристиками, приведенными выше, оснащены, помимо TanDEM-X, также KA Sentinel-1А и Sentinel-1В космической системы GMES. Такие же терминалы будут входить в состав КА нового поколения: TerraSAR-X2 (Германия) и CSG (Италия), планируемых к запуску в ближайшие 1-2 года. Помимо Германии, интенсивные работы по созданию и совершенствованию высокоскоростных спутниковых лазерных линий связи проводят США (с уклоном на военные применения), а также Франция и Япония.

Технология лазерной связи успешно апробирована и в России в процессе проведения: – космического эксперимента с использованием двух КА серии «Глонасс-К», в состав которых были включены лазерные терминалы, разработанные АО «НПК «СПП» и обеспечившие бесперебойную передачу данных между КА со скоростью 125 Мбит/с с ошибкой менее 10<sup>-10</sup> на символ;

– натурного космического эксперимента «Система лазерной связи» ( «СЛС») по передаче информации с борта МКС на наземный пункт приема по лазерному каналу со скоростью более 600 Мбит/с с вероятностью сбоя на символ не хуже 10<sup>-7</sup> [3, 4].

В 2014 г. конференция NASA и Американского общества аэронавтики признала результаты космического эксперимента «СЛС» одной из наиболее «выдающихся конструкторских разработок и проектов технологического развития, выполняемых на Международной космической станции» [5].

В обоих экспериментах была успешно отработана технология прецизионного взаимного наведения друг на друга сопряженных между собой терминалов с погрешностью в единицы угловых секунд при угловых скоростях до 8 град/с. В аппаратуре предусмотрен обратный канал лазерной связи с пропускной способностью 3 Мбит/с, позволяющий оперативно адаптировать программу наблюдений к изменению в специфике очередной решаемой задачи и расширяющий за счет этого способность КАабонента к эффективному многоцелевому применению. Технология планируется к летной квалификации в текущем году в процессе реализации штатного лазерного канала передачи данных между низкоорбитальным КА оптико-электронного наблюдения и спутником-ретранслятором на ГСО. Созданы и ожидают летной апробации штатные образцы лазерных терминалов, предназначенных к использованию в составе КА «Глонасс-К2» для организации межспутниковых каналов связи. Их эксплуатация позволит расширить фронт работ по совершенствованию технологии взаимного наведения терминалов и освоению новых перспективных схемотехнических аппаратурных решений.

Тем не менее отставание России в освоении этой перспективной (критической) технологии продолжает оставаться значительным, а темпы его ликвидации – недостаточными. Рекомендуется ускорить накопление научно-технических и технологических заделов в этом актуальном направлении в процессе:

- подготовки и проведения в рамках программы исследований и экспериментов на российском сегменте МКС космического эксперимента «СЛС-2» по апро-

бации и совершенствованию перспективных технических решений, реализуемых при создании нового поколения приемопередающей аппаратуры высокоскоростных каналов межспутниковой лазерной связи с пропускной способностью не ниже, чем у лучших зарубежных аналогов;

– своевременного выполнения в рамках ФЦП «Развитие ОПК на 2011–2020 гг.» ОКР «Стерх» по отработке промышленной технологии изготовления перспективных образцов такой аппаратуры.

Критическим фактором, ограничивающим использование потенциальных преимуществ высокоскоростных лазерных каналов связи, является их метеозависимость на участке прохождения через атмосферу. Преодоление этого недостатка возможно путем:

 – организации промежуточной приемной позиции на привязном высотном аэродинамическом подъемном средстве (АПС) с передачей информации от АПС на Землю по оптоволоконному кабелю или по радиоканалу;

 обеспечения необходимых метеоусловий над наземным пунктом приема путем локальной искусственной ионизации атмосферы.

Проектно-поисковые и экспериментальные исследования по обоим направлениям проводились рядом отечественных предприятий, дали предварительные обнадеживающие результаты, но были прекращены в связи с отсутствием финансирования. Энергичное продолжение и успешное завершение этих работ с широким привлечением потенциала компетентных учреждений РАН имело бы прорывной эффект и обеспечило бы России лидирующие позиции в обсуждаемом направлении.

#### Заключение

Проведенные исследования показали, что недостаточная пропускная способность реализованных к настоящему времени каналов передачи данных с высокоинформативных КА ДЗЗ непосредственно на Землю, ограниченные перспективы дальнейшего увеличения пропускной способности таких каналов и принципиально низкий коэффициент их готовности к работе становятся на современном этапе основным фактором, затрудняющим повышение целевой и экономической отдачи от использования создаваемых КСН. Улучшение этих приоритетных характеристик возможно только за счет привлечения высокоскоростных каналов, предоставляемых многофункциональными средствами оперативной ретрансляции информации.

Критичность проблемы становится особенно очевидной в процессе оценки косвенной прибыли от применения продукции космических средств ДЗЗ при решении социально-экономических задач или прямой прибыли от ее коммерческого использования. Показано, что потенциальная рыночная стоимость годовой продукции КА радиолокационного наблюдения типа «Обзор-Р», в случае устранения ограничений, связанных с недостаточной пропускной способностью каналов непосредственной передачи данных (за счет использования космических средств ретрансляции данных), возрастает с 500 млн руб. до14,5 млрд руб. Возможность оперативной передачи по обратному каналу командно-программной информации с Земли на борт КА дополнительно расширяет способность КА к эффективному многоцелевому применению.

Сравнительный анализ двух вариантов реализации каналов ретрансляции на межспутниковом участке: в СВЧ- или оптическом диапазоне несущего электромагнитного излучения так же, как и анализ мировых тенденций развития средств ретрансляции, позволяет сделать вывод о необходимости энергичного освоения технологии высокоскоростных лазерных каналов связи, обладающих, по сравнению с радиоканалами, широким спектром дополнительных функциональных преимуществ. Приходится констатировать значительное отставание России от мирового уровня в этой

области: за рубежом штатно функционирует космическая система ретрансляции данных EDRS с пропускной способностью 1,8 Гбит/с, использующая лазерный канал на межспутниковом участке передачи данных; в России экспериментально подтверждена лишь принципиальная возможность создания штатного образца аппаратуры с пропускной способностью (600 Мбит/с) в три раза меньшей, чем у зарубежного аналога. Для ликвидации этого отставания и обеспечения России лидирующих позиций в обсуждаемом направлении предлагается проведение комплекса научноисследовательских, экспериментальных и опытно-конструкторских работ, сформулированных в тексте статьи.

В процессе формирования, принятия и реализации основных инженернотехнических и организационных решений, направленных на создание и совершенствование перспективных космических средств ДЗЗ, рекомендуется более полно учитывать количественное влияние этих решений на целевую и экономическую отдачу от эксплуатации КА, на размеры прямой и косвенной прибыли от их использования.

## Список литературы

1. Космическая съемка Земли. – М.: Радиотехника, 2012.

2. E-geos, AN ASI/TELESPAZIO COMPANY. Price List. October, 2015.

3. Космический эксперимент «Система лазерной связи»: передача информации с борта МКС на наземный пункт через атмосферу Земли / И.А. Гречухин, В.Н. Григорьев, О.А. Ивлев и др. // Третья Научно-техническая конференция ОАО «НПК «СПП». Москва, Март, 2014.

4. Space Experiment for In-Flight Testing of a Laser Communications System on the Russian Segment of the International Space Station / V.N. Grigoriev, O.A. Ivlev, I.V. Sorokin at al. // 3d 1 ISS Research and Development conference on June 18, 2014, Chicago, Illinois, USA.

5. Электронный ресурс. – Режим доступа: http://www.nasa.gov/mission pag-

es/station/research/news/2013 engineering technology awards.

# ИССЛЕДОВАНИЕ ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СПУТНИКОВЫХ МИКРОВОЛНОВЫХ РАДИОМЕТРОВ

## Д.М. Караваев, Ю.В. Кулешов, А.Б. Лебедев, И.В. Сахно, Г.Г. Щукин (Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского)

Аннотация: рассматриваются результаты исследования потенциальной эффективности микроволновых радиометров космических аппаратов гидрометеорологического и океанографического назначения, общая характеристика валидационных подспутниковых экспериментов и некоторые результаты сравнительных экспериментов, а также вопросы организации специализированных тестовых полигонов, включая основные задачи, оснащение измерительными комплексами и перспективы развития. Ключевые слова: спутниковый микроволновый радиометр, калибровка, влагозапас атмосферы, водозапас облаков, профили температуры и влажности воздуха, валидация информационных продуктов, тестовые полигоны, подспутниковые эксперименты.

В России развитие метода спутниковой микроволновой радиометрии в целях метеорологии начиналось под руководством К. С. Шифрина и А. Е. Башаринова [1, 2] – в 1964 г. была утверждена тема НИР «Гроза», направленная на исследование возможностей СВЧрадиометрии для решения задач спутниковой метеорологии и океанологии. Преимущества метода микроволновой радиометрии связаны с возможностью получения глобальной информации о параметрах облачной атмосферы и характеристиках поверхности Земли независимо от освещенности с существенно меньшей зависимостью (по сравнению с оптическим и ИК-диапазоном) от наличия облачности и аэрозолей в атмосфере.

В 1968 г. был запущен первый космический аппарат «Космос-243» с микроволновым радиометром (длина волны – 8,4 см, 3,5 см, 1,35 см, 0,8 см) на борту. В настоящее время спутниковые микроволновые радиометры (СМР) находят широкое применение для решения задач метеорологии, океанологии, альтиметрии. По данным Всемирной метеорологической организации СМР используются на космических аппаратах США, Японии, России, Китая, Индии, Бразилии, Европы и др. Среди отечественных СМР можно выделить МТВЗА-ГЯ для исследования атмосферы и поверхности Земли, которые устанавливаются на космических аппаратах гидрометеорологического и океанографического назначения (очередной КА «Метеор-1М» № 2 запущен 8 июля 2014 г.). Перспективным для исследования динамических процессов в атмосфере является СМР GeoStar/NASA – единственный проект радиометра температурно-влажностного зондирования атмосферы для геостационарного космического аппарата. Некоторые сравнительные характеристики известных СМР МТВЗА-ГЯ/«Метеор-1М», AMSR2/GCOM-W1, ATMS/Suomi NPP, SSMIS/DSMP, AMSU-A, -B/NOAA, MetOp приводятся в таблице.

СМР – многоканальные радиометры, которые имеют частотные каналы вблизи центров линий поглощения водяного пара 22,23 ГГц и 183,31 ГГц (для влажностного зондирования атмосферы), в линии поглощения кислорода 50–60 ГГц (для температурного зондирования атмосферы), в окнах прозрачности 30–40 ГГц и 75–100 ГГц или малого поглощения в атмосфере 6,9–0,7 ГГц – для зондирования облаков, осадков и поверхности Земли. В настоящее время для реализации наблюдения в широкой полосе обзора используются или коническое сканирование, или поперечное линейное сканирование.

		•	r	P	
ПАРАМЕТРЫ	SSMIS	AMSU-A, -B	ATMS	AMSR-2	МТВЗА-ГЯ
Частота, ГГц	- 19,35 (V, H) 22,235 (V) 37,0 (V, H) 50,3–59,4 (H, rC) 60,79–63,28 (rC) 91,65 (V, H) 150,0 (H) 176,6–189,9 (H)	- 23,8 (V) 31,4 (V) 50,3-57,29 (V, H) - 89,0 (V) 150,0 (V) 176,3-190,3 (V)	- 23,8 (qV) 31,4 (qV) 50,3-57,3 (qH) - 88,2 (qV) 165,5 (qV) 176,3-190,3 (qH)	6,9/7,3 (V, H) 10,65 (V, H) 18,7 (V, H) 23,8 (V, H) 36,5 (V, H) - - 89,0 (V, H) - -	- 10,65 (V, H) 18,7 (V, H) 23,8 (V, H) 31,5–48,0 (V, H) 52,8–57,29 (V) - 91,65 (V, H) - 176,3–190,3 (V)
Число каналов	24	20	22	12	29
Сканирование	Коническое	Линейное	Линейное	Коническое	Коническое
Полоса, км	1700	2200	2600	1450	1500
Спутник	DMSP	NOAA, MetOp	Suomi NPP	GCOM-W1	«Метеор-1М»
Агенство	DoD, NOAA	NOAA	NOAA, NASA	JAXA	«Роскосмос», «Росгидромет»

Характеристики спутниковых микроволновых радиометров

Информационные продукты СМР включают:

- профили температуры атмосферного воздуха;
- профили влажности атмосферного воздуха;
- влагозапас атмосферы, водозапас облаков (над океаном);
- скорость приводного ветра;
- температура поверхности океана;
- интенсивность осадков;
- характеристики снежного и ледового покровов.

Анализ эффективности применения СМР выполнен на основе численных и натурных экспериментов. Численные эксперименты [3] были направлены на анализ весовых функций, характеризующих чувствительность уходящего излучения к вариациям метеопараметров на различных высотах для частотных радиометрических каналов, а также анализ погрешностей восстановления параметров атмосферы и характеристик поверхности – решения обратной задачи в рамках метода статистической регуляризации. Установлено, что информационные возможности МТВЗА-ГЯ близки к зарубежным аналогам, таким как AMSU-A, -В. Эффективность восстановления метеопараметров атмосферы зависит от типа поверхности и наличия облачности в тропосфере. Погрешность определения температуры воздуха в слое 1-20 км может составлять 1-2 К при высотном разрешении около 5 км. Относительная погрешность определения параметров влажности воздуха в слое 1-12 км составляет около 20 %. В приземном слое атмосферы информативность температурновлажностного зондирования падает. Интегральные параметры влагосодержания атмосферы (влагозапас атмосферы и водозапас облаков) определяются эффективно над поверхностью океанов и морей, при этом при отсутствии осадков погрешность определения влагозапаса атмосферы может составлять около1-2 кг/м<sup>2</sup>, а водозапаса облаков - 0,05 кг/м<sup>2</sup>.

Экспериментальные исследования подтверждают результаты теоретического моделирования переноса радиотеплового излучения в системе атмосфера – поверхность. На рис. 1 представлен временной ход влагозапаса атмосферы и водозапаса облаков над океаном для района Северной Атлантики по данным спутникового радиометра SSMI DMSP, судового радиометра 22 и 36 ГГц НИСП «Волна», радиозондирования атмосферы. Данные судового микроволнового радиометра согласуются с данными аэрологического зондирования атмосферы (СКО около 2 кг/м<sup>2</sup>).



Рис. 1. Временной ход водозапаса облаков (*a*) и влагозапаса атмосферы над океаном (*б*) по данным судового микроволнового радиометра

Спутниковые данные по влагозапасу атмосферы и водозапасу облаков согласуются с данными судового микроволнового радиометра.

Сравнительные эксперименты, направленные на оценку качества спутниковых данных аппаратуры ATOVS/NOAA, в состав которой входит CMP AMSU-A, были выполнены с использованием данных сети аэрологического зондирования «Росгидромета» для Северо-Западного и Западно-Сибирского регионов России. Среднеквадратические различия на поверхностях 850–300 ГПа составляли для температуры воздуха около 2 К, для влажности воздуха около 0,6 г/кг. Эти данные не противоречат результатам теоретических оценок и согласуются с результатами зарубежных исследований.

На российском сегменте Международной космической станции периодически проводятся микроволновые эксперименты в *L*-диапазоне частот для отработки технологии влажностного зондирования почвы, планируются эксперименты по определению параметров ветра над водной поверхностью с помощью поляризационных радиометров (КЭ «Ветер»), а также эксперименты по температурно-влажностному зондированию тропической атмосферы (КЭ «Конвергенция»).

Анализируя современное состояние и проблемы спутниковой микроволновой радиометрии, можно выделить следующие перспективные направления развития:

 – разработка и создание новых образцов спутниковых мультиспектральных микроволновых радиометров с улучшенными тактико-техническими характеристиками;

 – совершенствование метрологического обеспечения микроволновых измерений и создание эталонной базы в микроволновом диапазоне;

 уточнение моделей формирования микроволнового излучения системы атмосфера – подстилающая поверхность с учетом эффектов рассеяния и поляризации;

 – развитие методических вопросов и алгоритмов тематической обработки спутниковых данных, целевого использования оперативной спутниковой информации;

– создание комплексов приема, обработки, распространения и усвоения спутни-ковой информации;

 – развитие методик и инструментов оперативной оценки качества информации спутниковых микроволновых сканеров-зондировщиков;

 – создание подсистемы калибровки/валидации информационных продуктов СМР по параметрам атмосферы и поверхности.

Необходимыми процессами технологии дистанционного зондирования Земли из космоса являются калибровка спутниковых данных и валидация получаемых информационных продуктов [4]. Как показывает международный опыт, проекты по калибровке/валидации позволяют улучшить качество спутниковой информации. Проблема калибровки/валидации может решаться методом интеркалибровки, однако в условиях ограничений по интеркалибровке возрастает роль подспутниковых экспериментов на основе специализированных полигонов и существующей национальной сети метеорологических наблюдений. В настоящее время в Российской Федерации система постоянно действующих экспериментов валидации спутниковой информации гидрометеорологического и природоресурсного назначения отсутствует. Очевидно, что создаваемая на базе наблюдательной системы «Росгидромета» и пяти полигонов (ААНИИ, СПбГУ, ГГИ, ИФА РАН и ИЛ СО РАН) система калибровки и валидации должна развиваться. Причем специализированные полигоны, оборудованные современной измерительной аппаратурой, должны быть созданы в различных регионах Российской Федерации. Необходимо создавать не только стационарные, но и подвижные платформы (самолетные, корабельные) для проведения подспутниковых измерений в различных регионах над морями и океанами. Для эффективного использования национальной системы специализированных полигонов в интересах Вооруженных Сил Российской Федерации (ВС РФ) целесообразно создание в Минобороны России оперативнометодического центра по использованию спутниковых данных. Это позволит повысить эффективность гидрометеорологического обеспечения деятельности ВС РФ.

На северо-западе России получил развитие специализированный гидрометеорологический полигон ВКА имени А.Ф. Можайского (пос. Лехтуси, Ленинградская обл.). Полигон в первую очередь рассматривается как методический центр по испытанию новых образцов измерительных комплексов и средств гидрометеорологического обеспечения ВС РФ. В задачи полигона также входят подготовка специалистов для подразделений ВС РФ научные исследования по различным направлениям прикладной метеорологии. Среди них выделим развитие новых технологий гидрометеорологических прогнозов, прогноза опасных явлений погоды, развитие новых методов обработки радиолокационной информации, атмосферно-электрические исследования атмосферы, задачи валидации спутниковой информации и т. д. В перечень измерительных средств гидрометеорологической службы ВС РФ входят различные типовые и перспективные приборы и измерительные комплексы, такие как автоматические метеорологические станции, аэрологические станции, приборы атмосферно-электрических измерений и грозопеленгаторы, метеорологические радиолокаторы, актинометрические станции, озонометрические станции, микроволновые радиометры, лидары, радиолокаторы ветрового зондирования и т. д.

Применение наземных радиометров в составе тестового полигона перспективно для совершенствования аэрологического зондирования атмосферы. Наземные микроволновые радиометры позволяют проводить непрерывные измерения параметров

атмосферы в периоды между запусками радиозондов, что позволяет улучшить характеристики наблюдательной системы особенно в период развития динамических процессов в атмосфере, связанных с прохождением атмосферных фронтов, развитием мезомасштабных явлений. Наземные микроволновые радиометры позволяют определять профили температуры и влажности воздуха в тропосфере, влагозапас атмосферы и водозапас облаков. Оптимальные частоты наземного зондирования атмосферы при решении задачи определения профилей температуры, влажности воздуха и водности облаков лежат в областях спектра (18–26 ГГц), (31–37 ГГц) и (51–58 ГГц). Погрешность определения температуры атмосферы составляет 0,5–1 К в приземном слое атмосферы и увеличивается с высотой до 2,5 К. Относительная погрешность определения влажности воздуха составляет 10–20 % и увеличивается в верхней тропосфере. Известны наземные многочастотные микроволновые радиометры температурновлажностного зондирования атмосферы МР-3000А (Radiometrics Corporation, США) и НАТРРО (Radiometer Physics GmbH, Германия). Из отечественных разработок выделим комплекс «Микрорадком» (ЦАО), радиометр влажностного зондирования ИРЭ РАН.

В состав средств метеорологических измерений полигона включены: метеорологическая станция приземных измерений метеорологических параметров атмосферы; аэрологический радиопеленгационный метеорологический комплекс; мобильный пункт приема спутниковой информации («Сюжет-МБ»); метеорологические радиолокаторы МРЛ-5 (длина волны – 10 см и 3,2 см); мобильный автоматизированный доплеровский радиолокатор МРМЛ (длина волны – 3,2 см); приборы атмосферно-электрических измерений (прибор измерения напряженности электрического поля и грозопеленгатор). На полигоне также планируется разместить автоматизированный комплекс метеорологических измерений, в который входят: измеритель параметров ветра ультразвуковой ИПВ-У; датчик осадков ИКО-1; автоматизированный комплекс распределенных неконтактных датчиков осадков; измеритель метеорологической дальности видимости ФИ-4; измеритель высоты нижней границы облачности; почвенные термометры АМТ-5; комплекс диагностики ионосферы; СВЧ-радиометр температурно-влажностного зондирования атмосферы; актинометрическая станция и др. Для повышения качества анализа полей водности конвективных облаков и интенсивности осадков в районе полигона перспективной является модернизация пассивно-активного радиолокатора на базе МРЛ-5. Дополнительно для валидации радиолокационных спутниковых данных на полигоне планируется разместить ряд калибровочных целей (пассивных отражателей), имеющих геодезическую привязку высокой точности. Особенностью специализированного полигона является организация единого центра сбора и обработки гидрометеорологической информации, на базе которого должны отрабатываться современные технологии анализа, усвоения и использования разнородной метеорологической информации с возможностью оперативной передачи данных потребителям.

Развитие и эффективное использование специализированного полигона, оснащенного различными сложными информационно-измерительными системами, требует соответствующего научно-методического сопровождения, которое может быть обеспечено путем создания на базе Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского информационно-методического центра (рис. 2).

Для организации автоматизированного сбора и тематической обработки данных метеорологических наблюдений предполагается использовать автоматизированное рабочее место военного гидрометеоролога (комплекс АРМ-ВГМ) [5]. В дальнейшем необходимо создание подсистемы обмена данными с организациями федерального и регионального уровней, которые решают задачи получения, обработки и систематизации гидрометеорологической и геофизической информации (ГГМЦ МО РФ, 373 Центр ВМФ, НИЦ «Планета», ФГБУ «ИПГ», ВНИИГМИ-МЦД, РГГМУ, СПбГУ).

Средства метеорологических измерений	Анализ гидрометеорологической обстановки и прогнозы	Федеральные и региональные потребители
Метеорологическая станция Аэрологическая станция Приборы атмосферно- электрических измерений	Вычислительные комлексы гидрометеорологических и геофизических прогнозов АРМ ВГМ	ГГМЦ МО РФ 373 Центр
Метеорологические радиолокаторы Станция приема спутниковой информации	Аппаратно-програмный комплекс сбора и обработки данных	НИЦ Планета ИПГ
Осадкомерная сеть Радиометрическая станция Актинометрическая станция	Архив данных и статистические модели атмосферы	ВНИИГМИ МЦД СПбГУ
Озонометрическая станция Средства зондирования ионосферы	Подсистема обмена данными	

ИНФОРМАЦИОННО-МЕТОДИЧЕСКИЙ ЦЕНТР (ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ)

Рис. 2. Схема информационно-методического центра

В последнее время продолжают обсуждаться перспективы создания отечественной группировки малых космических аппаратов (МКА) с микроволновым радиометром на борту. Среди широкого круга решаемых задач выделим следующие:

 исследование условий зарождения тропических циклонов, тайфунов с целью развития технологий раннего предупреждения;

 мониторинг и прогноз опасных явлений погоды, ливневых осадков, гроз, стихийных бедствий;

– совершенствование оперативного гидрометеорологического обеспечения региональных потребителей.

На наш взгляд, назрела необходимость задания новых научных исследований с целью развития технологии получения и использования гидрометеорологической информации космической группировки МКА, чтобы обосновать облик перспективного МКА и состав целевой аппаратуры бортового комплекса, дать анализ других разноплановых вопросов. При этом целесообразно учитывать опыт создания КА «Метеор-1М», «Канопус-В», «Канопус-СТ». Необходимо развивать экспериментальные исследования радиотеплового излучения системы атмосфера – морская поверхность с применением корабельных и авиационных платформ. Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского поддерживает эти актуальные исследования и готова участвовать в подобных работах. Для этого имеется задел, опыт специалистов в различных областях знаний, кроме того, налажено оперативное взаимодействие с различными организациями.

### Список литературы

1. Исследование поля микроволнового излучения в атмосфере / К.С. Шифрин, Ю.И. Рабинович, Г.Г. Щукин // Труды ГГО, 1968. – Вып. 222. – С. 5–18.

2. Исследование радиоизлучения и поглощения облачной атмосферы в миллиметровом и сантиметровом диапазонах волн / А.Е. Башаринов, Б.Г. Кутуза // Труды ГГО, 1968. –Вып. 222. – С. 100–110.

3. Определение температурно-влажностных характеристик атмосферы и подстилающей поверхности по данным спутниковых СВЧ-радиометрических измерений / С.П. Образцов, Г.Г. Щукин // Метеорология. Ученые Записки. – 2006. – № 3. – С. 28-45.

4. Валидация информационных продуктов спутниковых радиометров микроволнового диапазона / Д.М. Караваев, Ю.В. Кулешов, Г.Г. Щукин, А.Б. Успенский // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2014. – Т.11. – № 3. – С. 259–267.

5. Технология прогнозирования метеорологических условий пуска ракет космического назначения на космодроме «Восточный» по данным автоматизированной системы метеорологического обеспечения / И.А. Готюр, Ю.В. Кулешов, А.Б. Маков, В.А. Ременсон и др. // Метеорология и гидрология, 2015. – № 11. – С. 69–79.

6. Радиотеплолокация в метеорологии / В.Д. Степаненко, Г.Г. Щукин, Л.П. Бобылев, С.Ю. Матросов.– Л., Гидрометеоиздат, 1987. – 283 с.

# РАДИОЧАСТОТНЫЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ МАССОВОГО СОСТАВА – ЭФФЕКТИВНЫЙ ПРИБОР ДЛЯ МОНИТОРИНГА СОСТАВА ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ С БОРТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «МЕТЕОР-М» № 1 И № 2

## М.С. Иванов, Б.М. Кирюшов, С.А. Похунков, Г.Ф. Тулинов (ФГБУ «ИПГ»)

Аннотация: дано описание работы радиочастотных масс-спектрометров на спутниках «Метеор-М». Представлены пространственно-временные распределения ионов атомарного кислорода. Выявлена асимметрия в распределениях между двумя полушариями Земли. Кратко описан алгоритм поиска аномальных возмущений состава на основе нечеткой логики (DRAS). Описан подобный поиск на основе пространственного доминирования различных ионов. Результаты использования этих двух методов приблизительно совпадают. Ключевые слова: радиочастотный измеритель массового состава, мониторинг, состав верхней атмосферы, пространственно-временные распределения, ионы атомарного кислорода, асимметрия в распределениях, аномальные возмущения состава, пространственное доминирование.

#### Введение

В ФГБУ «ИПГ» им. академика Федорова (ИПГ) разработан радиочастотный измеритель массового состава (масс-спектрометр РИМС), являющийся эффективным прибором мониторинга состояния и изменчивости околоземной среды вдоль траектории космического аппарата (КА). Прибор ставился на КА «Космос-196», «Космос-272», «Электрон», «Алмаз» и ряде других, а также на метеорологических ракетах МР-12 и МР-20 (высоты 100–240 км). Систематизированные данные использовались для построения международных и отечественных моделей верхней атмосферы [1].

Разработанный прибор прошел несколько модернизаций, в основном в части электронной части изделия. В настоящее время разработана и уже изготавливается версия радиочастотного масс-спектрометра РИМС-А, предназначенного для измерений как ионного, так и нейтрального состава естественной и окружающей борт КА атмосферы (рис. 1). Прибор РИМС относится к приборам динамического типа, в котором селекция ионов осуществляется по скоростям в электрическом поле высокой частоты. Принцип действия основан на использовании избирательных свойств трехсеточных каскадов, которые при подаче на них потенциалов, меняющихся по определенным законам сообщают различный прирост энергии ионам анализируемого газа, различающегося величиной отношения массы иона к его заряду. Максимальный прирост энергии получают ионы, скорости движения которых через трехсеточный каскад синхронны с изменением величины и направления переменного электрического поля. Условия синхронизма для ионов разных масс обеспечиваются изменением потенциала развертки.



Рис. 1. Сдвоенный датчик измерителя нейтрального и ионного состава верхней атмосферы РИМС-А

Первый прибор РИМС-М, настроенный на измерения относительного ионного состава верхней атмосферы на высотах порядка 800 км (экзосфера), был запущен в составе ГГАК на КА «Метеор-М» № 1 в сентябре 2009 года и функционирует в настоящее время. Общее число измерений, обработанных специально разработанным программным обеспечением (ПО) и поступивших в базу данных отдела 8 ИПГ, составляет более полмиллиона. После запуска в августе 2014 года КА «Метеор-М» № 2 данное ПО, настроенное по диапазонам поиска должным образом, согласно лабораторному тестированию, стало использоваться для обработки информации сразу с двух КА. При этом ведущийся при регулярной обработке журнал качества информации отразил факт достаточно высокого качества и этого нового прибора. Более чем за полгода его данные, отличающиеся достаточной стабильностью, дают картину распределения относительного ионного состава на высоте порядка 800 км, согласующуюся с современными представлениями о строении внешней ионосферы так же, как и для первого прибора.



Рис. 2. Отображение траектории спутника и данных по ионному составу атмосферы на карте Земли 30 марта 2015 в 18 часов МСК

На рис. 2 представлен пример карты с траекторией спутника и данными нового прибора по ионному составу (толщина синей линии пропорциональна содержанию иона O<sup>+</sup>, основного компонента в области главного ионосферного максимума и нижней экзосферы 600–900 км; толщина белой линии пропорциональна содержанию иона H<sup>+</sup>, вытесняющего O<sup>+</sup> на больших высотах). Событие относится к весеннему равноденствию. Карта получена в 6 вечера по MCK. Тень на карте соответствует ночи по MKC в момент начала сеанса измерений. Красная булавка указывает на начальную точку измерений при движении КА с востока на запад. Здесь и на других картах наблюдается статистически устойчивая картина: на геомагнитном экваторе наблюдается двугорбый максимум легких ионов H<sup>+</sup> и небольших количеств He<sup>+</sup> (зеленый цвет линии). По всей видимости в экваториальном центре происходит взаимодействие потоков ионов H<sup>+</sup> и O<sup>+</sup> в результате глобальной циркуляции [2].

## Пространственно-временные характеристики распределения концентраций ионов

Ниже будут представлены некоторые результаты измерений доминирующего на этих высотах иона O<sup>+</sup>.

На рис. 3 представлены кривые распределений ионных токов, измеренных массспектрометром РИМС и соответствующих иону O<sup>+</sup> на высоте орбиты спутника «Метеор-М» № 1 в пределах 810–827 км, в зависимости от широты, изменяющейся во времени вдоль орбиты по синусоидальному закону. Для селекции сигнал – шум данные надлежащим образом усреднялись с помощью процедуры скользящего среднего. На рис. 3 приведен сезонный ход иона O<sup>+</sup> для двух лет – 2011 и 2015 гг. По вертикальной оси отложены значения ионного тока в условных единицах, пропорциональных измеряемой концентрации O<sup>+</sup>, поведение которой по характеру изменения дает представление о распределении электронной концентрации вдоль орбиты; по горизонтальной оси отложены значения широты в градусах от южной точки слева (-82°) до северной – справа (+82°). Синяя кривая соответствует зимним условиям северного полушария (15 января), зеленая – летним условиям (9 июня).



Рис. 3. широтные распределения содержания иона O<sup>+</sup> по данным с KA «Метеор-М» № 1 в 2011 (*a*) и в 2015 гг. (*b*). Зеленая кривая – для летних условий северного полушария, синяя кривая – для зимних

Можно отметить следующие особенности кривых распределений:

– в летнем, более освещенном, полушарии в целом содержание  $O^+$  ожидаемо больше, чем в зимнем;

 – разница между летним и зимним полушариями больше, когда в северном полушарии лето (асимметрия полушарий выражается в большей крутизне зеленой кривой);
– когда в северном полушарии лето, кривая (зеленая) чаще всего более гладкая, что го-

ворит об отсутствии мелкомасштабных возмущений в содержании О<sup>+</sup> в этот период.

Приблизительно та же картина распределения О<sup>+</sup> наблюдается и для других лет.

#### Выявление аномальных событий во временных рядах РИМС

Одной из проблем современной геофизики является распознавание, изучение, классификация аномальных событий на длинных одномерных и многомерных временных рядах геофизических наблюдений, в частности, во временных рядах измерений ионного состава ионосферы прибором РИМС, установленном на спутнике «Метеор-М».

Обычно форма аномалии является достаточно нечетким понятием, а ее корреляционные свойства неизвестны. Поскольку природа аномальных явлений, отраженных в регистрируемых данных, априори не известна и может быть изменчива во времени, то в настоящее время начали применяться методы, которые носят в большой степени адаптивный характер.

Одним из способов достижения этой цели является использование нечеткой логики в анализе данных [3]. При этом с помощью нечеткой математики становится возможной формализация деятельности эксперта при анализе геофизической информации с целью выделения аномальных событий. В данном случае применительно к временным рядам ионного состава на высотах порядка 800 км, получаемых с помощью прибора РИМС, был использован алгоритм DRAS (Difference Recognition Algorithm for Signals), основанный на нечеткой логике [4, 5]. Алгоритм DRAS содержит несколько настроечных параметров, в том числе параметр  $\alpha$ , значения которого меняются от 0 до 1. При  $\alpha = 0$  все точки будут считаться аномальными, при  $\alpha = 1$  таких точек нет. Алгоритм был применен к выявлению аномалий во временных рядах РИМС и расчету их характеристик.

На рис. 4 представлен пример выделения аномальных событий во временном ряду среднесуточных значений относительного содержания иона атомарного кислорода –

$$F = \frac{O^+}{O^+ + H^+ + He^+ + N^+}$$

для 2015 года.



Рис. 4. Временной ряд среднесуточных значений относительного содержания иона атомарного кислорода при значении α=45

Синяя кривая – это исходный временной ряд. Зеленая кривая – функция, характеризующая степень аномальности, т. е. чем больше значение данной функции, тем больше оснований считать эту точку аномальной. Красные точки на синей кривой – это точки, которые можно считать аномальными. Параметр α брался равным 0,45 – это достаточно жесткий критерий аномальности, выделяющий только наиболее значимые события. Как видно из рис. 4, в этом случае алгоритм выделяет только один аномальный участок.

Алгоритм DRAS – довольно гибкий алгоритм и может подвергаться модификациям на каждом из этапов в зависимости от конкретной ситуации. Но основанная идея алгоритма – использование нечетких множеств сохраняется. Кроме того, алгоритм содержит свободные параметры, из которых ключевым является параметр α.

Не останавливаясь подробно на преимуществах и недостатках различных методов выделения аномалий, можно сказать, что проверку наличия возмущения следует выполнять сразу по нескольким критериям и на основании полученных результатов делать окончательный вывод о наличии или отсутствии аномального события.

# Система индексов для экспресс-анализа состояния ионосферы по данным РИМС

Для экспресс-анализа оценки состояния ионосферы по данным прибора РИМС предполагается создание файлов сжатой информации из вышеописанных файлов состава в виде системы индексов.

Такой системой индексов могут служить так называемые индексы мажоритарности, несущие информацию об относительном доминировании каждого компонента в пространстве, прилегающем к траектории спутника. Поскольку измерения проводятся с постоянной скважностью во времени и при постоянной скорости спутника, процент точек измерений по каждому иону, являющемуся доминирующим (имеющим максимальное значение ионного тока в приборе РИМС), совпадает с относительной долей пространства его преобладания. Условно витки, где главный ионосферный на этой высоте ион О<sup>+</sup> доминирует на уровне выше среднестатистического (рассчитанного для временных рядов наших измерений), можно считать соответствующими «невозмущенной» ионосфере; витки такого же преобладания другого иона Н<sup>+</sup> можно условно считать «возмущенными». Относительная доля других ионов, как показывают расчеты, настолько мала (в пределах 1 %), что временные ряды индексов мажоритарности для ионов O<sup>+</sup> и H<sup>+</sup> практически имеют строгую антикорреляцию (графики антисимметричны), поэтому можно ограничиться демонстрацией только одного графика, например для ионов О<sup>+</sup>, концентрация которых в области своей мажоритарности практически совпадает с электронной концентрацией ионосферы.

Примеры по дням 2015 года приведены на рис. 5.



Рис. 5. Временные ряды индексов мажоритарности для ионов О<sup>+</sup> по дням 2015 года 205

Видно, что картина с «невозмущенной» сменилась на «возмущенную» после первой сотни дней (первая половина апреля). Именно этот момент времени (10 апреля 2016 года) и относится к аномальным событиям согласно алгоритму DRAS.

## Заключение

Прибор РИМС-М успешно работает на орбите с сентября 2009 («Метеор-М» № 1) и с августа 2014 («Метеор-М» № 2) по настоящее время. Уже обработанные данные позволили обнаружить особенности изменений ионного состава на высотах 810–827 км и начать разработку эмпирических моделей ионного состава на этих высотах.

Система инструментально-модельного мониторинга верхней атмосферы и ионосферы, на основе данных прибора РИМС, а также численных моделей верхней атмосферы, может быть использована службой «Росгидромета» для прогноза естественных возмущений в ОКП и возможных преднамеренных и антропогенных воздействий на ОКП.

## Список литературы

1. ГОСТ 25645.154-90. «Атмосфера Земли верхняя», введен 01.01.1992. – М.: Изво стандартов. – 225 с.

2. Radio tomography: A new experimental technique / S.E. Pryse // Surv. In Geophys., 2003. – V. 24. – P. 1–38.

3. Automatic fuzzy-logic recognition of anomalous activity on long geophysical records / A. Gvishiani et al. // Earth and Planetary Science Letters, 2005. – 234. – P. 261–278

4. J. Zlotnicki et.al., Automatic fuzzy-logic recognition of anomalous activity on long geophysical records: Application to electric signals associated with the volcanic activity of La Fournaise volcano (Re'union Island).

5. Исследование морфологии сигнала на основе алгоритмов нечеткой логики. // Геофизические исследования / С.М. Агаян, Ш.Р. Богоутдинов, А.Д. Гвишиани и др. // Сб. научн. труд. – М.: ИФЗ РАН, 2005. – Вып. 1. – С. 143–155.

# ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКИМИ РАДИОЛОКАТОРАМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ДОПЛЕРОВСКОЙ СЕЛЕКЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ

#### С.Э. Григас, Д.Ц. Литовченко, А.А. Скорынин, Ю.Е. Терехов, М.В. Чекмарев, А.Ю. Гришин (040 «Котполетия» «Колоточ)

(OAO «Корпорация «Комета»)

Аннотация: в работе рассмотрена возможность применения метода доплеровской селекции движущихся целей в космических радиолокационных комплексах (РЛК) мониторинга воздушной обстановки и предложены пути решения возникающих при этом проблем. Сформулированы технические требования к РЛК и получены предварительные оценки их тактико-технических характеристик по обнаружению воздушных объектов. Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, космический радиолокатор с синтезированной апертурой, селекция движущихся целей, эффект Доплера, мониторинг воздушного пространства.

Радиолокационный мониторинг Земли из космоса в настоящее время широко применяется для решения большого числа прикладных задач, таких как исследования природных ресурсов, климатические исследования, картографирование, задачи землепользования, мониторинг морской поверхности и ледовой обстановки и многих других [1].

Современные космические радиолокаторы с синтезированной апертурой (PCA) позволяют вести съемку с использованием зондирующих сигналов с разной поляризацией на передачу и прием в различных режимах (маршрутный, широкозахватный, прожекторный, поляриметрический, интерферометрический и др.). Пространственное разрешение получаемых радиолокационных изображений лежит в пределах от сотни метров в широкозахватном режиме до субметрового разрешения в режиме детальной съемки [1].

Преимуществом радиолокационных средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) перед оптическими средствами является возможность ведения мониторинга суши и моря вне зависимости от погодных условий и времени суток. Также радиолокационные средства ДЗЗ за счет наличия дополнительной информации о фазе и частоте отраженного от объектов съемки зондирующего сигнала позволяют эффективно производить селекцию движущихся целей. Перечисленные качества космических РСА обуславливают высокую информативность получаемых ими радиолокационных изображений (РЛИ).

Наблюдаемое в настоящее время интенсивное развитие космических PCA, достигнутый прогресс в технологиях создания бортовой радиолокационной аппаратуры и реализации новых методов пространственно-временной обработки сигналов создает предпосылки для использования радиолокаторов космического базирования применительно к задачам мониторинга воздушной обстановки. Указанные задачи состоят в селекции (индикации) в районе радиолокационной съемки движущихся воздушных объектов на фоне сигналов от неподвижных объектов и подстилающей поверхности и определении параметров ВО (текущих координат, направления и скорости движения).

При этом следует учитывать низкие ЭПР воздушных объектов порядка 10–100 м<sup>2</sup>, высокие скорости движения (более 200 м/с) и наличие мощной помехи от подстилающей поверхности. Так, мощность отраженного от неподвижных объектов зондирующего сигнала, принимаемая по основному лепестку диаграммы направленности антенны (ДНА), обычно на 20–80 дБ превышает мощность полезного сигнала от подвижного ВО [2, 3].

В настоящее время в космической радиолокации наибольшее распространение получили следующие методы селекции движущихся целей (СДЦ) [3, 1, 4]:

- метод продольной интерферометрии;
- метод пространственно-частотной фильтрации сигналов;
- индикация по тангенциальной составляющей скорости движения цели.

Однако указанные методы не применимы для селекции малоконтрастных высокоскоростных воздушных объектов на фоне сильно отражающей поверхности. Поэтому актуальной задачей является поиск методов СДЦ, применимых для использования в космических РСА для мониторинга воздушного пространства. Одним из таких методов может являться метод доплеровской СДЦ, широко применяемый в наземных РЛС и РЛК авиационного базирования [5, 6].

Настоящая работа посвящена оценке возможности обнаружения ВО космическими радиолокаторами с использованием метода доплеровской СДЦ.

В основе метода доплеровской СДЦ лежит тот факт, что отраженный от движущегося объекта сигнал испытывает доплеровский сдвиг частоты относительно помеховых отражений от подстилающей поверхности принимаемых по главному лепестку ДНА, спектр которых ограничен и лежит в области низких частот. Полезный сигнал от движущегося ВО, благодаря доплеровскому сдвигу, выделяется на фоне сигналов, отраженных от подстилающей поверхности, принимаемых по боковым лепесткам ДНА, что иллюстрирует рис. 1.

Применение метода доплеровской СДЦ в космических РСА связано с рядом проблем.

Первой из них является широкий спектр фоновой помехи, принимаемой по основному лепестку ДНА, что определяет наличие минимальной обнаруживаемой скорости ВО, так называемая слепая зона по скорости (рис. 2).



Рис. 1. Доплеровский сдвиг частоты движущегося воздушного объекта 208



Рис. 2. Слепая зона по скорости

Ширина спектра фоновой помехи определяется формулой:

$$\Delta f_{\text{помехи}} = \frac{V_{\text{KA}}}{D_{\text{rop}}},\tag{1}$$

где  $V_{\rm KA}$  – скорость космического аппарата с PCA,  $D_{\rm rop}$  – горизонтальный размер антенны PCA.

Учитывая, что величина доплеровского сдвига равна:

$$f_{\rm допл} = \frac{2V_{\rm BO}}{\lambda},\tag{2}$$

где  $V_{\rm BO}$  – радиальная скорость движения воздушного объекта,  $\lambda$  – длина волны зондирующего импульса, получим выражение для минимальной обнаруживаемой скорости:

$$V_{\rm MHH} = \frac{\lambda}{2D_{\rm rop}} V_{\rm KA}.$$
 (3)

Исходя из этого, основными подходами к уменьшению ширины спектра помеховых отражений от поверхности могут являться: оснащение космического радиолокатора крупноапертурной антенной (с большим горизонтальным размером); использование ДНА с шириной в азимутальной плоскости около 0,2° и низким уровнем боковых лепестков порядка –25 дБ; использование коротковолновых частотных диапазо-

нов. Так, например, для низкоорбитального космического аппарата с PCA, работающим в X-диапазоне частот и оснащенным антенной с  $D_{rop} = 8$  м, минимальная обнаруживаемая скорость BO составляет порядка 20 м/с.

Еще одной проблемой является возможная неоднозначность определения скорости движения ВО. Рассмотрим, например, воздушный объект, радиальная проекция скорости которого на линию визирования составляет  $V_{\rm BO} = 300$  м/с. Величина доплеровского сдвига, согласно формуле (2), для такого ВО составит 20 кГц. Это значит, что для однозначного определения скорости ВО в космических РСА должны применяться специальные режимы радиолокационной съемки с высокой частотой повторения зондирующих импульсов. Исходя из теоремы Котельникова, для корректного определения скорости ВО, движущегося относительно РСА со скоростью до 300 м/с, частота повторения импульсов должна составлять не менее 40 кГц. Хотя в современных космических РСА частота повторения импульсов невелика и составляет порядка 3 кГц, принципиальных ограничений по ее повышению не существует. Так, современные авиационные РЛС имеют частоту повторения от 16 кГц и более [3].

Однако, повышение частоты повторения импульсов ведет к сокращению зоны однозначного определения дальности до ВО (рис. 3), определяемой как [1]:

$$\Delta L = cT, \tag{4}$$

где *с* – скорость света, *T* – период повторения зондирующих импульсов.

Решить эту проблему можно, уменьшив ширину полосы съемки по дальности посредством увеличения вертикального размера антенны радиолокатора.

Широкую полосу съемки в этом случае можно обеспечить с использованием сканирующего режима типа ScanSAR [1]. В режиме ScanSAR широкая полоса съемки реализуется посредством перенацеливания узкого сканирующего луча по дальности, как показано на рис. 4.



Рис. 3. Ошибка определения дальности 210



Рис. 4. Широкозахватный режим съемки ScanSAR

С учетом небольшого времени наблюдения в сканирующем режиме, большой дальности до объектов наблюдения и относительно невысокой ЭПР последних остро встает вопрос обеспечения требуемого отношения сигнал/тепловой шум.

Величина отношения сигнал/шум в элементе разрешения определяется как [3]:

$$SNR = \frac{\sigma}{\Delta_x \Delta_y \sigma_0^{ne}},\tag{5}$$

где  $\sigma$  – ЭПР воздушного объекта;  $\sigma_0^{ne}$  – удельная ЭПР шумового эквивалента;  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  – размеры элемента разрешения по азимуту и дальности соответственно.

Удельная ЭПР шумового эквивалента выражается из уравнения дальности радиолокации [7]:

$$\sigma_0^{ne} = \frac{\left(4\pi\right)^3 R^4 P_n \chi}{P_t G^2 \lambda^2 \Delta_x \Delta_y},\tag{6}$$

где R – наклонная дальность;  $P_n$  – мощность тепловых шумов в приемнике;  $\chi$  – коэффициент потерь в тракте;  $P_t$  – средняя излучаемая мощность; G – коэффициент усиления антенны;  $\lambda$  – длина волны излучения.

Из формул (4) и (5) следует, что для получения отношения сигнал/шум порядка 30 дБ по самолету с ЭПР 100 м<sup>2</sup>, площадь антенны радиолокатора должна составлять не менее 30 м<sup>2</sup>, а излучаемая мощность около 1 кВт (что соответствует потребляемой мощности 4 кВт при КПД 25 %).

Обеспечить такую мощность излучения с учетом времени работы на витке 20–25 мин можно с использованием современных солнечных батарей на основе арсенида галлия площадью примерно 15–20 м<sup>2</sup>.

Полученные требования к космическим РСА мониторинга воздушной обстановки обобщены в табл. 1.

#### Таблица 1

#### Требования к характеристикам космического РСА мониторинга воздушной обстановки

bogg million over unobki					
ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ				
Длина волны излучения, см	3				
Горизонтальный размер антенны, м	8				
Вертикальный размер антенны, м	4				
Средняя излучаемая мощность, кВт	1				
Средняя потребляемая мощность, кВт	4–5				
Среднее время работы на одном витке, мин	20-25				
Требуемая мощность бортовой энергоустановки, кВт	1				
Шум-фактор приемника, дБ	3				
Максимальный уровень боковых лепестков ДНА, дБн	-25				

Требования к характеристикам РСА выбирались исходя из необходимости обеспечения отношения сигнал/шум по самолету с ЭПР 100 м<sup>2</sup> не менее 30 дБ.

РСА с указанными выше параметрами по предварительным оценкам будет обладать тактико-техническими характеристиками (TTX) по обнаружению ВО, представленными в табл. 2.

Таблица 2

## Ожидаемый уровень TTX бортового радиолокатора по обнаружению воздушных объектов

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Вероятность обнаружения самолета при однократном наблюдении	> 0,9
Вероятность ложной тревоги по самолету в элементе разрешения	$< 10^{-10}$
Полоса съемки, км	600
Диапазон обнаруживаемых радиальных скоростей, м/с	20-300

#### Заключение

Таким образом, по предварительным оценкам представляется возможным использование метода доплеровской СДЦ в космических РЛК мониторинга воздушного пространства.

Оценки показывают, что с учетом современного уровня развития радиолокационной техники и методов обработки сигналов создание таких радиолокаторов возможно в ближайшей перспективе.

## Список литературы

1. Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.З. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. – 680 с. 2. Бруханский А.В. Системы селекции движущихся целей. – М.: МАИ, 1990. – 15 с.

3. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития. – М.: Радиотехника, 2008. –432 с.

4. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. – М.: Радиотехника, 2005. – 368 с.

5. Радиолокационные системы многофункциональных самолетов / Под. ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М: Радиотехника, 2006. – Т. 1

6. Бакулев П.А. Радиолокационные методы селекции движущихся целей. – М.: Оборонгиз, 1958. – 100 с.

7. Справочник по радиолокации / под ред. М.И. Сколника. – М.: Техносфера, 2014. – 672 с.

# ВОЗМОЖНОСТЬ НАБЛЮДЕНИЯ И КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РАДИОАКТИВНЫМИ МАТЕРИАЛАМИ НА БОРТУ

#### Н.С. Бахтигараев, Л.В. Рыхлова

(Институт астрономии РАН (ИНАСАН)) С.Г. Казанцев (ОАО «НИИЭМ») С.Е. Улин (НИЯУ МИФИ) В.В. Чазов (ГАИШ МГУ)

Аннотация: рассмотрены методы обнаружения и идентификации элементов радиоактивного космического мусора для обеспечения безопасного использования околоземного космического пространства. Приведены результаты обнаружения одного из радиоактивных объектов с помощью гамма-детектирующей аппаратуры, установленной на спутнике «Коронос-Ф». Предложен проект измерительного комплекса на основе ксеноновых гамма-спектрометров, обладающих высоким энергетическим разрешением и необходимой чувствительностью для обнаружения и идентификации в околоземном космическом пространстве объектов, имеющих на борту радиоактивные и делящиеся материалы. Ключевые слова: радиоактивный космический мусор, ксеноновый гамма-спектрометр, энергетическое разрешение, космический аппарат, измерительный комплекс.

## Введение

В конце прошлого столетия на околоземные орбиты было выведено несколько десятков космических аппаратов (КА) с ядерными источниками энергии. После завершения программы полета большинство из них было отправлено на орбиты захоронения (800–1000 км), где время их баллистического существования составляет несколько сотен лет. Однако сегодня на этих орбитах наблюдается максимальная плотность космического мусора техногенного происхождения (рис.1), что может привести к столкновению его элементов с потенциально опасными радиоактивными объектами. В случае их разрушения некоторые радиоактивные обломки могут попасть в верхние слои земной атмосферы уже через несколько лет, что может привести к радиоактивному заражению атмосферы и самой Земли. Эта проблема детально изучалась во ВНИИЭМ совместно с НИЯУ МИФИ, ФИАН и ИНАСАН в рамках научно-исследовательских проектов Федеральной целевой программы «Исследования и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009–2013 годы» [1]. Было показано, что для контроля потенциально опасных объектов в околоземном космическом пространстве (ОКП) необходимо использовать все имеющиеся средства наблюдения.

В настоящее время с помощью радиолокационных и оптических средств уже осуществляется постоянный контроль параметров орбит этих объектов, что позволяет осуществлять прогноз их движения в ОКП. Однако для обнаружения и идентификации самого радиоактивного излучения от различных космических объектов необходимо использовать специальную аппаратуру, установленную на КА.



Рис. 1. Распределение космического мусора на высотах от 100 до 2000 км [2]

#### Обнаружение радиационных объектов в ОКП

Для регистрации гамма-всплесков на борту КА «КОРОНАС-Ф» был установлен сцинтилляционный детектор на основе кристаллов CsI(Tl) с размерами Ø 200×100 мм<sup>3</sup>, массой 11 кг и энергическим разрешением около12 % [3]. При обработке данных с этого детектора было обнаружено несколько гаммавсплесков, которые нельзя было объяснить вспышечной активностью космологических объектов, так как форма этих всплесков существенно отличалась от ранее наблюдаемых гамма-вспышек. Кроме того, эти вспышки не были обнаружены другими КА, имеющими на борту аналогичную детектирующую аппаратуру. Один из таких всплесков показан на рис. 2.

Для выявления природы этих гамма-всплесков было проведено сопоставление положения КА, которые в соответствии с официальными каталогами являются потенциально опасными радиоактивными объектами, относительно КА «КОРОНАС-Ф». В период с июля 2001 по декабрь 2002 гг. КА «Коронас-Ф» имел сближения с тремя из 75 таких объектов. Были определены средние элементы их орбит по состоянию на сентябрь 2001 года. Список этих объектов приведен в табл. 1.

ИСЗ OPS 4682 DEB пролетел на расстоянии 186 км от КА «КАРОНАС-Ф» и его гамма-излучение было зарегистрировано в виде гамм-всплеска, показанного на рис. 2.

К сожалению, гамма-спектрометр на борту КА «Коронас-Ф» имел не высокое энергетическое разрешение (12 %), и это обстоятельство не позволило надежно идентифицировать изотопный состав радиоактивных материалов, находящихся на данном объекте.





Рис. 2. Скорость счета на участке орбиты ИСЗ «КОРОНАС-Ф» (*a*) и то же событие с вычетом фона (*б*)

б

216
НАЗВАНИЕ ОБЪЕКТА	НОМЕР ПО КЛАССИФИКАЦИИ НОРАД	НАКЛОНЕНИЕ ОРБИТЫ
«Коронас-Ф»	26873	82,5
«Космос-1818»	17368	65,0
«Космос-1867»	18187	65,0
OPS 4682 DEB	01399	90,4

# Перечень КА, пролетевших вблизи КА «Коронас-Ф» в период с июня 2001 по декабрь 2002 гг.

# Аппаратура НУКЛИД

Для обнаружения и идентификации радиоактивных объектов космического мусора можно использовать гамма-, рентгеновские, нейтронные, инфракрасные, оптические и другие спектрометры. Наиболее информативными среди них являются гаммаспектрометры. Радионуклиды создают характерное для каждого из них линейчатое гамма-излучение. Для его регистрации используются гамма-спектрометры с хорошей чувствительностью и высоким энергетическим разрешением, что позволяет определять изотопный и количественный состав радиоактивных объектов. Такие гамма-спектрометры (научная аппаратура «Нуклид») в настоящее время разрабатываются в НИЯУ МИФИ совместно с АО «Корпорация «ВНИИЭМ» [4, 5]. Ее основным детектирующим элементом является тонкостенная цилиндрическая импульсная ионизационная камера (ИК) с экранирующей сеткой. В качестве рабочего вещества в ней используется сжатый ксенон. Со всех сторон ИК окружена сцинтилляционным детектором на основе полистирола, включенного в схему антисовпадений. Сцинтилляционные вспышки от заряженных частиц регистрируются с помощью кремневых фотоумножителей (SPiM). Принципиальная схема детектирующих элементов НА «Нуклид» приведена на рис. 3.



Рис. 3. Принципиальная схема детектирующего блока ксенонового гамма-спектрометра НА «Нуклид»: 1 – цилиндрическая импульсная ионизационная камера; 2 – экранирующая сетка; 3 – герметический кожух; 4 – анод; 5 – керамический гермоввод; 6 – зарядочувствительный усилитель; 7 – источник высоковольтного питания; 8 – электроника; 9 – сцинтилляционная антисовпадательная защита

Основные физико-технические характеристики детектирующего блока аппаратуры «Нуклид» приведены в табл. 2.

## Таблица 2

ΠΑΡΑΜΕΤΡ	ЗНАЧЕНИЕ
Энергетическое разрешение на линии 662 кэВ (%)	1,7±0,1
Энергетический диапазон регистрируемых гамма-квантов (МэВ)	0,03–3
Масса, кг	6,0
Габариты, мм	150×250×500
Чувствительный объем, мм <sup>3</sup>	4000
Диапазон рабочих температур, °С	$0 \div 00$
Уровень акустических нагрузок, дБ	0÷80
Потребляемая мощность, Вт	15
Напряжение питания, В	24–27
Гарантийный срок годности, год	≥ 10 лет

#### Основные физико-технические характеристики детектирующего блока ксенонового гамма-спектрометра

На рис. 4 приведены типичные энергетические спектры стандартных точечных гамма-источников из набора ОСГИ, измеренные детектирующим блоком аппаратуры «Нуклид». Представленные спектры демонстрирует спектрометрические возможности этой аппаратуры для обнаружения и идентификации различных радионуклидов. Увеличение чувствительности данной аппаратуры можно осуществить за счет использования нескольких (5–6) независимых детектирующих блоков, расположенных на внешних плоскостях КА.

Для оценки минимальных расстояний и частоты сближений потенциально опасных радиоактивных объектов с КА, на котором установлена аппаратура «Нуклид», был выбран ИСЗ «Метеор-М2» (40069) с высотой орбиты около 825 км. Результаты расчетов приведены в табл. 3.



Рис. 4. Энергетические спектры стандартных гамма-источников из набора ОСГИ, измеренные с помощью детектирующего блока аппаратуры «Нуклид»

# Таблица 3

Результаты расчетов параметров сближения ИСЗ «Метеор-М2» (40069) с потенциально опасными объектами. *Р* - численные значения драконических периодов обращения объектов (мин), *А/m* – отношение площади к массе (см<sup>2</sup>/кг), min  $|\vec{r}_{o} - \vec{r}_{M}|$  – модуль разности вектора положения исследуемого объекта

СПУТНИК	Р	A/m	$\min\left \vec{r}_{O}-\vec{r}_{M}\right $
«Метеор-М2» (40069)	101,42	0,0065	-
«Космос-1818» (17369)	100,61	0,0047	20,5
«Космос-1932» (19162)	104,06	0,0025	121,5
«Космос-1176» (27568)	102,38	0,1507	9,0
«Космос-1818» (34176)	100,49	0,0506	29,1
«Космос-1818» (36944)	100,54	0,0496	28,0
«Космос-1818» (36946)	100,51	0,0520	32,7
«Космос-1818» (36947)	100,47	0,0506	26,4
«Космос-1818» (36951)	100,51	0,0565	23,1

и вектора положения ИСЗ	«Метеор-М2	» (40069)
-------------------------	------------	-----------

Из приведенной табл. 3 следует, что расстояния, на которые может сблизиться ИСЗ «Метеор-М2» (40069) с исследуемыми объектами, в среднем составляют несколько десятков километров. При наличии на инспектирующем КА гамма-спектрометрической аппаратуры «Нуклид» с чувствительной площадью ~1<sup>м<sup>2</sup></sup> данные объекты будут надежно обнаружены и идентифицированы. Сближение с ИСЗ «Метеор-М2» (40069) с этими объектами будет происходить 1–2 раза в месяц.

#### Заключение

Обеспечение КА серии «Метеор», создаваемых АО «Корпорация «ВНИИЭМ», гамма-спектрометрической аппаратурой «Нуклид» предоставляет возможность обнаруживать, идентифицировать и прогнозировать динамику элементов радиационного космического мусора. Необходимо отметить, что для проведения таких исследований не требуется каких-либо энергетических затрат на сближение этого КА с изучаемыми объектами.

Для повышения достоверности обнаружения радиационного космического мусора целесообразно проводить такие измерения одновременно с помощью нескольких КА, находящихся в разных участках ОКП. В этом случае появляется возможность определить параметры орбиты этих объектов, а также увеличить общее статистическое обеспечения экспериментальных данных.

## Список литературы

1. Проблемы радиоактивного загрязнения околоземного космического пространства / К.А. Боярчук, М.А. Аникеева, С.В. Кузин и др. // – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2011. – Т. 121. – № 2. – С. 9–14.

Назаренко А.И. Моделирование космического мусора. – М.: ИКИ РАН, 2013. – 216 с.
 Солнечно-земная физика. Результаты экспериментов на спутнике «КОРОНАС-Ф».
 / Под ред. В. Д. Кузнецова. – М.: Физматлит, 2009. – 488 с.

4. New modification of xenon gamma-ray detector with high-energy resolution / A. Novikov, S. Ulin, V. Dmitrenko et al. // Optical Engineering, 2014. – V. 53 (2).

5. Xenon gamma-ray spectrometer in the experiment Signal on board the spacecraft Interhelioprobe / A. Novikov, S. Ulin, V. Dmitrenko et al. // Proceedings of SPIE, 2015. – V. 9593.

# МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ НАДЕЖНОСТИ Элементов и модулей аппаратуры космического назначения

# П.А. Филоненко, А.С. Бурцев, В.В. Гончаров (НИИ КС им. А.А. Максимова)

Аннотация: в данной статье предлагается методический подход по оценке надежности элементов и модулей аппаратуры космического назначения на основе аналитических моделей надежности с учетом воздействия ионизирующих излучений космического пространства. В качестве исходных данных используется справочная информация, информация об аналогах изделий, результатах испытаний на надежность элементов и модулей с учетом и без учета воздействия ионизирующих излучений, результатов телеметрических измерений и статистической неоднородности получаемых результатов. Ключевые слова: надежность, байесовские методы, статистическая неоднородность, интенсивность отказов, ненагруженный резерв, малые выборки.

Основной причиной отказов бортовых комплексов управления являются отказы вследствие выхода из строя комплектующих элементов (КИ). Для КИ отечественного производства, применяемых в изделиях, создаваемых в интересах «Роскосмоса» и Министерства обороны, расчет производится на основе справочника [1], который позволяет получать значения интенсивности отказов  $\lambda$  с учетом воздействия различных факторов в процессе эксплуатации КИ. Надежность КИ иностранного производства определяется по аналогичным справочникам, например, MIL-HDBK-217F.

Для каждого типа КИ (по индексу) по справочнику [1] определяется значение базовой интенсивности отказов элементов без учета режимов и условий их функционирования  $\lambda_6$ . На основе базовой интенсивности отказов  $\lambda_6$  определяется значение эксплуатационной интенсивности отказов  $\lambda_3$  и интенсивности отказов в режиме хранения  $\lambda_{xp}$  по выражениям:

$$\lambda_{\Im} = \lambda_{\delta} \times \mathbf{K}_{p} \times \prod_{i=1}^{n} \mathbf{K}_{i};$$

$$\lambda_{X\Im} = \lambda_{XC\Gamma} \prod_{i=1}^{n} \mathbf{K}_{i},$$
(1)

где К<sub>р</sub> – коэффициент режима, учитывающий изменение  $\lambda_6$  в зависимости от электрической нагрузки и (или) температуры окружающей среды; К<sub>i</sub> – коэффициенты, учитывающие изменения эксплуатационной интенсивности отказов в зависимости от различных факторов, воздействующих на КИ; n – число учитываемых факторов для КИ;  $\lambda_{xcr}$  – интенсивность отказов по результатам испытаний изделий на сохраняемость в упаковках заводов-изготовителей КИ при температуре 5...40 °C и относительной влажности воздуха до 80% (при температуре +25 °C).

Для каждого типа КИ рассчитывается значение среднеквадратического отклонения  $\sigma_{\lambda_3}$  эксплуатационной интенсивности отказов  $\lambda_3$ :

$$\sigma_{\lambda_{\mathfrak{H}}} = \lambda_{\mathfrak{H}} / \sqrt{d \prod_{i=1}^{n} K_{i}}, \qquad (2)$$

где *d* – число отказов; *n* – количество учитываемых факторов.

Данные о результатах натурных испытаний без учета ИИ КП объединяются со справочными данными с использованием байесовских методов статистического оценивания [2].

Для учета воздействия ИИ КП на КИ используется коэффициент влияния ионизирующих излучений К<sub>ии</sub>, который зависит от видов и уровней воздействующих факторов и приводится в справочнике [1]. Если значение коэффициента К<sub>ии</sub> неизвестно, то его необходимо определять по результатам натурных испытаний с учетом воздействия ИИ. При этом испытания с учетом воздействия ИИ проводятся аналогично испытаниям без воздействия ИИ, т. е. по плану NUT, а полученный по результатам испытаний К<sub>ии</sub> применяется для учета конкретного уровня и вида воздействия, которое осуществлялось в ходе испытаний и рассчитывается по выражению:

$$K_{_{\rm HH}} = \frac{\hat{\lambda}_{_{9}} {}^{}_{\rm HH}}{\lambda_{_{9}}},\tag{3}$$

где  $\hat{\lambda}_{_{3}HH}$  – оценка значения эксплуатационной интенсивности отказов с учетом воздействий ионизирующих излучений космического пространства.

Коэффициент влияния воздействия ИИ К<sub>ии</sub> на КИ определенного типа определяется в условиях постоянства интенсивности отказов во времени.

Уточнение оценки влияния ИИ на эквивалентную оценку интенсивности отказов производится с использованием байесовского метода. При этом учитываются только те испытания, которые относятся к одной генеральной совокупности, т. е. в условиях одинаковых воздействующих факторов, одинаковых планов испытаний и пр.

Режимы эксплуатации могут содержать участки с различными интенсивностями отказов. В этом случае, в соответствии с изменениями режимов и условий функционирования, весь период эксплуатации разбивается на участки приблизительного постоянства интенсивности отказов.

Оценка надежности в течение всего периода эксплуатации определяется по выражению:

$$P(t_0) = P_1(\Delta t_1) P_2(\Delta t_2) \dots P_m(\Delta t_m) = \prod_{i=1}^m P_i(\Delta t_i),$$
(4)

где  $P_i(\Delta t_i)$  – надежность *i*-го элемента в течение промежутка времени  $\Delta t_i = t_i^{\kappa} - t_i^{\mu};$  $t_i^{\mu}$  и  $t_i^{\kappa}$  – время начала и окончания промежутка времени  $\Delta t_i$ .

Оценка надежности модулей аппаратуры космического назначения осуществляется с использованием структурных схем надежности и диаграмм состояний работоспособности на основе аналитических моделей надежности, в том числе с использованием неэкспоненциальных законов распределения.

В качестве исходной информации для расчетов надежности модулей используются:

– справочные данные о надежности элементов (из справочника «Надежность ЭРИ» или аналогичных иностранных справочников);

 данные о результатах испытаний на надежность элементов без учета воздействия ИИ КП;

 данные о результатах испытаний на надежности модулей с учетом воздействия ИИ КП;

 – результаты испытаний и эксплуатации, полученные из первичных документов о техническом состоянии и надежности изделий (ряды наработок до отказа);

 – ряды наработок до цензурирования, полученные на основе анализа схемы деления изделия;

- результаты телеметрических измерений технического состояния модулей;

- структурно-функциональные схемы надежности изделий.

Учет ненагруженного резерва производится автоматическим способом на основе расчетных соотношений алгебры событий, создаваемых на электронновычислительной машине в автоматическом режиме путем разбиения всего периода эксплуатации на отдельные отрезки и получение оценок вероятности безотказной работы для каждого последующего отрезка на основе предыдущих. Такой подход позволяет получать достаточно точный результат, в том числе и для неэкспоненциальных законов, а также для сложных видов резервирования, в том числе восстанавливаемых объектов.

Расчетные оценки надежности элементов и модулей на различных этапах испытаний и эксплуатации объединяются в единый показатель с использованием весовых коэффициентов по весовой модели оценивания надежности в условиях статистически неоднородной информации:

$$\hat{P}_{k} = r_{0}\hat{P}_{\rm of} + (1 - r_{0})\hat{P}_{0k}, \qquad (5)$$

где  $\hat{P}_k$  – оценка показателя надежности объекта, вычисленная на этапе k с учетом предварительной информации этапа k - 1;  $\hat{P}_{o6}$  – объединенная оценка показателя надежности (оценка, полученная объединением -го и (k - 1)-го этапов);  $r_0$  – оценка вероятности того, что статистические данные -го и (k - 1)-го этапов принадлежат к одной генеральной совокупности.

#### Заключение

Таким образом, вышеизложенный методический подход позволяет получать оценки надежности элементов и модулей аппаратуры космического назначения на основе аналитических моделей надежности с учетом воздействия ионизирующих излучений космического пространства. В качестве исходных данных используется справочная информация, информация об аналогах изделий, результатах испытаний на надежность элементов и модулей с учетом и без учета воздействия ионизирующих излучений, результатов телеметрических измерений и статистической неоднородности получаемых результатов.

#### Список литературы

1. Надежность электрорадиоизделий: Справочник. – М.: МО РФ, 2002. – 574 с. 2. Контроль качества космических аппаратов при отработке и производстве. Оптимизация и управление рисками / В. А. Меньшиков, В. Б. Рудаков, В.Н. Сычев. – М.: Машиностроение, 2009. – 400 с.

# АЛГОРИТМ СЖАТИЯ ФУРЬЕ-ИНТЕРФЕРОГРАММ

А.А. Дудкин, Л.П. Поденок (ОИПИ НАН Беларуси) Д.Ю. Перцев (БГУИР)

Аннотация: представлен алгоритм сжатия гиперспектральных данных, который может быть применен к фурье-интерферограммам, и результаты его тестирования в сравнении с широко распространенными кодеками, сжимающими без потерь, – 7-Zip, gZip, bZip2, LZMA. В качестве исходных данных применялся гиперкуб Maine AVIRIS, на основе которого синтезировались фурье-интерферограммы. Полученные результаты свидетельствуют об эффективности предложенного алгоритма и возможности ее аппаратной реализации в системах сжатия бортовых гиперспектрометров. Ключевые слова: гиперспектральные данные, фурье-интерферограмма, функция модуляции, модель сжатия, арифметическое кодирование.

## Введение

Дистанционное зондирование Земли – способ получения информации об объекте без непосредственного физического контакта с ним.

На борту летательного аппарата (например, спутника либо самолета) устанавливается специализированная съемочная аппаратура (спектрометр), задачей которого является фиксация излучения с поверхности, бортовая система осуществляет предварительную обработку полученных данных и передает их в центр управления. При этом в зависимости от типа спектрометра рабочий диапазон длин волн, фиксируемый аппаратурой, может составлять от долей микрометра (видимое оптическое излучение) до метров (радиоволны).

В зависимости от того является ли фиксируемый диапазон длин волн непрерывным, различают мультиспектральные (диапазон прерывается, при этом их может быть несколько) и гиперспектральные спектрометры (диапазон может быть коротким, но при этом непрерывен).

Мультиспектральные системы считаются хорошо изученными и представлены широким спектром съемочной аппаратуры [1, 2], работающей, как правило, в оптическом, ближнем инфракрасном и панхроматическом диапазонах (IKONOS, Rapid Еуе и т. д.). Основным достоинством данного подхода является фиксация излучения в узком спектральном диапазоне.

При гиперспектральной съемке фиксируется непрерывный диапазон, независимо от того требуется он или нет. Это приводит к тому, что объем данных пропорционально растет с увеличением исследуемого диапазона. Например, данные спектрометра AVIRIS [3], которые используются для разработки алгоритмов и программного обеспечения для обработки гиперспектральных снимков, обладают следующими характеристиками: ширина изображения – 677 пикселей; 224 спектральных канала, 12 бит на канал, что в общем случае приводит к 122 Кб данных на одну строку. С учетом характеристик современных радиоканалов связи и того, что съемка объекта осуществляется непрерывно, важнейшим требованием к алгоритмам сжатия данных является эффективность в ограниченных условиях летательного аппарата.

### Синтез фурье-интерферограмм

Можно выделить 2 подхода к формированию гиперспектральных данных для каждого пикселя изображения [4]:

1. Классический подход предполагает использование призмы или дифракционной решетки с перемещающимся зеркалом, через которое фиксируется строка с данными и движение по орбите, определяющее координату *Y*.

2. Фурье-спектрометр с формированием изображения (FTIS, Fourier Transform Imaging Spectrometer), использующий для своей работы один из интерферометров, например, Саньяка (рис. 1) [5]. В отличие от оборудо-



Рис. 1. Интерферометр Саньяка

вания, относящегося к первому классу, результатом FTIS является интерферограмма, к которой предполагается применение специальной обработки для формирования классического спектрального куба, размером rows × cols × spectral. В качестве специальной обработки используется одно из фурье-преобразований (например, косинусное).

При передаче данных FTIS на Землю применяется один из следующих подходов: — передаются сырые (raw) данные по радиоканалу и фурье-преобразование выполняется на стороне приемника;

 – фурье-преобразование выполняется на стороне отправителя и на Землю передается готовый спектральный куб.

В связи с недоступностью фурье-интерферограмм в свободном доступе, для тестирования алгоритма сжатия использовались синетзированные из гиперкуба AVIRIS фурье-интеферограммы. Процесс получения синтетических интерферограмм состоял в модуляции исходных каналов. Пример функции модуляции представлен на рис. 2.





Данная функция может быть сформирована как из реальных данных, так и сформирована аналитически. Процесс модуляции гиперкуба выполняется по формуле

$$u_{i,j}^{k} = \frac{v_{i,j}^{k} \cdot m_{k}}{v_{\max}^{k} \cdot m_{\max}},$$
(1)

где  $u_{i,j}^k$  и  $v_{i,j}^k$  – значение в слое пикселя (i, j) исходного и модулированного кубов соответственно;  $v_{max}^k$  – максимальное значение в слое k;  $m_k$  – максимальный элемент в слое k;  $m_{max}$  – максимальный элемент всего куба. Полученное значение округляется к ближайшему целому.

#### Особенности гиперспектральных данных

Проведенный анализ доступных гиперспектральных данных позволяет выделить следующие особенности:

1. Спектральная корреляция стремится к единице. На рис. 3 приведено изменение спектральной корреляции в зависимости от канала по отношению к каналу 116 (на примере множества данных Yellowstone).

2. Имеет место сильная пространственная корреляция. При этом исследования [6] показывают, что спектральная корреляция заведомо более сильная.

3. Несмотря на сильную спектральную корреляцию, в наборе возможно наличие каналов, корреляция с которыми стремится к нулю [6]. Как правило, это связано с погодными условиями (например, часть дальнего инфракрасного излучения поглощается парами воды и углекислым газом, соответственно, если спектрометр охватывает данный диапазон длин волн, могут фиксироваться «впадины»).



Рис. 3. Спектральная корреляция для изображения Yellowstone, сцена 11 (откалиброванные данные в сравнении с каналом 116)

Для определения спектральной (2) и пространственной (3) корреляции использовались следующие формулы:

$$c_{u,v} = \frac{\sum_{i=1}^{M} \sum_{j=1}^{N} \tilde{x}_{i,j,u} \cdot \tilde{x}_{i,j,v}}{\sqrt{\sum_{i=1}^{M} \sum_{j=1}^{N} \tilde{x}_{i,j,u}^{2} \cdot \sum_{i=1}^{M} \sum_{j=1}^{N} \tilde{x}_{i,j,v}^{2}}};$$
(2)

$$c_{k} = \frac{\sum_{i=1}^{M} \sum_{j=1}^{N} \tilde{x}_{i,j,k} \cdot \tilde{x}_{i+1,j+1,k}}{\sum_{i=1}^{M} \sum_{j=1}^{N} \tilde{x}_{i,j,k}^{2}},$$
(3)

где  $\tilde{x}_{i,j,k} = x_{i,j,k} - \bar{x}_k, x_{i,j,k}$  – значение пикселя с координатами (i, j) в пространственной плоскости канала  $k, \bar{x}_k$  – математическое ожидание в канале k, M и N – ширина и высота канала в пространственной области.

#### Схема алгоритма сжатия

С учетом представленных выше особенностей гиперспектральных данных разработана модель сжатия, основными компонентами которой являются: алгоритмы предобработки (для каждого спектрального канала), алгоритмы понижения степени корреляции в спектральной области и 3D-реструктуризации битовых плоскостей, арифметический кодек. На рис. 4 приведен пример для трех каналов.



На вход модели передаются данные с m-спектральных каналов. При этом число m зависит от имеющихся вычислительных ресурсов. При условии, что объем памяти достаточен и вычислительные ресурсы позволяют, а общее число спектральных каналов велико, рекомендуется обрабатывать по 20-25 каналов. Достоинством такого подхода является возможность обрабатывать каждое из множеств каналов одновременно, таким образом, уменьшая суммарное время обработки. В то же время ограничивать число m малым значением не рекомендуется, так как в результате будет увеличиваться число опорных кадров (в качестве опорного предлагается использовать первый канал из множества m).

В качестве этапа предварительной обработки может использоваться вейвлетразложение. Данный подход позволяет понизить избыточность данных в пространственной области и добавляет возможность управления процессом сжатия (адаптация модели для сжатия с потерями).

Для понижения степени спектральной корреляции может использоваться один из следующих подходов:

- использование алгоритмов предсказания, работающих в спектральной области;

- вычитание соседних каналов.

Изучение алгоритмов предсказания не выявили каких-либо преимуществ по сравнению с вычитанием соседних каналов. При этом аппаратная реализация последнего подхода оказывается существенно проще. В качестве алгоритмов предсказания использовались среднее арифметическое и медианный предсказатель в области 2×2 пикселя.

Задачей 3D-реструктуризации битовых плоскостей является выявление закономерностей и формирование новой, более качественной последовательности, пригодной для арифметического сжатия с использованием алгоритмов контекстного моделирования. Несмотря на то, что алгоритмы контекстного моделирования с успехом используются при сжатии двумерных данных [7], алгоритмов, эффективно работающих с трехмерными данными, не выявлено. Надо отметить, что 3D-расширение к стандарту JPEG-2000 [8] не использует какой-либо трехмерной контекстной модели.

Финальным этапом предлагаемого алгоритма является арифметическое кодирование, которое позволяет максимально эффективно упаковывать символы входного алфавита при условии, что известно распределение кумулятивных частот этих символов. В случае применения 3D-реструктуризации битовых плоскостей используется бинарная версия арифметического кодера.

#### Тестирование модели сжатия

Результаты выполненных экспериментов, полученные при тестировании алгоритма сжатия, представлены в табл., где предложенный алгоритм обозначен как «Модель сжатия». Дополнительно приведено сравнение результатов с другими распространенными кодеками (7-Zip, gZip, bZip2, LZMA) для оценки эффективности предлагаемых алгоритмов.

В качестве тестового набора использовались кадры Maine из набора AVIRIS со следующими параметрами:

- пространственное разрешение - 680×512 пикселей;

- число спектральных слоев - 224;

– радиометрическое разрешение – 12 бит;

- суммарный объем данных - 114 240 килобайт.

Для генерации интерферограмм использовалась формула (1). В качестве тестового набора – кадр 49 (наиболее качественный из набора Maine).

#### Результаты тестов

	КОЭФФИЦИЕН	Т СЖАТИЯ, раз
АЛГОРИТМ СЖАТИЯ	MAINE AVIRIS	СИНТЕТИЧЕСКАЯ ИНТЕРФЕРОГРАММА
Модель сжатия	3,04	4,73
Кодек 7-Zip	2,94	5,06
Кодек gZip	2,87	4,86
Кодек bZip2	2,83	4,90
Кодек LZMA	2,98	5,33

В качестве алгоритма понижения степени спектральной корреляции использовалось вычитание соседних интерферограмм.

### Заключение

Полученные результаты свидетельствуют об эффективности предлагаемого алгоритма сжатия классического гиперкуба в сравнении с альтернативными алгоритмами сжатия без потерь – коэффициент сжатия увеличился от 1,97 до 6,91 процентов. Предлагаемая последовательность обработки данных не требует существенных вычислительных ресурсов, что позволяет реализовать алгоритмы на борту летательного аппарата.

В дальнейшем планируется:

 – расширение тестовых наборов данных (предполагается включить тесты AVIRIS, LANDSAT, SPOT-4);

 – разработка 3D-версии контекстной модели для бинарной версии арифметического кодирования.

### Список литературы

1. Гиперспектральные камеры и системы / Н.Г. Тарасов // Геоматика, 2015. – № 4. – С. 76–81.

2. Бортовой гиперспектрометр видимого и ближнего инфракрасного диапазона с высоким пространственным разрешением / А.Н. Виноградов, В.В. Егоров, А.П. Калинин и др. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2012. – Т. 9. – № 3. – С. 101–107.

3. AVIRIS Hyperspectral Images [Электронный ресурс] / Jet Propulsion Laboratory. – Режим доступа: http://compression.jpl.nasa.gov/hyperspectral/. (Дата обращения: 10.06.2016.)

4. Hyperspectral data processing: algorithm design and analysis / C.-I. Chang. – New York: John Wiley & Sons, 2013. – P. 1164.

5. Sagnac Interferometer: Theory & Background [Электронный ресурс] / Rutgers School of Arts and Science. – Режима доступа: https://www.physics. rutgers.edu/grad/506/sagnac-interferometer.pdf. (Дата обращения: 20.04.2016.)

6. Hyperspectral Data Compression Tradeoff / E. Christophe // Optical Remote Sensing. – 2011. – Springer Berlin Heidelberg. – P. 9–29.

7. Т.800. Information technology – JPEG 2000 image coding system: Core coding system [Электронный ресурс] / ITU Telecommunication Standardization Sector. – Режима доступа: http://www.itu.int/rec/T-REC-T.800/en. (Дата обращения: 20.04.2016.)

8. T.809. Information technology – JPEG 2000 image coding system: Extensions for threedimensional data [Электронный ресурс] / ITU Telecommunication Standardization Sector. – Режима доступа: http://www.itu.int/rec/T-REC-T.809/en. (Дата обращения: 20.04.2016.)

# РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМНЫХ ВОПРОСОВ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОТОКОВОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ КМСС В УСЛОВИЯХ УВЕЛИЧЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ТИПА «МЕТЕОР-М»

### О.В. Бекренёв, Л.А. Гришанцева, Л.И. Пермитина, П.Р. Цымбарович (*HЦ OM3 AO «Российские космические системы»*)

Аннотация: в работе предлагаются пути решения проблемных вопросов автоматической потоковой обработки данных многозональной спутниковой съемки (КМСС), возникающих в условиях увеличения в российской орбитальной группировке ДЗЗ количества космических аппаратов типа «Метеор-М» и, соответственно, существенного роста интенсивности информационного потока данных, подлежащих обработке. Ключевые слова: комплекс многозональной спутниковой съемки, технология потоковой обработки, каталогизация и архивация.

С целью обеспечения конечных пользователей информацией КМСС, получаемой с космического аппарата (КА) «Метеор-М» № 1, впервые в технологическом контуре оператора российских космических средств (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) – НЦ ОМЗ АО «Российские космические системы» – создана система оперативной автоматической потоковой обработки данных [1, 2]. В ходе эксплуатации разработанных аппаратно-программных средств (АПС) на протяжении нескольких лет (сначала для КА «Метеор-М» № 1, а затем и № 2) выявлены следующие основные проблемы, требующие решения при модернизации АПС обработки данных ДЗЗ:

– возрастание трудозатрат на обработку данных вследствие увеличения интенсивности информационного потока данных ДЗЗ, требующих обработки, каталогизации и архивации, а также большого объема данных в одном маршруте съемки (несколько Гбайт), приводящее к необходимости увеличения количества операторов АПС пропорционально количеству КА;

 невозможность оперативного, в течение нескольких часов, предоставления продуктов обработки данных конечным пользователям, прежде всего, МЧС России из-за длительного полного цикла обработки информации;

 наличие бюджетных ограничений на эксплуатацию орбитальной группировки, обуславливающее невозможность увеличения количества операторов пропорционально росту орбитальной группировки КА;

 нештатные ситуации на борту КА, приводящие к нестабильности качества информации;

– облачность и различные условия освещенности, влияющие на возможность решения задач конечными пользователями.

Уже в 2015 г. оператором российских КС ДЗЗ принято, обработано и заархивировано более 13 Тбайт данных КА «Метеор-М» № 2. Ожидаемая статистика по объемам целевой информации группировки КА типа «Метеор-М» и «Метеор-МП» на период 2016–2025 гг. (в соответствии с Федеральной космической программой России на 2016–2025 гг.) представлена в табл. 1.

Таблица 1

Ожидаемые объемы информации от группировки КА типа «Метеор-М» и «Метеор-МП» на периол 2016–2025 гг.

	· · · ·										
	-					Г	ЭД				
НАЗВАНИЕ КА	ОБЪЕМ С ОДНОГО К/	2016	2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	2024	2025
«Метеор-М» № 2		1	2	3	3	3	3	2	2	2	1
Объем, ГБайт/сут.	40	40	80	120	120	120	120	80	80	80	40
«Метеор-М» № 3							1	1	1	1	1
Объем, ГБайт/сут.	300						300	300	300	300	300
«Метеор-МП»										1	1
Объем, ГБайт/сут.	60									60	60
Общий объем, ГБайт/	сут.	40	80	120	120	120	420	380	380	440	400

С целью решения перечисленных проблемных вопросов в 2015 г. АПС автоматической обработки информации КМСС модернизированы в соответствии со следующими принципами, с учетом технических особенностей целевой аппаратуры, устанавливаемой на КА «Метеор-М»№ 1, 2, 2-1 и 2-2:

1. Проектируемые средства должны обеспечивать весь цикл работ с учетом различных особенностей целевой аппаратуры (геометрии съемки, форматов информации и т. д.), причем добавление новой целевой аппаратуры не должно приводить к необходимости переделки всех компонентов АПС.

2. Программы распаковки и первичного анализа качества информационного потока должны иметь единый стандартизованный интерфейс для всех видов целевой аппаратуры, что позволяет автоматизировать управление и контроль технологических процессов и обработки, а также минимизировать затраты на доработку АПС при вводе в эксплуатацию новой целевой аппаратуры.

3. В процессе обработки маршруты должны быть автоматически разделены на фрагменты (кадры, сцены) для последующей каталогизации и архивации. Как правило, площадь района интереса потребителя на порядок меньше площади маршрута съемки; следовательно, время, затрачиваемое на получение и последующую обработку фрагмента маршрута, соответствующего району интереса потребителя, на порядок меньше, чем на весь маршрут. Таким образом, хранение данных в виде фрагментов позволяет значительно минимизировать затраты на выполнение заявок потребителей.

4. Обработка данных должна выполняться автоматически до некоторого универсального (стандартного) уровня, позволяющего потребителям использовать полученную информацию непосредственно в своей работе. Для оптической аппаратуры оптимальным представляется следующий уровень обработки: радиометрически и геометрически скорректированные, географически привязанные данные без трансформации в проекцию (уровень 1В по классификации NASA/CEOS).

#### Описание технологии потоковой обработки данных КМСС

Основными этапами потоковой обработки маршруга съемки КМСС являются (рис. 1): – получение из приемного комплекса исходных данных (приборных файлов, файлов телеметрии, квитанций);

 – распаковка поступающей информации, контроль качества, радиометрическая коррекция [3], временная и географическая привязка данных ДЗЗ;

- формирование файлов метаданных и квиклуков;
- подготовка результатов обработки для каталогизации;
- подготовка архивных копий наборов данных для создания долговременного архива;
   формирование отчетно-аналитических материалов (ежедневных, ежемесячных и
- т. п. отчетов об обработанных и закаталогизированных маршрутах съемки).

Географическая привязка информации, как правило, осуществляется на основе результатов обработки данных прямых измерений местоположения и ориентации КА, содержащихся в выходном кадре аппаратуры бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ). При этом достигается точность геореференцирования не хуже одного пикселя (60 м). В случае отсутствия бортовых данных об ориентации для геометрического совмещения зональных данных и географической привязки маршрута используются общедоступные данные баллистического прогноза NORAD (*North American Aerospace Defense Command*). Погрешность географической координатной привязки в этом случае может достигать порядка 5 км.

Опыт обработки данных оператором российских КС ДЗЗ показал, что использование различных автоматизированных корреляционных алгоритмов, используемых для геопривязки данных КМСС, в несколько раз увеличивает временные затраты, не обеспечивает необходимой точности для всего маршруга съемки и зависит от рельефа местности, а также наличия и типа облачности. Таким образом, в случае отсутствия бортовых данных об ориентации КА, оператор для обеспечения заявки потребителя должен осуществлять трудоемкую интерактивную операцию по уточнению географической привязки с использованием координат опорных точек. В связи с этим при разработке АПС потоковой обработки принято решение для уменьшения трудозатрат хранить все результаты обработки, даже с низкой точностью геореференцирования, и дополнительную интерактивную обработку выполнять только для конкретных фрагментов съемки, выбранных по заявкам потребителя.

АПС автоматической потоковой обработки данных КМСС спроектированы таким образом, чтобы администрирование процесса обработки данных, получаемых со всех КА из состава космического комплекса «Метеор-3М», выполнялось одним оператором, который осуществляет контроль работы программного обеспечения, выдачу отчетов об обработке, а также распределение данных КМСС для выполнения заказов потребителей. Остальные действия по обработке информации: получение, распределение данных по серверам обработки, распаковка, контроль целостности, принятие решения о способе обработки данных, обработка и передача данных в архив с выполнением соответствующих протоколов информационного взаимодействия – выполняются АПС обработки в автоматическом режиме.

Программные средства обработки построены по иерархическому принципу, в котором центральный узел системы – «менеджер обработки» – выполняет функции общего управления всеми этапами работы, а все операции выполняются автоматически соответствующими программными модулями. Информация о выполнении работ в рамках каждого этапа сохраняется в базе данных. У правляющая программа анализирует статус процесса обработки каждого маршрута съемки и принимает решение о начале следующей операции, при этом могут быть запущены параллельно процессы обработки для разных маршрутов. Программа «Менеджер обработки» выполнена в виде оконного приложения, позволяющего оператору, помимо контроля, осуществлять настройку системы обработки (например, определять какие маршруты будут обрабатываться на данном сервере). Программные модули обработки могут быть выполнены, как в виде консольных приложений, так и в виде скриптов с унифицированным интерфейсом. Схема работы управляющей программы менеджера представлена на рис. 2.





Рис. 2. Схема работы «менеджера обработки» данных

АПС потоковой обработки данных КМСС может функционировать как на мощных серверах, так и на обычных ПЭВМ, оснащенных следующим базовым программным обеспечением [4]:

- OC Windows версии XP или 7;

- СУБД Firebird 2.0 или 2.5;

- архиватор WinRAR (версия не ниже 3.0) или 7-ZIP (версия 9.2).

Время обработки данных до уровня 1В на ПЭВМ с различными характеристиками представлено в табл. 2.

### Таблица 2

Время обработки данны	іх КМСС до уровня 1В
	DDEN (GOEDA FOTIGU O HUOFO

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЭВМ	МАРШРУТА СЪЕМКИ ДЛИТЕЛЬНОСТЬЮ ОКОЛО 10 МИНУТ
Процессор Intel Xeon x5690 (3.5 ГГц, 2 ядра), оперативная память объемом 3 Гб	20 минут
Процессор Intel Core i7 (3.0 ГГц, 4 ядра), оперативная память объемом 16 Гб, дисковый массив объединен в RAID0	5 минут

Архитектура АПС обработки данных КМСС, развернутых в технологическом контуре оператора российских КС ДЗЗ, представлена на рис. 3. Обработка проводится на серверном ядре, состоящем из нескольких виртуальных серверов со следующим функционалом:

– сервер распределения ресурсов, предназначенный для получения исходных данных КМСС, выдачи данных, подготовленных для каталогизации и архивации, осуществления оператором контроля за обработкой, а также автоматизированного получения данных более высокого уровня обработки, чем 1В;

 серверы обработки, предназначенные для автоматического выполнения всех этапов обработки данных КМСС до уровня 1В;

 сервер частного каталога, предназначенный для каталогизации обработанных данных и предоставления операторам возможности поиска и формирования задания на получение данных из архива.

Такое построение АПС позволяет не только легко распараллелить обработку, увеличивая пропускную способность, но и обеспечить отказоустойчивость (при выходе из строя одного сервера, его функции перераспределяются на остальные).

Внешний вид управляющей программы представлен на рис. 4 и 5.

Специально для оперативного предоставления продуктов обработки конечным пользователям, прежде всего, МЧС России, оператору обработки предоставлена возможность просмотреть квиклуки и провести дополнительную обработку фрагмента маршруга съемки в интерактивном режиме, не дожидаясь окончания выполнения процессов каталогизации, архивации и длительных процедур по формированию заявки на обработку закаталогизированного маршруга съемки.

#### Выводы

Разработанные АПС автоматической обработки данных КМСС обладают следующими достоинствами:

- легкая наращиваемость функциональной мощности;

- простота отладки;

- унификация интерфейсов обработки;



Рис. З. Архитектура АПС обработки данных КМСС

💽 Потоковал обрабо Инструментарий О Прог	nna KMCC parree										
Закачка файлов с СОИ	Подготовка маршрутов к обработке	Монни	тор потоко	вой обработ	юн Покрытие террито	HHC					
ed onlot	Обрабатывается	я файл	METM2	6873_687	2.11D1-12_8_MMSS	100-2_15P2.rs	E				
_	Mea devine	KKBO	Kadpoe	Crpox	Начало съемон	Noarotoexa	Коррекция	Кенслуки	Статус	Сконерсеан	<
METM2_6879_6879_1N	P-K12_20_KM55100-2_21P2.rsm +	+	=	101118	05.11.2015 5:44:08	+	+	+	+	05.11.2015 7:51:33	
METM2_6879_6879_1N	P-K12_20_K0455100-1_21P0.rsm +	+	=	102140	05.11.2015 5:44:01	+	+	+	+	05.11.2015 7:53:30	
METM2_6873_6870_1V	101-K1_8_KMSS100-1_14P0.rsm +	+	6	83397	04.11.2015 14:51:52	+	+	+	+	05.11.2015 7:58:57	
METM2_6873_6868_1V	1D1-K2_8_KM55100-2_13P2.rsm +	+	9	92204	04.11.2015 11:08:05	+	+	+	+	05.11.2015 8:00:37	
METM2_6873_6870_1V	101-K2_8_KM55100-2_15P2.rsm +		s	33350	04.11.2015 15:08:55	+			Идет обработка	05.11.2015 8:01:30	
METM2_6873_6871_1VI	ID1-K2_8_KM55100-2_16P2.rsm +	+	6	80312	04.11.2015 16:39:18	+	+	+	+	05.11.2015 8:03:18	
METM2_6873_6872_1Vi	1D1-K2_8_KM55100-2_17P2.rsm +	+	7	60639	04.11.2015 18:05:45	+	+	+	+	05.11.2015 8:04:31	

Рис. 4. Внешний вид управляющей программы. Вкладка контроля над процессом обработки данных





- отсутствие дублирования функций и процедур обработки;

- простота распараллеливания обработки;

– низкая стоимость эксплуатации (достаточно одного оператора для группировки из нескольких КА).

Недостатком является некоторое увеличение времени обработки, по сравнению с полной обработкой данных одной программой, из-за большего числа процессов перезаписи информации на диск (минимизируется корректными настройками работы параллельных потоков).

Данная технология может быть доработана в обеспечение автоматизации целевого применения другой мультиспектральной аппаратуры КА природно-ресурсного и гидрометеорологического назначения.

## Список литературы

1. Задачи обработки многозональных видеоданных КМСС на КА «Метеор-М» / Б.С. Жуков, А.С. Василейский, М.М. Железнов и др. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2007. – Т. 1. – № 4.

2. Предварительная обработка видеоданных КМСС с КА «Метеор-М» / Б.С. Жуков, А.С. Василейский, С.Б. Жуков и др. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2008. – Т. 1. – № 5.

3. Полетная радиометрическая кросс-калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки на КА «Метеор-М» № 1 по спектрорадиометру MODIS на КА TERRA / Б.С. Жуков, Т.В. Кондратьева, И.В. Полянский, Л.И. Пермитина // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2014. – Т. 11. – № 2.

4. Особенности автоматической потоковой обработки данных КМСС космического комплекса «Метеор-3М» / О.В. Бекренев, Л.А. Гришанцева, Б.С. Жуков, И.В. Полянский // Геоматика., 2015. – № 2. – С. 32–36.С.336.

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГЕОИНФОРМАЦИОНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА МЧС РОССИИ В ПАВОДКООПАСНЫЙ ПЕРИОД

**Я.В. Алексеенко** (ФКУ НЦУКС МЧС России) Ш.С. Фахми (ИПГ РАН)

Аннотация: в статье рассматривается вопрос использования в МЧС России геоинформационных систем космического мониторинга в паводкоопасный период. Статья содержит информацию об основных возможностях и инструментах геоинформационных системах «Каскад» и «Космоплан» для обеспечения деятельности территориальных органов МЧС России в период паводкоопасного сезона. Приведена краткая характеристика данных систем, а также приведены общие сведения о роли ГИС космического мониторинга в обеспечении функционирования системы антикризисного управления в чрезвычайных ситуациях. Ключевые слова: система космического мониторинга МЧС России, геоинформационная система, обработка изображений, передача изображений, хранение изображений, паводок, половодье, МЧС России.

# Введение

Принятие управленческих решений требует наличие оперативной, качественной и достоверной информации. В этом случае обеспечивается функционирование системы антикризисного управления в чрезвычайных ситуациях (САУЧС) на должном уровне. Для этого в МЧС России в 1997 году была создана Система космического мониторинга чрезвычайных ситуаций (СКМ ЧС). Это позволило обеспечить активное использование данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для обеспечения функционирования САУЧС. Использование данных ДЗЗ позволяют осуществлять сбор информации о гидрологической обстановке на всей территории Российской Федерации несколько раз в течение суток. Космические снимки обеспечивают лиц, принимающих решения, объективной информацией о складывающейся обстановке в районе чрезвычайной ситуации (ЧС), ее масштабах, а также с их помощью осуществлют прогнозирование и моделирование развития ЧС [1–3].

Для всестороннего анализа гидрологической обстановки на территории Российской Федерации недостаточно иметь только космические снимки, прежде всего, с учетом невозможности осуществления мониторинга всей территории Российской Федерации вне зависимости от метеоусловий и времени суток [4–5]. В целях решения данной проблемы применяется информация с различных разрозненных источников. Для обеспечения централизованного хранения и передачи аналитической информации целесообразно использовать географические информационные системы (ГИС) [6–7].

В рассмотрении данного аспекта в рамках решения задач МЧС России в состав СКМ ЧС были включены ГИС «Каскад» и ГИС «Космоплан». Особенностью использования ГИС в МЧС России является острая необходимость получения максимального объема информации для предупреждения и ликвидации последствий ЧС в кратчайшее время. Для этих целей в МЧС России активно используются вышеуказанные ГИС. В статье приведен опыт использования данных систем для осуществления превентивных мероприятий территориальными органами МЧС России в паводкоопасный период.

## Общие сведения о ГИС космического мониторинга МЧС России

Основным источником о паводковой обстановке на территории Российской Федерации в СКМ ЧС являются изображения (космические снимки) низкого и среднего пространственного разрешения, получаемые с космических аппаратов Тегга и Aqua, а также «Метеор-М». Эти данные используются для осуществления «глобального» мониторинга паводковой обстановки. Для уточнения районов возможных подтоплений или подтоплений используются данные высокого и сверхвысокого пространственного разрешения (в основном с космических аппаратов типа «Ресурс-П» и «Канопус-В»).

Для доведения результатов космического мониторинга паводковой обстановки на территории Российской Федерации до территориальных органов МЧС России используется ГИС «Каскад», ГИС «Космоплан», а также информационный ресурс анализа развития паводковых явления на реках Российской Федерации. Данные системы функционируют только в ведомственной компьютерной сети Интранет МЧС России.

ГИС «Каскад» предоставляет как растровые изображения (космические снимки), так и векторные слои (такие как плотины гидроэлектростанций, ледовые переправы, гидропосты и т. д.). Для повышения эффективности реагирования на паводковые явления в конце 2015 года был разработан информационные ресурс, позволяющий проводить мониторинг всех крупных рек Российской Федерации в удобном виде. Окно данного ресурса представлено на рис. 1.



Рис. 1. Окно информационного ресурса анализа гидрологической обстановки на реках РФ 240

ГИС «Каскад» содержит оперативные космические снимки низкого и среднего пространственного разрешений, а также дополнительную информацию (места зимних переправ, затороопасные участки и т.д.).

ГИС «Космоплан» предоставляет доступ к данным ДЗЗ, в основном высокого пространственного разрешения, а также в данной системе публикуются результаты моделирования развития паводковых явлений.

Данные ГИС являются основными источниками достоверной информации о паводковой обстановке на территории Российской Федерации.

ГИС «Каскад» создана сотрудниками ФКУ НЦУКС МЧС России (Национальный центр). ГИС «Космоплан» является разработкой группы компаний «СКАНЭКС».

В своей ежесуточной работе специалисты оперативно-дежурных смен (ОДС) территориальных органов МЧС России активно применяют данные системы.

### Использование результатов космического мониторинга территориальными органами МЧС России в паводкоопасный период

Каждый год опасным гидрологическим явлениям подвержены обширные территории Российской Федерации. В результате чего наносится значительный ущерб экономике Российской Федерации, а также возможны человеческие жертвы.

Одной из главных задач СКМ ЧС МЧС России является мониторинг опасных гидрологических явлений на территории Российской Федерации.

Ежегодно в МЧС России в преддверии паводкоопасного периода подготавливается план смягчения рисков на территории Российской Федерации. Одним из приложений к данному плану является план использования космического мониторинга. Для обеспечения своевременных превентивных мероприятий Национальным центром совместно с территориальными органами МЧС России подготавливается перечень паводкоопасных участков на территории Российской Федерации, в котором учитываются статистические данные по прошлым годам, а также долгосрочный прогноз возникновения опасных гидрологических явлений.

В период прохождения паводкоопасного периода специалистами Национального центра совместно с территориальными органами МЧС России осуществляется уточнения плана использования космического мониторинг с учетом краткосрочного прогноза и текущей обстановки. В соответствии с данным планом осуществляется съемка паводкоопасных участков.

Для своевременного доведения результатов космического мониторинга в паводкоопасный сезон до потребителей (территориальных органов МЧС России) активно применяются ГИС «Каскад» и «Космоплан». В ГИС «Каскад» размещаются результаты тематической обработки изображений (космических снимков) с космических аппаратов (КА) Тегга и Аqua, а также осуществляется размещение информации о ледовых переправах, месте размещения головы ледохода и другой необходимой для всестороннего анализа складывающейся обстановки. ГИС «Космоплан» применяется для хранения и предоставления доступа пользователям к данным ДЗЗ высокого и среднего пространственных разрешений, а также результатам моделирования развития опасных гидрологических явлений.

Использование данных ГИС позволяет существенно повысить эффективность реагирования территориальных органов МЧС России на складывающуюся обстановку в период паводкоопасного сезона.

В связи с тем, что зачастую районы мониторинга опасных гидрологических явления закрыты облачностью и невозможно использовать оптические КА, в 2015 году был разработан информационные ресурс, позволяющий проводить мониторинг всех крупных рек Российской Федерации в удобном виде с использованием дополнительной

информацией (рис. 1). Данное решение было продиктовано также и тем, что осуществление радиолокационной космической съемки с иностранных КА требует значительных финансовых затрат, а в составе отечественной орбитальной группировки ДЗЗ отсутствует на данный момент КА подобного рода. Анализ осуществления мониторинга паводкоопасных участков, особенно в сложных метеоусловиях, показал необходимость использования наряду с космическими средствами ДЗЗ авиационные. Это позволит осуществлять съемку интересующего района с большой долей вероятности.

#### Заключение

Применение ГИС «Каскад» и «Космоплан» позволяют обеспечивать эффективное функционирование САУЧС

В заключение хотелось бы отметить, что для повышения эффективности использования ГИС космического мониторинга МЧС России необходима интеграция данных систем между собой. Это позволит отображать как результаты космического мониторинга, так и дополнительную информацию в удобном для потребителя виде. Также для обеспечения деятельности РСЧС необходимо обеспечение доступа к ГИС «Каскад» и «Космоплан» из сети Интернет. В настоящее время проводятся работы по реализации данных мероприятий.

В заключение хочется отметить, что опыт использования данных ДЗЗ также как основного инструмента доведения и хранения результатов космической съемки ГИС «Каскад» и «Космоплан» в МЧС России показал важность и необходимость наличия подобной информации для обеспечения безопасности населения и территорий от ЧС, связанных с опасными гидрологическими явлениями.

#### Список литературы

1. Remote Sensing, GIS and Disaster Management / A. Frantzova // 3 International Conference on Cartography and GIS, 2010.

2. Интеллектуальные информационные системы космического мониторинга / С.П. Еременко, Я.В. Алексеенко, М.М. Еид, Ш.С. Фахми // В сб. Транспорт России: проблемы и перспективы – 2015. Материалы юбилейной международной научно-практической конференции, 2015. – С. 91–99.

3. Satellite Remote Sensing as a Tool in Disaster management and sustainable Development: Towards a Synergistic Approach / O. Bello, Y. Aina // 3 International Geography Symposium – GEOMED. – 2013.

4. Open Source remote Sensing: Increasing the usability of Cutting-Edge Algorithms / E. Christophe, J. Inglada // IEEE geoscience and Remote Sensing Society Newsletter, 2009.

 Remote Sensing Technology and Geographic Information System Modeling: An Integrated Approach Towards the mapping of Groundwater Potential Zones in Hardrock Terrain, Mamundiyar Basin / Imran A. Dar, K. Sankar, Mithas A. Dar. // Journal of Hydrology, 2010.
 The Remote Sensing and GIS Software Library / P. Bunting, D. Clewly, R. Lucas, S. Gillingham // Computers & Geosciences, 2014. – P. 216–226.

7. Assessment of Role of GIS for natural Disaster Management: A Critical Review / V. Bahuguna, S. Joshi, N.K. Deshmukh, P. Bhalchandra // International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, 2013. – P. 5630–5632.

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГЕОИНФОРМАЦИОНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА МЧС РОССИИ В ПОЖАРООПАСНЫЙ ПЕРИОД

**Я.В. Алексеенко** (ФКУ НЦУКС МЧС России) Ш.С. Фахми (ИПТ РАН)

Аннотация: в статье рассматривается вопрос использования в МЧС России геоинформационных систем космического мониторинга в пожароопасный период. Статья содержит информацию об основных возможностях и инструментах геоинформационных системах «Каскад» и «Космоплан» для обеспечения деятельности территориальных органов МЧС России в период пожароопасного сезона. Приведена краткая характеристика данных систем, а также приведены общие сведения о роли ГИС космического мониторинга в обеспечении функционирования системы антикризисного управления в чрезвычайных ситуациях. Ключевые слова: система космического мониторинга МЧС России, геоинформационная система, обработка изображений, передача изображений, хранение изображений, природные пожары, МЧС России.

#### Введение

Эффективное функционирование системы антикризисного управления в чрезвычайных ситуациях (САУЧС) зависит от оперативности, качества и достоверности получения информации, требуемой для принятия взвешенных и адекватных управленческих решений. Поэтому в МЧС России с 1997 года активно используются данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Для эффективного использования данных ДЗЗ в МЧС России создана система космического мониторинга чрезвычайных ситуаций (СКМ ЧС).

Эффективность применения данных ДЗЗ в обеспечении эффективного функционирования САУЧС заключается в том, что данные ДЗЗ являются одним из основных, а иногда и единственным источником достоверной информации о чрезвычайных ситуациях (ЧС) природного и техногенного характера. Данные ДЗЗ позволяют объективно оценить складывающуюся обстановку в районе ЧС, масштабы ЧС, а также, что немаловажно, обнаружить ранние предвестники возникновения ЧС [1–2].

Для эффективного использования данных ДЗЗ в САУЧС требуется использование дополнительной информации (геоданных). Это позволяет более полно провести анализ складывающейся обстановки и принять своевременные и обоснованные решения. Также немаловажную роль играет оперативность доведения результатов тематической обработки изображений (космических снимков) до потребителей (в первую очередь – территориальных органов МЧС России). Для этих целей в МЧС России созданы географические информационные системы космического мониторинга [3–5]. Опыт использования, а также описание основных возможностей данных систем представлены ниже.

# Общие сведения об геоинформационных системах космического мониторинга МЧС России

В СКМ ЧС основными инструментами доведения результатов обработки данных ДЗЗ (космических снимков) до потребителей и хранения космических снимков явля-

ются географические информационные системы космического мониторинга «Каскад» (ГИС «Каскад») и «Космоплан» (ГИС «Космоплан»). Использование данных систем позволяют обеспечить интеграцию данных из различных источников, а также получить вместо разрозненного массива информации централизованную систему с актуальной информацией [6–7].

ГИС «Каскад» создан силами сотрудников МЧС России (ФКУ НЦУКС МЧС России (Национальный центр)) и представляет собой основной инструмент для работы с оперативными данными об обстановке, связанной с природными пожарами. ГИС «Каскад» представляет собой территориально-распределенную систему, размещенную в ведомственной компьютерной сети Интранет МЧС России. Узлы ГИС «Каскад» размещены в городах Москва, Вологда, Красноярск и Владивосток. Это позволяет сократить временные издержки на передачу информации о природных пожарах потребителям. Главными потребителями являются специалисты оперативных дежурных смен центров управления в кризисных ситуациях главных управлений МЧС России по субъектам Российской Федерации, региональных центров МЧС России, а также Национального центра.

ГИС «Каскад» построена в парадигме «клиент-сервер» с «тонким» веб-клиентом. Серверная часть представлена набором непрерывно функционирующих на серверном оборудовании СКМ ЧС служб и систем управления базами данных, обеспечивающих автоматический сбор и обработку космической и наземной информации. Сбор и обработка данных идет в большей части в автоматическом режиме. Интерактивная автоматизированная обработка изображений ведется операторами только тогда, когда невозможно принципиально осуществить полный автоматический режим. Обработанная информация передается в хранилища или базы данных ГИС «Каскад», после чего становится доступной для потребителей информации.

ГИС «Каскад» создан в 2009 году специалистами группы компании «СКАНЭКС». Данная система предназначена для хранения и предоставления оперативных данных по различным ЧС данных ДЗЗ среднего, высокого и сверхвысокого пространственных разрешений потребителям. ГИС «Космоплан» содержит карты по пожарам, паводкам, ЧС, а также другие специфические карты (например, созданные по результатам выполненных научно-исследовательских работ).

ГИС «Космоплан», так же, как и ГИС «Каскад», построена в парадигме «клиентсервер» с «тонким» веб-клиентом. Серверное оборудование размещено в одном центре СКМ ЧС – в городе Москве. Если рассматривать ГИС «Космоплан» в техническом аспекте, то данная система представлена тремя серверами, с установленным специальным программным обеспечением. Надежность и отказоустойчивость обеспечивается стандартными сервисами Microsoft (MS NLB-кластер, зеркалирование базы данных MS SQL Server 2008 R2, Active Directory).

ГИС «Каскад» и «Космоплан» являются инструментами, в первую очередь, для работы специалистов оперативно-дежурных смен (ОДС) территориальных органов МЧС России.

# Использование результатов космического мониторинга территориальными органами МЧС России в пожароопасный период

Ежегодно на территории Российской Федерации происходит большое количество природных пожаров, в огне которых уничтожаются «легкие» нашей планеты, но самое страшное, что от огня природных пожаров страдают населенные пункты, что приводит к крупному материальному ущербу, а иногда и человеческим жертвам. Также негативным фактором природных пожаров является дым, который может распространяться на

сотни километров от очагов природных пожаров и приводить к плотной задымленности обширных территорий Российской Федерации. Это негативно сказывается на обеспечении безопасности жизни и здоровья населения, а также объектов экономики [8–11].

Одной из главных задач СКМ ЧС МЧС России является мониторинг природных пожаров на территории Российской Федерации и в приграничных районах. В МЧС России разработаны и утверждены установленным порядком «Методические рекомендации по организации работы органов управления РСЧС в пожароопасный сезон» от 22.06.2015 (Методические рекомендации). Методические рекомендации разработаны для выработки единых подходов и повышения эффективности организации работы координационных, постоянно действующих и органов повседневного управления единой государственной системы предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций (РСЧС) в пожароопасный сезон. Основным источником о природных пожарах являются оперативные данные космического мониторинга МЧС России.

Для выявления термических аномалий на территории Российской Федерации, а также на приграничных территориях используются оперативные данные с космических аппаратов (КА) Тегта и Аqua. Специалистами был разработан метод по детектированию термических аномалий и оперативному доведению до потребителей. Для детектирования термических аномалий применяется программное обеспечение собственной разработки сотрудников Национального центра. Процесс детектирования термических точек является автоматизированным: на первом этапе проводится автоматическое выявление термических точек, на втором – осуществляется верификация выявленных термических аномалий оператором; и только после этого выполняется третий этап – запись данных в базу данных. Такой подход был продиктован необходимостью увеличения достоверности обнаружения природных пожаров по данным ДЗЗ составляет 0,9–0,95.

Для своевременного доведения информации об обнаруженных термических точках СКМ ЧС МЧС России информация передается как в текстовом виде (в виде таблиц), так и размещается в ГИС «Каскад» в виде векторных слоев, а также размещаются изображения (космические снимки) выявленных очагов природных пожаров. Для более эффективного принятия управленческих решений, направленных на предотвращение человеческих жертв и материального ущерба, в ГИС «Каскад» добавлена различная дополнительная информация (места размещения торфяников, места массового отдыха людей, пожарные подразделения и т. п.). В ГИС «Каскад» существует возможность построения прогноза развития пожара (используются методики ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ) и ИЛ СО РАН). По итогам анализа пожароопасного сезона 2015 года был создан слой по зонам радиоактивного заражения местности на территории Российской Федерации и приграничных территориях. Это позволит при возникновении природных пожаров в зонах радиоактивного заражения или вблизи них организовать и выполнить своевременно требуемые мероприятия.

ГИС «Космоплан» применяется специалистами ОДС территориальных органов МЧС России для уточнения обстановки, связанной с природными пожарами, с использованием космических снимков среднего и высокого пространственного разрешения. Для удобства работы ГИС «Космоплан» интегрирован с базой, данной ГИС «Каскад», по загрузке данных о выявленных термических аномалиях. Это позволяет значительно повысить эффективность работы пользователей с ГИС «Космоплан».

Использование данных высокого и среднего пространственного разрешения позволяет детально оценить обстановку, связанную с природными пожарами и организовать своевременные превентивные мероприятия.

#### Заключение

Хочется отметить, что решение руководства МЧС России о развитии космического мониторинга под эгидой Национального центра позволило значительно повысить эффективность использования данных ДЗЗ в рамках РСЧС, а также ускорить развитие единых способов и методов использования данных ДЗЗ для предотвращения и ликвидации ЧС природного и техногенного характера.

Использование ГИС «Каскад» и «Космоплан» вносит значительный вклад в эффективное функционирование САУЧС. Однако существует проблема невозможности доведения результатов космического мониторинга природных пожаров до потребителей, не имеющих доступ к сети Интранет МЧС России, посредством ГИС «Каскад» и ГИС «Космоплан» (специалистам единых дежурных диспетчерских служб, собственников земель и другим заинтересованным лицам).

Для решения данной проблемы специалистами Национального центра организован доступ к ГИС «Каскад» (в «облегченном» виде) пользователям Интернет в тестовом режиме. Доступ к ГИС «Каскад» в сети Интернет можно получить по адресу: http://ukmmchs.ru/.

В заключение хочется отметить, что ГИС «Каскад» полностью разработан и поддерживается специалистами Национального центра. Это позволяет оперативно разрабатывать и внедрять необходимые программные модули и службы для обеспечения эффективного функционирования ГИС «Каскад». Так разработаны и успешно применяются множество служб и программных модулей, обеспечивающих как мониторинг функционирования ГИС «Каскад», так и загрузку дополнительной информации со сторонних ресурсов.

## Список литературы

1. Интеллектуальные информационные системы космического мониторинга / С.П. Еременко, Я.В. Алексеенко, М.М. Еид, Ш.С. Фахми // В сб. Транспорт России: проблемы и перспективы – 2015. Материалы юбилейной международной научно-практической конференции, 2015. – С. 91–99.

2. The Remote Sensing and GIS Software Library / P. Bunting, D. Clewly, R. Lucas, S. Gillingham // Computers & Geosciences, 2014. – P. 216–226.

3. Экологический мониторинг и использование Web-ГИС технологий / Д.А. Краев // ОНВ, 2012. – № 2 (114). – С. 196–198.

4. Remote Sensing, GIS and Disaster Management / A. Frantzova // 3 International Conference on Cartography and GIS, 2010.

5. Open Source remote Sensing: Increasing the usability of Cutting-Edge Algorithms / E. Christophe, J. Inglada // IEEE geoscience and Remote Sensing Society Newsletter, 2009.

6. Development of a Framework for Fire Risk assessment Using Remote Sensing and Geographic Information System Technologies / E. Chuvieco et al. // Ecological Modelling, 2010.
7. Application of Bayesian Network for Fire Risk mapping Using GIS and Remote Sensing Data / W. Dlamini // GeoJournal, 2011.

8. «Космоснимки – пожары» – перспективные возможности сервиса оповещения / Г. Потапов, В. Коморовский // Земля из Космоса, 2014. – № 2. – С.102–106.

9. Active Fire Detection Using landsat-8/OLI data / W. Schroeder, P. Oliva et al. // remote Sensing of Environment, 2015.

10. Remote Sensing Technology and Geographic Information System Modeling: An Integrated Approach Towards the mapping of Groundwater Potential Zones in Hardrock Terrain, Mamundiyar Basin / Imran A. Dar, K. Sankar, Mithas A. Dar. // Journal of Hydrology, 2010. 11. Assessment of Role of GIS for natural Disaster Management: A Critical Review / V. Bahuguna, S. Joshi, N.K. Deshmukh, P. Bhalchandra // International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, 2013. – P. 5630–5632.

# ОРГАНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ И ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАУЧНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «ПАМЕЛА» НА БОРТУ СПУТНИКА ДЗЗ

# В.В. Михайлов, С.А. Воронов (НИЯУ МИФИ)

Аннотация: «ПАМЕЛА» – это международный эксперимент, который направлен на изучение потоков античастиц космических лучей в широком диапазоне энергий от десятков МэВ до нескольких ТэВ. Магнитный спектрометр «ПАМЕЛА» был запущен 15 июня 2006 года на борту спутника дистанционного зондирования Земли «Ресурс-ДКІ». За 9,5 лет работы спектрометра на орбите передано на Землю и обработано более 50 ТБ данных, зарегистрировано более 8×109 событий, получены уникальные результаты по потокам космических лучей [1]. Система обработки данных эксперимента построена на базе пакета ROOT, разработанного в CERN для анализа данных ядерно-физических экспериментов. Разработанная система позволяет обрабатывать цифровые массивы научной информации большого объема, до 20 ГБ/сутки, и получать необходимые для оперативного управления экспериментом данные в течение нескольких часов после сеансов связи. Система может быть использована как прототи для будущих экспериментов. Ключевые слова: научная аппаратура, магнитный спектрометр, космические лучи, спутниковый эксперимент, обработка информации, экспресс-анализ

## Эксперимент «ПАМЕЛА»

Исследование потоков антиядер в первичном космическом излучении необходимо для решения понимания природы возникновения барионной асимметрии Вселенной, поиска и изучения гипотетических частиц скрытой массы, первичных черных дыр, а также изучения механизмов распространения частиц и античастиц в Галактике и гелиосфере.

Магнитный спектрометр «ПАМЕЛА» был установлен на космическом аппарате (КА) «Ресурс-ДК1» для измерения спектров космического излучения в широком диапазоне энергий. Он позволяет по отклонению в сильном магнитном поле определять знак заряда проходящих через него частиц. Позиционно-чувствительный калориметр, время-пролетная система, система антисовпадений, нейтронный детектор и ливневой сцинтиллятор, входящие в состав прибора, измеряют энергию и характеристики зарегистрированных частиц. В результате «ПАМЕЛА» позволяет проводить прецизионные измерения потоков заряженных частиц галактического и солнечного космического излучения в широком энергетическом диапазоне (от 100 МэВ до сотен ГэВ).

Измерения состава и энергетических спектров космических лучей вплоть до 1 ТэВ, проведенные с беспрецедентной точностью, углубили понимание механизмов образования, ускорения и распространения космических лучей в Галактике. Впервые было показано, что энергетические спектры протонов и ядер гелия различны, что объясняется разными механизмами ускорения этих частиц, и в связи с этим увеличивается доля ядер гелия при сверхвысоких энергиях. Измерение потоков антипротонов и позитронов в космических лучах с энергией от 100 МэВ до 200 ГэВ в эксперименте «ПАМЕЛА»

позволили по-новому проверить природу темной материи. Было обнаружено возрастание с ростом энергии отношения потоков высокоэнергичных космических позитронов к электронам по сравнению с теоретическими оценками, основанными на вторичном происхождении позитронов, тогда как поток антипротонов соответствуют этим оценкам. Интерпретации этого экспериментального результата к настоящему времени посвящено более тысячи сообщений в разных научных изданиях.

В эксперименте также непрерывно проводился мониторинг радиационной обстановки вокруг Земли, что в результате привело к недавнему открытию антипротонов в радиационном поясе Земли, образованных при распаде альбедных антинейтронов. Солнечная активность, в том числе обнаружение солнечных вспышек, находилась под постоянным контролем посредством изучения временных вариаций спектров космических лучей от ~100 МэВ до ~30 ГэВ. По сравнению с космическими мониторами GOES-13, GOES-15 и другими КА, характеристики спектрометра «ПАМЕЛА» также дают возможность исследовать ядерный и изотопный состав солнечных частиц в высокоэнергетичной части спектра, обеспечивая тем самым уникальную информацию о механизмах генерации и ускорения частиц в мощных солнечных вспышках. Минимум солнечной активности между 23-м и 24-м солнечными циклами оказался аномально продолжительным. С 2010 г. число активных регионов, в том числе солнечных пятен, увеличилось, и, как следствие, возросло количество солнечных вспышек с выбросом в межпланетное пространство ускоренных заряженных частиц. В новом 24-м цикле солнечной активности в эксперименте «ПАМЕЛА» зарегистрировано более 20 событий, в которых наблюдались высокоэнергетичные протоны с энергией Е>100 МэВ. Пять из этих событий приходятся на 2012 г., и одно из самых сильных произошло 17 мая.

Подобные открытия были бы недостижимы без системы высокоточных детекторов, используемых в эксперименте, устройство которох описано в следующем разделе.

### Система обработки данных эксперимента

Успешному выполнению научной программы в немалой степени способствовала организация обработки данных на Земле, позволяющая оперативно контролировать качество приема научной информации и функционирование научной аппаратуры на борту КА «Ресурс-ДК».

Система сбора и обработки информации прибора создана на основе SPARCпроцессора и имеет память 2 Гб, куда записывается вся информация о зарегистрированных событиях. Средний объем одного события составляет 4 кБ.

Поступающие с борта спутника экспериментальные данные принимались в Научном центре оперативного мониторинга Земли, расположенном в Москве. Основной приемный комплекс оснащен 7-ми метровой параболической антенной с двумя радиочастотными каналами со скоростью передачи по 150 Мбит/с. Сеансы связи проходили в среднем 2–4 раза в сутки, средний суточный объем данных составлял 14–20 ГБ. Выделенные с прибора данные передавались в наземный комплекс для обработки с целью проверки качества передачи и экспресс-анализа функционирования аппаратуры. В случае большого количества сбоев в сеансе (более одного на 107 бит) данные могли быть повторно переданы на Землю. В среднем за время проведения эксперимента такая повторная передача требовалась в 5 % сеансов. При удовлетворительном качестве данных они архивировались на магнитном носителе. Выделенная и распакованная информация обрабатывается в течение полутора-двух часов после сеанса связи. После проверки качества из полученных файлов удаляются заголовки транспортных пакетов, данные восстанавливаются в том виде, как они были записаны в бортовую память прибора. Для всех детекторов и

подсистем прибора выделяется контрольная информация, строятся распределения, характеризующие качество работы и состояние аппаратуры. Все эти операции автоматизированы, оператор и удаленные пользователи (разработчики аппаратуры) имеют доступ к результатам экспресс-обработки через веб-интерфейс. По результатам анализа работы аппаратуры, качества данных, геофизической обстановки подготавливаются исходные данные для составления рабочей программы на следующие сутки с учетом ограничений по планированию и текущей научной программы и передаются в ЦУП. После первого этапа анализа «сырые» данные и результаты экспресс-анализа передаются по выделенной линии в основной центр хранения и обработки данных в России, расположенный в МИФИ. Из него через сеть GRID данные перекачиваются в центр обработки данных в Италии (CNAF, Болонья), где происходит дальнейшая обработка данных до уровня Level2 и передача их потребителям – научным организациям Италии, России, Германии и Швеции, участвующим в эксперименте. Схема передачи данных показана на рис 1.

Разработанная система обработки создана на базе пакета ROOT [1]. Пакет разработан в CERN специально для хранения, обработки и визуализации физических данных. ROOT обладает богатейшими возможностями для построения гистограмм и графиков различных видов, имеет большое количество математических и физических функций для обработки данных. ROOT использует объектно-ориентированный подход к хранению и обработке данных (физические события в экспериментах представляются в виде объектов). Также ROOT предоставляет возможности для написания графического пользовательского интерфейса.

Созданная система обладает несколькими особенностями. Во-первых, подсистема экспресс-контороля способна оперативно в автоматическом режиме обрабатывать большое количество информации, так как объем данных, передаваемых научной аппаратурой может доходить до 20 ГБ в сутки. Это достигается параллельной обработкой файлов, полученных в сеансах связи и параллельным запуском процессов. Благодаря системе ROOT обеспечивается прямой доступ к нужным данным, что значительно сокращает время на операции ввода-вывода. Время обработки суточного объема данных не превышает 4 ч. Во-вторых, для обработки была реализована модульная система обработки информации, позволяющая создавать, оперативно подключать и отключать дополнительные методы анализа.

Для оперативного управления базой данных по проведенным на борту сеансам записи и сеансам связи между спутником и Землей был создан специализированный вебинтерфейс. Веб-интерфейс обладает простым и понятным интерфейсом, который позволяет создавать, редактировать и искать сеансы записи и передачи информации. В рамках веб-интерфейса обеспечивается возможность информационного обмена с комплексом планирования дистанционного зондирования Земли, в специальном формате формируются заявки на запись информации эксперимента «ПАМЕЛА».

И наконец пользователи работают с отсортированными и очищенными от повторов и ошибок данными Level2, объединенными в суточные файлы. Эти файлы содержат прокалиброванные данные о каждом событии, а также набор параметров событий, связанных с треком частиц, таких как кривизна траектории, время пролета, энерговыделение вдоль трека и т. п. Набор параметров базируется на опыте предыдущих экспериментов и содержит всю необходимую информацию для идентификации частиц. Расчет этих параметров требует значительных вычислительных ресурсов, около 1–2 секунд процессорного времени на событие. Обработка суточного файла данных занимает около месяца процессорного времени. Таким образом, предварительный расчет параметров в крупных вычислительных центрах в МИФИ (Москва, Россия) или CNAF (Болонья, Италия) позволяет значительно сократить время последующего анализа и проводить его даже на сравнительно маломощных серверах.







#### Рис. 2. Последовательность обработки экспериментальных данных. Коричневым цветом выделены программы и данные, относящиеся к системе экспресс-анализа. Синие стрелки означают чтение данных, красные – запись результатов обработки

Последовательность обработки данных показана на рис. 2.

С лета 2006 г. по январь 2016 г. было проведено более 8000 сеансов связи, всего было получено более 50 ТБ научной информации. За исключением нескольких кратковременных сбоев, все это время системы прибора работали в нормальном режиме.

Разработанная система приема, экспресс-контроля и обработки информации космического эксперимента «ПАМЕЛА» за несколько лет эксплуатации доказала свою надежность и удобство использования. В дальнейшем схожую систему предлагается использовать для планирующегося эксперимента «ГАММА-400».

### Список литературы

1. The PAMELA Mission: Heralding a new era in precision cosmic ray physics / O. Adriani, G.C. Barbarino, G.A. Bazilevskaya et al. // Physics Reports, 2014. – Vol. 544. – № 4. – Р. 323–370. 2. Электронный ресурс. – Режим доступа: http://root.cern.ch/.

# МЕТОД ОБРАБОТКИ РАСТРОВЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ОПЕРАТИВНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ДАННЫХ В ГИС ОТОБРАЖЕНИЯ ОПЕРАТИВНЫХ ДАННЫХ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА МЧС РОССИИ

**Я.В. Алексеенко** (ФКУ НЦУКС МЧС России)

Аннотация: описан метод обработки растровых изображений (формата GeoTIFF), позволяющий увеличить оперативность размещения изображений (космических снимков) в географической информационной системе отображения оперативных данных «Космоплан» системы космического мониторинга чрезвычайных ситуаций МЧС России. Предложенный метод, реализованный в виде специального программного обеспечения, позволяет сотрудникам МЧС России (ФКУ НЦУКС МЧС России) автоматизировать процесс размещения полученных изображений (космических снимков). Что позволяет сократить время, необходимое для размещения данных (космических снимков) о чрезвычайных ситуациях. Ключевые слова: система космического мониторинга МЧС России, геоинформационная система, ГИС, обработка изображений, мониторинг чрезвычайных ситуаций, хранение данных, передача данных, МЧС России, НЦУКС.

## Введение

С учетом большой площади Российской Федерации и большого количества возникающих чрезвычайных ситуаций (ЧС) на ее территории важную роль в работе МЧС России, направленную на предупреждение и ликвидацию ЧС, играет космический мониторинг, в частности, система космического мониторинга чрезвычайных ситуаций МЧС России (СКМ ЧС).

Данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) широко начали использоваться в МЧС России с 1997 года, когда и была создана СКМ ЧС. СКМ ЧС обеспечивает получение объективных данных о ЧС, а также их ранних предвестниках. Учитывая большую скорость развития многих ЧС (природных пожаров, опасных гидрологических явлений), необходимо в кратчайшее время обеспечить организацию соответствующий мер, направленных на недопущение человеческих жертв и материального ущерба.

При организации данных мер территориальными органами МЧС России важную роль играют данные ДЗЗ. Опыт использования данных ДЗЗ показал эффективность использования географических информационных систем (ГИС) [1–3]. Для сокращения времени доведения результатов космического мониторинга в МЧС России активно используются ГИС. Это связано с тем, что ГИС позволяют эффективно организовывать и анализировать получаемую информацию. Использование ГИС обеспечивает не только мониторинг ЧС, но и осуществляет прогнозирование возникновения ЧС, а также их развития [4]. Также немаловажную роль играют интеллектуальные системы [5].

С 2009 года в СКМ ЧС функционирует ГИС «Космоплан», размещенная в ведомственной компьютерной сети Интранет МЧС России. Разработчиком ГИС «Космоплан» является отечественная компания ООО ИТЦ «СКАНЭКС».
При возникновении ЧС крайне необходимо довести всю возможную информацию до лиц, принимающих решения (ЛПР), в наиболее кратчайшее время. Это позволяет обеспечить ЛПР наиболее полной информацией о складывающейся обстановки. Одним из ключевых источников информации являются данные ДЗЗ (космические снимки и результат их тематической обработки). Для своевременного доведения информации до территориальных органов МЧС России используется ГИС «Космоплан». Все получаемые изображения с космических аппаратов (КА) как отечественной группировки, так и зарубежной, размещаются на данном ресурсе. Форматом данных зачастую является GeoTIFF. Наибольшее время, которое затрачивается для доведения полученных данных до потребителей, составляет время на передачу данных от источника размещения изображений (космических снимков) до момента их размещения в ГИС «Космоплан».

В данной статье описан метод, который был апробирован в МЧС России для сокращения данного времени и увеличения оперативности передачи необходимой информации потребителям.

#### Общее описание

Основной задачей ГИС «Космоплан» является хранение, анализ и передача результатов космического мониторинга ЧС до потребителей. Главными потребителями являются специалисты оперативных дежурных смен центров управления в кризисных ситуациях главных управлений МЧС России по субъектам Российской Федерации, региональных центров, а также ФКУ НЦУКС МЧС России (Национальный центр). Доступ к данной географической системе открыт для любого пользователя Интранет МЧС России.

В ГИС «Космоплан» размещаются космические снимки среднего, высокого и сверхвысокого пространственного разрешения, а также дополнительная информация (в виде векторных слоев). Общая схема размещения данных в ГИС «Космоплан» представлена на рис. 1.

Основным показателем эффективности СКМ ЧС МЧС России является время доведения результатов космического мониторинга районов ЧС до потребителей (в первую очередь для территориальных органов МЧС России).



Рис. 1. Общая схема размещения данных в ГИС «Космоплан» 253

ГИС «Космоплан» позволяет оперативно размещать данные дистанционного зондирования, что обеспечивает своевременное принятие управленческих решений при возникновении ЧС, а также проводить превентивные мероприятия по их предупреждению.

## Описание предлагаемого метода

Во многих геосервисах публикации данных, таких как Google Maps, NASA's World Wind и др., широко используется технология тайлинга исходного изображения [6]. В ГИС «Космоплан» для публикации растровых изображений используется аналогичная технология. В данной технологии исходное изображение «нарезается» на множество маленьких изображений в соответствии с определенным масштабом («зуммом»). Это позволяет сократить накладные расходы на отображение изображений на стороне пользователя.

Анализ функционирования ГИС «Космоплан» показал, что «узким» местом является передача полученных изображений (космических снимков) от сервера тематической обработки или файлового сервера оператора космических систем в хранилище самой системы. Ввиду того, что в среднем объем одного изображения составляет 6–8 Гб (а иногда размер одного изображения достигает 20–30 Гб), время передачи изображений составляет значительное время. После того, как изображение было передано в хранилище ГИС «Космоплан», оператор должен через интерфейс администратора добавить растровый слой (при этом сначала происходит тайлинг растрового изображения, а затем публикация в ГИС «Космоплан»).

При возникновении ЧС и получением одновременно большого количества данных (особенно при мониторинге паводковой обстановки и обстановки, связанной с природными пожарами) специалисту по космическому мониторингу Национального центра крайне затруднительно быстро разместить получаемые данные в ГИС «Космоплан». Это связано, прежде всего, с объемом получаемых данных (данная проблема была описана выше).

Для решения данной проблемы без значительных трудозатрат необходимо решить ряд задач:

автоматизация процесса передачи изображений на файловый сервер ГИС;

- уменьшение времени передачи изображений на файловый сервер ГИС;
- автоматизация подготовки изображений для размещения.

Для решения данных задач было разработано программное обеспечение, схема функционирования которого приведена на рис. 2.



Рис. 2. Общая схема функционирования программного обеспечения

По проведенной оценке использование разработанного программного обеспечения в оперативной работе позволило сократить время размещения получаемых изображений (космических снимков) в ГИС «Космоплан» на 10–20 %.

#### Заключение

Анализ реагирования на ЧС показал важность данных ДЗЗ в оперативной работе специалистов территориальных органов МЧС России. Немаловажную роль в этом играют ГИС.

Для сокращения времени размещения получаемых изображений крайне необходима оптимизация всей цепочки от источника информации до ГИС.

Предложенный метод позволяет сократить время на передачу данных от источника изображений (космических снимков) до хранилища ГИС «Космоплан», а также автоматизировать этот процесс. Это позволяет избежать пресловутого человеческого фактора. Проведенная оценка показала достаточную эффективность применения предложенного метода.

В заключение хотелось бы отметить, что для повышения оперативности размещения получаемых изображений (космических снимков) необходимо провести автоматизацию их размещения после подготовки тайтлов, непосредственно в ГИС «Космоплан» (в соответствующей карте). По предварительным расчетам реализация данной задачи позволит сократить время размещения изображений на 50–60 %. В настоящее время проводятся работы по реализации данного мероприятия.

#### Список литературы

1. The Remote Sensing and GIS Software Library / P. Bunting, D. Clewly, R. Lucas, S. Gillingham // Computers & Geosciences, 2014. – P. 216–226.

2. Remote Sensing & its applications in Disaster management like Earthquake and Tsunams / V. Roopa // International Journal of Science and research, 2014. – P. 1710–1715.

3. Assessment of Role of GIS for natural Disaster Management: A Critical Review / V. Bahuguna, S. Joshi, N.K. Deshmukh, P. Bhalchandra // International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, 2013. – P. 5630–5632.

4. Экологический мониторинг и использование Web-ГИС технологий / Д.А. Краев // ОНВ, 2012. – № 2 (114). – С. 196–198.

5. Интеллектуальные информационные системы космического мониторинга / С.П. Еременко, Я.В. Алексеенко, М.М. Еид, Ш.С. Фахми // В сб. Транспорт России: проблемы и перспективы – 2015. Материалы юбилейной международной научно-практической конференции, 2015. – С. 91–99.

6. Data Security Analysis of WebGIS Based on Tile-Map Technique / L. Haiting, P. Qingshan, L. Yanhong //Proceedings of the 2009 International Symposium on Web Information Systems and Application (WISA'2009). – 2009. – P. 190–193.

# ОПЕРАТИВНОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ ВЫСОКОДЕТАЛЬНОЙ СЪЕМКИ ЗЕМЛИ С РАСПОЗНАВАНИЕМ БЕЗОБЛАЧНЫХ УЧАСТКОВ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.А. Втюрин, Н.А. Князев (ИКИ РАН) В.А. Бойко (АО «НПП «Геофизика-Космос») Ю.А. Палатов (ФГУП «27 Научный центр Министерства обороны РФ»)

Аннотация: в статье рассматривается возможность использования дополнительной камеры предварительного обзора на борту КА и последующей обработки полученных с ее помощью данных для оперативного автоматического выявления безоблачных участков в области предполагаемой съемки. Даются обзор алгоритмов и подходы к формированию проектного облика системы, реализующей данное планирование. Ключевые слова: дистанционное зондирование, обнаружение облачности, цифровая обработка изображений, камера предварительного обзора, автоматическое управление, бортовая обработка, планирование съемки, дистанционное зондирования высокого разрешения.

При проведении высокодетальной съемки с космического аппарата (КА) достаточно часто возникает ситуация, когда область, предназначенная для съемки, может оказаться частично или полностью скрыта облаками – в результате полученные снимки либо имеют скрытые участки, либо полностью непригодны, и ,таким образом, данный пролет спутника тратится неэффективно.

Так, например, согласно [1], по данным спутниковых и наземных наблюдений доля покрытия облаками Земли составляет около двух третей, достигая по отдельным данным 0,75, при этом над сушей эта доля находится в диапазоне от 0,49 до 0,58 (по отдельным данным до 0,69), что в целом означает, что вероятность подобного перекрытия достаточно значительна.

Неудачная съемка, вызванная наличием перекрывающих область интереса облаков, означает неэффективное расходование ресурсов КА и, возможно, большое время ожидания следующего витка, что важно в условиях, когда требуется оперативная съемка. В то же время какие-либо соседние участки, лежащие в полосе обзора КА, также представляющие интерес для получателя данных, могут быть свободны от облачности и доступны для съемки.

Предварительное планирование на основе данных геостационарных спутников не способно полностью исключить описанную ситуацию из-за недостаточной детальности и оперативности, а также возможности относительно быстрого изменения распределения облачности.

Актуальность поставленной задачи уже отмечалась в [2-3].

В качестве решения предлагается дополнить аппаратуру КА камерой предварительного обзора, установленной под углом в направлении движения, которая позволит получить оперативные данные о распределении облачности в районе предполагаемой съемки, автоматически силами бортовой ЭВМ обработать эти данные и принять решение о возможности съемки запланированного участка или переключении на альтернативную программу съемки.

#### Общая схема и алгоритм предлагаемого решения

Итак, как уже отмечено выше, предлагается установить, помимо основной камеры высокого разрешения, дополнительную, направленную под углом в направлении движения. Назовем ее камерой предварительного обзора (КПО). Функция КПО – получение данных для оперативной оценки облачной обстановки вдоль трассы пролета в пределах полосы обзора основной камеры в окрестностях запланированного района съемки (области интереса). Таким образом, область полосы захвата КПО должна соответствовать по величине и расположению всей возможной полосе обзора основной высокодетальной камеры КА.

На первом этапе (на блок-схеме и схеме, на рис. 1 он обозначен № 1) в момент, когда запланированный район съемки еще не попал в область действия основной камеры, при помощи КПО происходит съемка окрестностей области интереса. На основе полученного изображения за время, оставшееся до подлета, силами бортовой ЭВМ производится оценка наличия и распределения облачности на всей полосе обзора и в результате с учетом полученной карты (маски) облачности и приоритетов задания происходит принятие решения о проведении съемки (этап № 2 на рис. 1) или отказе от нее.

Для повышения эффективности наблюдения основной камерой возможна модификация алгоритма, при которой в задании на съемку вместо традиционной единичной области будут заданы несколько альтернативных областей с заданными коэффициентами приоритета, в зависимости от того в большей или меньшей степени они интересуют оператора. В результате на основе построенной на 1-м этапе карты облачности становится возможным, в случае если наиболее приоритетная область закрыта облаками, вместо отказа от съемки произвести съемку менее приоритетной, но в данный момент открытой. Это позволит не «терять» виток, но возможно потребует оперативной переориентации основной камеры КА, что накладывает дополнительные временные ограничения на работу оценивающих алгоритмов и скорость ориентации.



Рис. 1. Алгоритм и общая схема действия камеры предварительного обзора

Далее подробнее рассмотрим возможные методы оценивания облачной обстановки.

#### Методы автоматического поиска безоблачных участков

Задача поиска облачности на спутниковых снимках в целом не нова, и существуют работающие решения самого различного уровня и детализации: в каталогах спутниковых снимков приводится рассчитанный процент покрытия кадра облачностью, есть работы по детальному определению облачности – [4–6]. В первом приближении можно классифицировать эти методы по следующим группам:

1. Классические методы поиска на основе многоканального изображения используют различия в характеристиках поглощения или отражения искомых объектов и фона.

2. Методы на основе анализа панхроматического изображения:

- методы на основе классических алгоритмов классификации;

- методы на основе псевдостереообработки.

Рассмотрим эти варианты подробнее.

## Методы на основе многоканального изображения

Основной принцип данных методов – сравнение изображения в каналах, соответствующих частотам, на которых для искомого объекта существенно различаются значения пропускания (поглощения) или коэффициента отражения. Несомненно, для реализации методов этого типа также необходимо использование средств цифровой обработки сигнала, но, в отличие от группы алгоритмов, которые будут рассмотрены далее, основным информативным признаком для различения в данном случае является информация от сравнения изображения в разных спектральных каналах.

Учитывая то, что перед прибором стоит узкая и конкретная задача, количество спектральных каналов может быть небольшим, но они должны быть подобраны таким образом, чтобы обеспечить максимальное различение целевого объекта. Одной из главных сложностей выделения облачности на снимках является ее различение на малоконтрастном фоне, имеющем сходные характеристики изображения. Таким фоном для облаков в основном являются снежные и ледяные покровы, следовательно, при выборе спектральных каналов следует в первую очередь обеспечить в них высокую степень разности характеристик водяного пара и снега льда на подстилающей поверхности.

В качестве примера в [7] приводится различение облачности от снежно-ледового покрова на основе многоканальных данных аппаратуры MODIS при помощи канала № 6, так как в этом диапазоне снег и лед имеют более низкую, чем облака отражательную способность (рис. 2). Кроме того, на приведенных снимках легко заметить, что в задаче селекции полезен и канал № 26, выделяющий перьевые облака.

Рассмотренный класс методов дает хорошие результаты за счет того, что основан на постоянных физических характеристиках искомых и помеховых объектов, требует относительно меньших вычислительных затрат и менее сложных алгоритмов обработки, но и более сложной аппаратной реализации.

В отличие от предыдущего класса методов, имеющего в основе использование одного, но высокоинформативного признака, данный класс методов основан на анализе панхроматического изображения и детальном учете различных классифицирующих признаков.

На первом этапе необходимо сформировать пространство признаков и метрик, дающих хорошую разделимость для искомого объекта. В различных работах, так или иначе связанных с классификационным алгоритмом выделения облачных объектов, как то в [4–6] приводится выбор классификационных признаков среди различных характеристик изображения. Среди наиболее значимых и выбираемых для, собственно, классификации признаков обычно большую роль играют текстурные признаки.



Рис. 2. Изображение участка с облачностью и ледяным покровом с различных каналов MODIS [7]

# Методы на основе панхроматического изображения

Ряд статистических признаков может дать анализ гистограммы, частотных параметров Фурье образа или спектра мощности. Также стоит особо отметить использование признаков, основанных на характеристике матрицы смежности [6, 7]. Полезный параметр рассмотрен также в [8] – эксцесс двумерного спектра Фурье как мера резкости.

В модельном примере настройка или обучение классификатора выполнялась на основе библиотеки образцов, заранее классифицированных оператором (по данным quickbird и worldview-1). В качестве простейшего вектора признаков с хорошей раз-

делимостью можно привести в пример пару (эксцесс фурье-спектра (1), первый статистический момент гистограммы изображения (мат. ожидание)):

$$\gamma_2 = \frac{\mu_4}{\mu_2^2} = \frac{\mu_4}{\sigma^4},$$
 (1)

где  $\mu_4$  – четвертый центральный момент;  $\mu_2$  – второй центральный момент, т. е. дисперсия, и, соответственно,  $\sigma$  – среднеквадратическое отклонение. На рис. 3 показана гистограмма рассеяния ( $\gamma_2$  – первый момент гистограммы). Красным цветом обозначены значения образцов с облаком, синим – без.

Хорошо видно, что уже на векторе всего из двух признаков в примере возможно достижение достаточно хорошей линейной разделимости.

Следующий этап – классификация. Обзор параметров возможных для использования в пространстве признаков показывает, что вполне возможно достичь линейной разделимости или свести к ней [4–6, 8]. Таким образом, выбор конкретного метода классификации становится вопросом качественной и вычислительной оптимизации с учетом параметров системы и соответствующего финального набора признаков (в примере хорошие результаты показал метод *K*-средних).

#### Методы на основе псевдостереообработки

Идея метода заключается в том, что, если камера предварительного обзора снимает два кадра так, что область интереса входит в оба кадра, снятых на разных участках маршрута, то за счет появления стереобазы можно получить информацию о наличии и высоте облачности. Так в работе [5] это используется для дополнительной селекции предварительно найденных облачных объектов. Там же со ссылкой на [9] приводится пример использования алгоритма стереообработки, в соответствии с которым определяются трехмерные координаты каждого пиксела.





#### Выбор параметров съемочной системы

В данной работе предлагается иной подход – на основе современных алгоритмов анализа движения, а точнее метода вычисления оптического потока, позволяющий вместо нахождения абсолютной высоты облачности лишь зафиксировать наличие разности высот облака и подстилающей поверхности (в общем случае без получения ее конкретной величины), что достаточно для задачи поиска безоблачных участков и при этом может быть реализовано с меньшими затратами машинного времени.

На основе геометрических характеристик предполагаемой схемы, и исходя из требований для уверенного детектирования облачности в возможной для съемки области с учетом минимизации размеров и стоимости системы, можно определить общие правила и ориентировочные значения для параметров камеры предварительного обзора.

Тип требуемой информации позволяет без потери качества прогноза и без существенных трудностей в обработке использовать линейный сенсор, построчная информация с которого может временно накапливаться в буфере в количестве строк не менее высоты окна обработки выбранного алгоритма.

Выбор разрешения (количества элементов) линейного сенсора можно осуществить исходя из относительного соотношения величин ширины полосы обзора и полосы захвата основной камеры. Предлагается ввести коэффициент Kr, задающий количество пикселов, которые минимально обязательно попадают в величину заданного района съемки. Его произведение на величину отношения ширины полосы захвата к ширине полосы обзора даст нижнюю оценку требуемого разрешения сенсора. Так, например, в параметрах выбранного для примера KA «Ресурс-ДК1» как спутника по назначению и типу подобного тем, для которых предназначается система, при выбранном Kr = 16 требуемое разрешение сенсора составляет минимум 1526 элементов и соответствующее абсолютное разрешение ~0,29 км/рх, что находится в пределах современных технологических возможностей с хорошим запасом.

На основе этого, а также с учетом геометрически характеристик схемы съемки можно выбрать ориентировочные значения для камеры предварительного обзора. В случае использования псевдостереометодов, таких камер устанавливается две под разными надирными углами.

i enni ieenite impairiepretinin immerpri inpegraphiterraiore eesepa	
InGaAs	
2048×1	
12,5×12,5	
0,9÷1,7	
25,6	
51,2	
~ 6	
$\sim 80 \times 80 \times 90$	
~ 0,9	
0,25×0,25	
~ 500×0,25	
~ 600	

Технические характеристики камеры предварительного обзора

Расчет показывает, что возможен подбор углов, при которых стереосмещение будет достигать 1–3 пиксела, что вполне достаточно для уверенного детектирования. При этом подлетное время остается в пределах, допустимых для успешного выполнения расчетов и ориентации КА.

Таким образом, в целях повышения надежности детектирования безоблачных участков наиболее рациональным представляется комбинация спектральных методов с методами, основанными на псевдостереоэффекте с установкой двух КПО с дальнейшим перекрестным сравнением результатов.

#### Выводы и предложения

Предлагается дополнить состав аппаратуры КА видовой разведки камерой предварительного обзора для оценки на борту облачной обстановки в предполагаемом районе съемки. Представляет интерес возможность установки подобной камеры также на платформе мини- (нано-) спутника или их группировки. Бортовая (спутниковая) оценка облачной обстановки обеспечит повышение эффективности космических средств высокодетального наблюдения.

Определение проектного облика сканера оценки облачной обстановки проводится с учетом факторов низкой стоимости создания такого прибора, его возможных существующих прообразов высокой заводской готовности, требований к минимизации массогабаритных характеристик и энергопотребления.

Рассматриваемые в докладе вопросы решаются в инициативном порядке. Развитие работ по разработке алгоритмов и программного обеспечения бортовой обработки данных камеры предварительного обзора нуждаются в целевом финансировании.

#### Список литературы

1. Сравнительный анализ характеристик глобальной и зональной облачности по различным спутниковым и наземным наблюдениям / А.В. Чернокульский, И.И. Мохов // Исследование Земли из космоса, 2010.

2. Облачность в планировании космической съемки Земли по результатам полета КК «Союз-22» / В.А. Котцов, Э.А. Горбушина // Исследование Земли из космоса, 1981. – № 1. – С. 78–82.

3. Модель бортовой оценки облачности над районом съемки при дистанционном зондировании из космоса / А.Н. Григорьев // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2015. – Т. 12. – № 4. – С. 143–150.

4. Скороходов А.В. Нейросетевой классификатор облачности по данным MODIS высокого разрешения: Автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.13.18 / Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники, 2013. – 20 с.

5. Автоматическая сегментация облачных объектов на снимках земной поверхности высокого пространственного разрешения / А.Е. Кузнецов, Е.Е. Королев, А.М. Кочергин и др. // Современные проблемы науки и образования, 2014. – № 5.

6. Классификация перистой облачности по данным MODIS с помощью нечеткой нейронной сет / В.Г. Астафуров // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2014. – Т. 11. – №4. – С. 265–275.

7. Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование. Методы и модели обработки изображений. – М.: Техносфера, 2010.

8. Текстурная сегментация одноканальных изображений: примеры применения / Н.В. Родионова // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2012. – Т. 9. – №3. – С. 65–69.

9. Пошехонов В.И. Алгоритмы и модели стереофотограмметрической обработки данных от систем спектрозональной съемки Земли: Автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.13.01 / Рязанский государственный радиотехнический университет, 2010. – 17 с.

# ЭКСПЕРИМЕНТ ПО АВТОМАТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКЕ ОБЛАЧНОСТИ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ШМСА-СР КА «РЕСУРС-П»

## А.И. Васильев

(*НЦ ОМЗ АО «Российские космические системы»*)

Аннотация: в работе рассмотрен эксперимент по автоматической оценке облачности для данных ШМСА-СР КА «Ресурс-П» № 2. По результатам выполнения эксперимента были сформированы классификаторы на основе цветовых дескрипторов для анализа бесснежных сцен, на основе текстурных признаков для заснеженных сцен, а также каскадный классификатор (цветовых и текстурных признаков) для анализа сцен смешанного типа. Ключевые слова: дешифрирование спутниковых изображений, автоматическая оценка облачности, цветовые и текстурные дескрипторы, ШМСА-СР, КА «Ресурс-П».

#### Введение

На сегодняшний день зарубежные космические системы дистанционного зондирования Земли оснащены оптико-электронной аппаратурой, обеспечивающей съемку, в том числе и в средних инфракрасных каналах. Эти каналы позволяют строить маски облачности на снимках в автоматическом режиме за счет различной отражательной способности облаков и снега в диапазоне 1,4–3 мкм. Такой подход зарекомендовал себя как для систем низкого (KA Terra/Aqua) и среднего разрешения (KA Landsat 7, 8), так и для современных систем высокого разрешения (KA WorldView-3).

В настоящее время в составе отечественной орбитальной группировки нет ни одного КА, оборудованного сенсором с коротковолновым инфракрасным спектральным каналом. При этом необходимость в оперативной оценке облачности, включая сцены, фиксирующие наличие снежного покрова, приводит к необходимости разработки эвристических методов. Такие методы реализуются, как правило, с учетом конструктивных особенностей съемочной аппаратуры и в общем случае не обеспечивают гарантированный результат детектирования. Например, для КС RapidEye формируется специализированная маска неиспользуемых данных (unusable data mask) на основе алгоритмов распознавания облачных структур [1], а для КА «Канопус-В» № 1 в работе [2] предлагается использовать стереоэффект, наблюдаемый в различных спектральных каналах, для разделения пикселей снежного покрова и облаков.

В настоящей работе описан эксперимент по автоматической оценке облачности на основе данных аппаратуры ШМСА-СР КА «Ресурс-П» № 2, в том числе на сценах, фиксирующих наличие снежного покрова, базирующийся на методах компьютерного зрения и машинного обучения. Представлена обобщенная методика проведения эксперимента, используемые цветовые и текстурные дескрипторы, анализ качества сформированных классификаторов и результаты работы с использованием сцен без снежного покрова и со снежным покровом.

## Методика проведения эксперимента

Эксперимент включал этапы обучения на некотором подмножестве исходных данных и последующую обработку всего множества данных на основе сформиро-

ванного классификатора. С целью выбора оптимальных параметров классификаторов выполнялась оценка качества классификатора на контрольном подмножестве классификатора.

В процессе обучения выполнялись следующие этапы:

1. Подготовка данных, которая заключалась в отборе фрагментов сцен (содержащих образы облачных структур, бесснежного фона, заснеженного фона) и расчете дескрипторов для отобранных фрагментов.

2. Анализ пространства дескрипторов, который выполнялся на основе метода главных компонент (для дескрипторов объектов типа «облако»), а затем проецирования пространства признаков на плоскость доминирующих компонент (выбор которых осуществлялся экспертным путем).

3. Построение классификатора заключалось в построение карт плотности распределения дескрипторов путем растеризации пространства признаков и размытия фильтром Гаусса.

Для классификации применялось следующее решающее правило

$$R\left(\vec{d'}\right) = \operatorname{sign}(I_{A}\left(d'_{p}, d'_{q}\right) - I_{B}\left(d'_{p}, d'_{q}\right)),$$

где  $\vec{d'} = \begin{bmatrix} d'_1 & \dots & d'_p & \dots & d'_q & \dots & d'_K \end{bmatrix}^T$  – дескриптор (размерности *K*) в пространстве главных компонент;  $I_A(d'_p, d'_q), I_B(d'_p, d'_q)$  – растеризованные карты плотности распределения дескрипторов типов «облако» и «не облако» соответственно.

#### Дескрипторы

Для выполнения расчета дескрипторов была осуществлена предварительная обработка исходных данных, которая заключалась в уменьшении размеров (в данном случае – двукратном) исходного изображения (размер результирующего пикселя около 250 м) и переходе к значениям коэффициентов спектральной яркости на верхней границе атмосферы, за счет чего обеспечивается нормирование на угол Солнца. Далее для отобранных фрагментов (размер каждого фрагмента 32 × 32 пикселя) рассчитывались цветовой и текстурный дескриптор.

Текстурный дескриптор (dim=25) рассчитывался для канала NIR1 (700-900 нм) аппаратуры ШМСА-СР на основе анализа матрицы смежности [3]. Для матрицы смежности вычислялись следующие параметры: энергия, максимальное значение, энтропия, контраст и однородность. В работе рассматривались матрицы смежности на основе восьмисвязности, виды которых приведены на рис. 1.



Рис. 1. Виды смежности, используемые при расчете текстурных дескрипторов



Рис. 2. Пример изображений цветовых дескрипторов, рассчитанных для канала NIR2. Слева направо: исходное изображение, среднее значение, дисперсия, пиковое значение, суммарная величина градиента



Рис. 3. Пример изображений текстурных дескрипторов, рассчитанных для канала NIR1 и вида смежности All Directions. Слева направо: исходное изображение, энергия, максимальное значение, энтропия, контраст, однородность

#### Анализ качества классификаторов

Для обучения были использованы 57 сцен: 28 – с наличием снежного покрова; 15 – без снежного покрова; 14 контрольных сцен, 12 из которых с наличием снежного покрова, 2 – без снежного покрова. Для обучения было подготовлено около 40000 объектов типа «не облако» и около 10000 объектов типа «облако». Классификатор на основе цветовых признаков обучался на основе данных без снежного покрова, классификатор на основе текстурных признаков обучался на основе сцен, содержащих снежный покров. Кроме того, был сформирован каскадный классификатор, решающее правило которого имеет следующий вид:

$$R_{combine} = \begin{cases} R_{col}, R_{col} < 0\\ R_{col}, R_{col} - \gamma \cdot \left| R_{lex} \right| > 0,\\ R_{lex}, R_{col} - \gamma \cdot \left| R_{lex} \right| < 0 \end{cases}$$

где  $R_{col}: R^K \to R$  – классификатор, построенный на основе цветовых дескрипторов;  $R_{tex}: R^K \to R$  – классификатор, построенный на основе текстурных дескрипторов;  $\gamma > 0$  – параметр чувствительности.

Результаты работы классификаторов для различных наборов данных приведены на рис. 4 в виде ROC-кривых.

## Примеры результатов обработки

Примеры результатов обработки приведены на рис. 5 и 6. Маски облачности построены по результатам работы каскадного классификатора, при этом пиксели маркированы следующим образом: черный – объект «не облако»; белый – объект «облако»; серый – неопределенно.



Рис. 4. Качество классификации на различных наборах данных для следующих классификаторов: синий – цветовой, зеленый – текстурный, красный – каскадный; *a* – данные маршрутов без снежного покрова; *б* – данные маршрутов со снежным покровом; *в* – контрольные данные



Рис. 5. Результаты работы каскадного классификатора на сценах преимущественно без снежного покрова: *a* – данные без снежного покрова (только облачность); *б* – данные с частичным снежным покровом (верхняя часть)



Рис. 6. Результаты работы каскадного классификатора на сценах со снежным покровом и облачностью

#### Заключение

В статье рассмотрен подход к автоматической оценке облачности по данным ШМСА-СР КА «Ресурс-П» № 2. Для анализа сцен без снежного покрова предлагается использовать цветовой классификатор, для анализа заснеженных сцен – текстурный, для неизвестного типа сцены разработан каскадный классификатор. В рамках дальнейших исследований целесообразно рассмотреть возможность априорного определения типа местности с целью повышения качества классификации.

Полученные в ходе эксперимента результаты использовались для наполнения геоинформационного сервиса «Банк базовых продуктов» (http://bbp.ntsomz.ru) данными ШМСА-СР КА «Ресурс-П» № 2.

## Список литературы

1. New RapidEye Image Products / H. Weichelt, S. Douglas, M. Vitale, F. Jung-Rothenhäusler // Remote Sensing Technologies. JACIE, 2011. – Режим доступа: https://calval.cr.usgs.gov/JACIE\_files/JACIE11/Presentations/WedAM/1020\_Weichelt\_JACIE\_11.160.pdf. (Дата обращения: 21.03.2016.)

2. Автоматическая сегментация облачных объектов на снимках земной поверхности высокого пространственного разрешения / Е.Е. Королев, А.М. Кочергин, А.Е. Кузнецов и др. // Современные проблемы науки и образования: электрон. научн. журнал, 2014. – № 5. – Режим доступа: http://www.science-education.ru/ru/article/view?id=15042. (Дата обращения: 21.03.2016.)

3. Textural Features for Images Classification / R.M. Haralick, K. Shanmugam, Dinstein Its'hak // IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics. – 1973. – Vol. – № 6. – P. 610–621.



# ПРОГРАММНАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА СПУТНИКОВЫХ ДАННЫХ. ПОИСК ИЗМЕНЕНИЙ

## М.Ю. Катаев, А.А. Бекеров, А.К. Лукьянов (*TVCVP*)

Аннотация: обнаружение областей изменения по нескольким спутниковым изображениям одной и той же территории, сделанных в разное время, вызывает широкий интерес с научной и производственной точки зрения. В статье представлен систематический обзор общих этапов обработки спутниковых изображений (сигналов) и основные алгоритмы обнаружения изменений, а также результаты работы разрабатываемой авторами программной системы. Обсуждается влияние различных факторов на принципы оценки состояния природной среды и, соответственно, на обнаружение изменений. Ключевые слова: обнаружение изменений, спутниковые сигналы, модель спутникового сигнала

#### Введение

Общее понятие спутникового мониторинга подразумевает непрерывный процесс наблюдения и регистрации параметров изучаемого объекта, анализа полученной информации для последующего принятия решений. Объектами изучения могут быть параметры атмосферы или поверхности Земли. Наличие большого количества спектральных каналов спутниковых приборов требует создания подходов, методологий, алгоритмов и программных технологий, которые смогли бы обеспечить массовую, оперативную, автоматизированную обработку информации и доставку информации к потребителю. Актуальность темы спутникового мониторинга не вызывает сомнений благодаря возможности регулярного охвата больших территорий измерениями, контроля за различными природными и антропогенными объектами, имея долговременные измерения, выявлять различного типа процессы [1–3].

Примером возможностей спутникового мониторинга является изучение состояния лесных массивов, что важно для управленческих, хозяйственных и охранных действий. Для охранной деятельности одной из основных проблем является контроль за незаконной рубкой леса и контролем выгоревших участков. Учитывая, что в России леса занимают значительную площадь, то для решения задачи контроля состояния лесных массивов необходимы соответствующие вычислительные и алгоритмические решения. Наземные службы лишь частично решают задачи (за счет ограниченного числа наблюдателей, локализованных в пространстве точек наблюдения и временных ограничений), и только использование данных спутникового мониторинга может помочь в решении возникающих задач.

На пути решения практических задач детектирования состояния наземных объектов (типов поверхности) есть ограничения, накладываемые различными факторами: влияние атмосферы (сезонность, вариации содержания газовых и аэрозольных составляющих и облачность), освещенность Солнцем и др. Эти факторы приводят к изменению значений спектральных яркостей для каждого пикселя изображения. Поэтому задачи предварительной обработки спутниковых сигналов являются важными для получения высокого качества этапа тематической обработки (в нашем случае – поиск изменений).

Таким образом, в реальности задача обработки спутниковых сигналов приводит к достаточно разнообразному и обширному перечню подзадач, без решения которых

невозможно получить результат. В данной статье приводится краткое описание разрабатываемой в космическом центре университета программной системы [4–5] обработки и анализа спутниковых данных для поиска изменений на исследуемой территории.

# Постановка задачи

В настоящее время существует большое количество различных методик выявления изменений по полученным в разное время спутниковым изображениям. Отметим, что каждый снимок уникален за счет того, что состояние атмосферы и самой поверхности Земли в момент измерения изменчиво.

Обнаружение областей изменения на изображении одной и той же территории имеет широкое приложение к результатам видеонаблюдения [6–8], дистанционного зондирования [9–11], телемедицины [12–14] и др. Несмотря на разнообразие существующих приложений области поиска изменений и технических устройств регистрации изображений, обнаруживается много общих этапов обработки и алгоритмов.

Основная проблема, обсуждаемая в данной работе, заключается в следующем. Нам дан набор спутниковых изображений одной и той же территории, полученный в различные отрезки времени. Цель состоит в том, чтобы определить набор пикселей, которые отличаются по заданным признакам при сравнении с ранее полученным изображением. Здесь можно ставить задачу слежения за конкретным объектом, для которого известны координаты или за частью изображения. Естественно полагать, что за время измерений возникает масса изменений, которые могут возникать в результате сочетания множества факторов (измерительных, атмосферных или наземных). Если объект при этом не меняется, например, как здание, то и изменений не должно быть вне зависимости от времени измерений (например, зима или лето). Кроме того, пиксели, в которых расположен исследуемый объект, могут претерпевать изменения по яркости. С учетом выше сказанного задача поиска изменений по спутниковым измерениям является чрезвычайно сложной по физическим и алгорит-мическим соображениям [15–18].

Можно выделить пиксель – ориентированные подходы, когда для каждого пикселя имеется временная последовательность данных (значений сигналов или индексов). Пространственные подходы, когда группы пикселей, собранных по определенному критерию являются объектом, который трансформируется во времени и пространстве. Чаще всего на практике является применимой первая группа подходов. Изложим кратко некоторые подходы к поиску изменений. Чтобы задача обнаружения изменений была решена, предположим, что имеем последовательность измерений изображений  $\{I_1, I_2, ..., I_N\}$  по времени  $t=t_1, ..., t_N$  ( $I_1=I(x, y, \lambda, t_1)$ ). Каждое изображение представляет собой набор пикселей с координатами  $\{x, y\}, x=x_1, ..., x_L$  и  $y=y_1, ..., y_M$ . Для каждого пикселя есть измерения в нескольких спектральных каналах  $\lambda, \lambda=\lambda_1, ..., \lambda_K$ . Таким образом, для используемого спутникового прибора с различным числом спектральных каналов и пространственным разрешением имеем объем обрабатываемых данных равным V=NxLxMxK.

Одним из способов поиска изменений является перевод многоспектральных изображений с помощью методов синтеза изображений в  $\{R, G, B\}$  структуру. Далее к полученным изображениям, одни из которых будут фотореалистичными, применяются методы сегментации, кластеризации и др. Каждая выделенная область сравнивается по типу цвета и площади для каждого нового момента времени.

Другой алгоритм обнаружения изменений в последовательности спутниковых изображений связан с генерацией бинарной маски, где значение «0» соответствует отсутствию изменений, а «1» – наличию изменений. Этот подход имеет множество мо-

дификаций, связанных с выбором порога, относительно которого считается, что в данном пикселе произошли изменения. Другие модификации связаны с вводом не одного, а нескольких порогов и появлению некоторой градации значений серого, чтобы провести более детальную локализацию величины изменений в исследуемой области.

Некоторые алгоритмы обнаружения изменений предназначены, чтобы справиться с возможными погрешностями, возникающими на стадии предварительной обработки спутниковых сигналов. Методики здесь связаны с нормализацией интенсивности для каждого пикселя, когда интенсивность значений пикселей в одном изображении нормализованы так, чтобы иметь то же среднее значение и дисперсию для другого изображения:

$$In_2 = \sigma_1 \cdot (I_2 - \mu_2) / \sigma_2 + \mu_1, \tag{1}$$

где  $In_2$  – нормированное изображение;  $I_2$  – исходное изображение;  $\mu_1, \sigma_1, \mu_2, \sigma_2$  – среднее значение и стандартное отклонение интенсивности для первого и второго изображения соответственно.

Между изображениями может быть построена линейная модель, где коэффициенты модели будут отвечать за радиометрические изменения между изображениями одной и той же территории:

$$I_2(x, y) = M(x, y)I_1(x, y) + A(x, y),$$
(2)

где M(x, y) и A(x, y) - функции преобразования.

Можно с помощью метода главных компонент построить набор функций B(x, y), которые учитывают изменения измеренных изображений за счет освещенности (изменения зенитных и азимутальных углов Солнца и наблюдения) в виде:

$$I_2(x, y) = I_1(x, y) + \sum_{ak} B_k(x, y),$$
(3)

здесь *ak* – коэффициенты задачи, *k*=1, ..., *K*, *K* – число функций В.

Типичный подход поиска изменений связан с вычислением разности двух изображений *D* и вычислением ее градации на уровни:

$$D(x, y) = I_2(x, y) - I_1(x, y).$$
(4)

Методы обнаружения изменений основаны на очевидном алгоритме, когда проводится бинаризация изображения путем сравнения разности *D* с некоторым порогом *d*:

$$B(x, y) = 1$$
 если  $|D(x, y)| > d$ , иначе 0.

Существуют методы, которые тесно связаны с идеей простого дифференцирования (4). Например, метод анализа вектора изменений (change vector analysis) используется для многоспектральных изображений. Другим примером методики поиска изменений является построение наборов индексов, по тем или иным спектральным каналам связанных со спектральными коэффициентами отражения типов поверхности. Учитывая существенную разницу коэффициента отражения растений в видимой и ближней инфракрасной области, можно построить вегетационный индекс (NDVI). Существует множество типов вегетационных индексов. Соответственно, вегетационный индекс растительности летом значительно выше, чем зимой, а для водных объ-

ектов он имеет небольшое отрицательное значение. Зная поведение вегетационных индексов в течение года (форму), представляется возможным построить алгоритм поиска изменений как изменение параметров, описывающих форму.

В данной статье рассматривается подход, основанный на изменении параметров формы годового цикла вегетационного индекса.

# Описание программной системы оценки изменений

В статье представлена программная концепция получения (MODIS и LANDSAT), хранения, предварительной и тематической обработки данных и анализа результатов с целью поиска изменений, происходящих на поверхности Земли. Для анализа изменений используется вегетационный индекс NDVI.

Главное окно программной системы представляет собой стандартный интерфейс веб-ГИС систем с подложкой в виде картографической системы или спутникового снимка. Пользователь выбирает любой из необходимых ему для работы стилей. Далее появляется возможность просматривать для исследуемой территории разнообразные вегетационные индексы (рис. 1) для каждого дня или для одного пикселя четырехлетнюю временную развертку значений индекса. Есть возможность исследовать рельеф и уклон поверхности для территории или необходимого пользователю разреза. Особый упор в программной системе сделан на расчет изменений. Изменением можно назвать смену одного состояния природной среды на другое. Здесь можно выделить медленные, быстрые и катастрофические изменения. Медленные изменения длятся годами и сложны для обнаружения (например, зарастание или заболачивание и др.). Быстрые изменения могут происходить от нескольких недель до месяцев (например, строительство здания, дороги и др.). Катастрофические изменения происходят в течение нескольких часов или дней (например, паводковый разлив, приводящий к размыву определенной территории и др.).



Рис. 1. Информация о вегетационном индексе NDVI для соседних пикселей изображения за 10 лет и возможные математические операции над временными рядами (арифметические операции, сглаживание, поиск параметров годового цикла

с помощью фурье-ряда, гистограммы и др.)

<sup>272</sup> 

Методика поиска изменений связана с анализом поведения вегетационного индекса за длительный период времени (несколько лет), для каждого пикселя изображения. Это позволяет определить для каждого дня каждого месяца периода измерений средне ожидаемое значение и возможные границы отклонения. Поскольку изменчивость значений NDVI в каждый конкретный день может быть велика, нами проводилась его нормализация.

Наличие шумов во временных рядах NDVI, вызванных влиянием облачности и различиями в геометрических условиях освещения и наблюдения поверхности, требует проведения предварительной обработки спутниковых данных – выравнивания. Необходимость этого шага связана с тем, что статистические характеристики временных рядов значительно отличаются от гладких функций, какими и должны быть функции NDVI, связанные с фенологическим циклом растений. Поэтому решение практических задач, например, сельского хозяйства, где необходимо знать дату начала фенологического цикла и другие показатели, определяемые с точностью определения параметров годового цикла изменений кривой NDVI (годовой максимум, начало и завершение фенологического цикла и др.).

Для каждого пикселя нам известен его временной ряд суточных значений:

$$NDVI(x, y, t) = tr(x, y, t) + ty(x, y, t) + ta(x, y, t),$$

где (x, y) – координаты пикселя и t – время; tr(x, y, t) – тренд; ta(x, y, t) – сезонная составляющая и остаток ряда.

Каждый элемент временного ряда NDVI формируется под воздействием большого числа факторов (условия измерений, состояние атмосферы и поверхности), которые можно подразделить на три группы, формирующие: тренд (тенденцию) ряда; сезонные (циклические) колебания ряда и случайные факторы. Ожидаемое значение NDVI в любой день *m* принадлежит интервалу:

# $[tr(x, y, m)+ty(x, y, m)\pm ka\cdot ta(i, j, m)],$

где *ka* – некоторый эмпирический коэффициент. Новое измеренное значение, выходящее за рамки интервала, следует считать изменением. Величина удаления от интервала позволяет построить относительную шкалу изменений.

Для практической апробации предлагаемого подхода, нами сформирована выборка спутниковых данных спектрорадиометра MODIS со средним пространственным разрешением за десять лет (2005–2014 гг). Данными являются ежедневные продукты MODIS: атмосферно скорректированный продукт глобального дневного поверхностного отражения (Surface Reflectance) 250 м MOD09GA/MOD09GQ для спутника Terra и MYD09GA/MYD09GQ для спутника Aqua.

На рис. 2 *а*,  $\delta$  приведена территория (40×40 пикселей) постройки одного из микрорайонов г. Томска (по осям обозначены номера пикселей, по оси абсцисс – номера пикселей по долготе, а ординат – по широте). Видно, что на период начала строительства (рис. 1, *a*) изменения природной среды были минимальными (серый цвет) и лишь только первый высотный дом и инфраструктура стройки отразились в изменениях (темно-серый цвет). Через четыре года (рис. 1,  $\delta$ ) в микрорайоне было построено около 10 домов различной высотности и изначальное состояние природной среды существенно изменилось, что четко фиксирует предлагаемая нами методика. Обнаружено, что естественные изменения укладываются в диапазон значений в абсолютном выражении 0–6, а в 7–10 – при появлении строительных или иных объектов (дороги, свалки и др.).



Рис. 2. Поиск изменений для территории одного из районов г. Томска: *a* – 2010 гг. и *б* – 2014 гг.

## Заключение

Разрабатываемая программная система позволяет определять состояние исследуемой территории по многоспектральным спутниковым изображениям оптического диапазона на протяжении всего цикла измерений. Особую важность имеют результаты, получаемые программной системой, при анализе мониторинга состояния городских территорий, например при изучении изменения инфраструктуры города, сельского и лесного хозяйства и др. Полученные результаты показывают перспективность использования предлагаемой программной системы. Надо отметить также и перспективность предлагаемой вниманию программной системы для оценки изменений (например, экологической ситуации) по данным не только зарубежных, но и российских спутниковых систем.

## Список литературы

1. Белов В.В. От физических основ, теории и моделирования к тематической обработке спутниковых изображений. – Томск: ИОА СО РАН, 2005. – 265 с.

2. Сухих В.И. Аэрокосмические методы в лесном хозяйстве и ландшафтном строительстве. – Йошкар-Ола, 2005. – 390 с.

3. Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений. – М.: Техносфера, 2010. – 582 с.

4. Обнаружение экологических изменений природной среды по данным спутниковых измерений / М.Ю. Катаев, А.А. Бекеров // Оптика атмосферы и океана, 2014. – Т. 27. - № 7. – С. 652–656.

5. Интернет-информационная система накопления, обработки и анализа спутниковых данных MODIS / М.Ю. Катаев, А.А. Бекеров, А.К. Лукьянов // Доклады ТУСУР, 2015. – № 1(35). – С. 93–99.

6. Introduction to the special section on video surveillance / R. Collins, A. Lipton, T. Kanade // IEEE Trans. Pattern Anal. Machine Intell., 2000. – V. 22. – № 8. – P. 745–746.

7. Learning patterns of activity using real-time tracking / C. Stauffer, W.E.L. Grimson // IEEE Trans. Pattern Anal. Machine Intell., 2000. – V. 22. –  $N_{2.8}$ . – P. 747–757.

8. Real-time tracking of the human body / C.R. Wren, A. Azarbayejani, T. Darrell // IEEE Trans. Pattern Anal. Machine Intell., 1997. – V. 19. – № 7. – P. 780–785.

9. An adaptive semiparametric and context-based approach to unsupervised change detection in multitemporal remote-sensing images / L. Bruzzone, D.F. Prieto // IEEE Trans. Image Processing, 2002. – V. 11. – №. 4. – P. 452–466.

10. An assessment of several linear change detection techniques for mapping forest mortality using multitemporal Landsat TM data / J.B. Collins, C.E. Woodcock // Remote Sensing Environment, 1996. – V. 56. – P. 66–77.

11. Detecting changes in aerial views of man-made structures / A. Huertas, R. Nevatia // Image and Vision Computing, 2000 - V.  $18 - N_{\odot}$ . 8 - P. 583-596.

12. Automatic change detection in multimodal serial MRI: application to multiple sclerosis lesion evolution / M. Bosc, F. Heitz, J.P. Armspach et al. // Euroimage, 2003. – V. 20. – P. 643–656.

13. The accurate assessment of changes in retinal vessel diameter using multiple frame electrocardiograph synchronised fundus photography / M.J. Dumskyj, J. Aldington, C.J. Dore // Current Eye Research, 1996. – V. 15. –  $\mathbb{N}$  6. – P. 652–632.

14. The detection and significance of subtle changes in mixed-signal brain lesions by serial MRI scan matching and spatial normalization / L. Lemieux, U. Wieshmann, N. Moran, D. Fish // Medical Image Analysis, 1998. – V. 2. –  $N_{2}$ . 3. – P. 227–242.

15. Digital change-detection methods in ecosystem monitoring: A review / P.C. Jonckheere, K. Nackaerts, B. Muys, E. Lambin // Int. J. Remote Sens., 2004. – V. 25. – P. 1565–1596.

16. PCA-Based land use change-detection and analysis using multitemporal and multisensor satellite data / J. Deng, K. Wang, Y. Deng, G. Qi // Int. J. Remote Sens., 2008. – V. 29. – P. 4823–4838.

17. Selection of classification techniques for land use/land cover change investigation / P.K. Srivastava, D. Han, M.R. Ramirez et al. // Adv. Space Res., 2012. – V. 50. – P. 1250–1265.

 Monitoring the change of urban wetland using high spatial resolution remote sensing data / H. Zhou, H. Jiang, G. Zhou et al. // Int. J. Remote Sens., 2010. – V. 31. – P. 1717–1731.

# РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ КРАТКОСРОЧНОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАЗРУШИТЕЛЬНЫХ ЗЕМЛЕТРЯСЕНИЙ

# Е.М. Малитиков

(Межгосударственный комитет по распространению знаний и образованию взрослых)

С.А. Леденцов, А.А. Кудинов (ФКУ НЦУКС МЧС России) А.К. Авгуцевич, А.П. Краминцев, Д.В. Черняков (ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ)) В.И. Шабуневич (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

Аннотация: разрабатывается методика краткосрочного прогнозирования разруиштельных землетрясений, основанная на проведении дифференциальной интерферометрии поверхности Земли в соответствии с фазами приливных воздействий Луны и Солнца, расчет параметров напряженно-деформированного состояния земной коры и оценка опасности ее повреждений. Ключевые слова: дифференциальная интерферометрия, приливы, прочность земной коры.

Впервые соображения о целесообразности использования метода повторных геодезических измерений для изучения сейсмических процессов были высказаны более 120 лет назад выдающимся русским ученым, геологом и сейсмологом И.В. Мушкетовым [1]. В 30-е годы ХХ века Г.Ф. Рейдом предложена теория упругой отдачи землетрясений, которая полагает, что сейсмогенная деформация должна быть деформацией однородного сдвига. В действительности же эта деформация является деформацией упругого изгиба [2]. Кроме того, если измерения параметров геофизического поля проводят непрерывно, выявляют колебания измеряемого параметра и при обнаружении синусоидальных колебаний возрастающей частоты, имеющих амплитуду, статистически достоверно отличающуюся от фоновой для контролируемого района, и период от 100 до 1000000 секунд, то судят о наличии возможности наступления катастрофических явлений [3]. А также известно, что в результате гравитационных взаимодействий планет и других космических тел происходят колебания ядра и мантии Земли с периодом более 21-х суток [4]. И также известны заключения специалистов по механике разрушения, которые утверждают, что разрушение коры Земли происходит по известным законам этой дисциплины (например. [5]).

Авторами данного доклада разрабатывается методика краткосрочного прогнозирования разрушительных землетрясений, основанная на проведении дифференциальной интерферометрии поверхности Земли, при которой применяется межвитковая интерферометрия по паре комплексных радиолокационных изображений (КРЛИ), полученных на витках, разделенных по времени и образующих интерференционную пару. При этом запись пары КРЛИ производится в соответствии с фазами приливных воздействий Луны и Солнца, а также проводится сравнение дифференциальных картин с эталонными интерферометрическими картинами, и при обнаружении значительных отличий этих картин производится расчет параметров напряженно-деформированного состояния (НДС) земной коры и оценка опасности ее повреждений [6–9].



Рис. 1. Схема метода записи лунных приливов

Оперативная оценка опасности деформирования исследуемой сейсмической зоны производится следующим образом. Величины изменений номинальных параметров НДС, например величины изменений номинальных напряжений (деформаций) в коре Земли, определяют расчетом или экспериментально. По интерферограммам изменений нормальных компонент векторов перемещений исследуемой сейсмоопасной зоны поверхности Земли определяют величины изменений изгибных составляющих напряжений (деформаций) у вершин трещин или других повреждений или особенностей. И далее находят максимальные величины напряжений (деформаций) вблизи дефектов как сумму номинальных этих величин и величин изменений максимальных локальных изгибных составляющих напряжений (деформаций), и сравнивают полученные максимальные величины параметров НДС с допустимыми значениями [10].

Точный расчет изменения параметров НДС исследуемой сейсмоопасной зоны будет производиться параллельно с помощью комплекса программ метода конечных элементов [11] с использованием в качестве исходной информации о смещениях исследуемой поверхности Земли, полученной со спутниковых интерферограмм.

Как пример первого применения методики рассмотрено землетрясение магнитудой 9 баллов в Японии, произошедшее 11 марта 2011 года у восточного побережья острова Хонсю. Эпицентр землетрясения определен в точке, удаленной на 70 км от побережья. Интерферограмма нормальных перемещений поверхности Земли, полученная в результате обработки двух (за неделю до землетрясения и через неделю после него) спутниковых радиолокационных записей, позволяет определить смещение Земной поверхности по нормали к ней, равное 2,4 м на базе около 700 км, и оценить его опасность с точки зрения прочности коры Земли. Полученные остаточные изгибные напряжения составляют 0,2 МПа. При получении же интерферограмм по ночной и дневной съемкам каждых суток предполагается, что эти напряжения будут значительно выше перед самим землетрясением.



Рис. 2. Интерферограмма перемещений поверхности в зоне землетрясения в Японии в 2011 г.

Аналогичная интерферограмма поверхности Земли в зоне землетрясения в Чили в 2010 году, полученная для двух записей до этого события, показана на рис. 3. На рис. 4 показано поперечное сечение земной коры в зоне землетрясения в Чили в 2010 г. На рис. 5 представлена конечно-элементная модель соединения участков плит земной коры в зоне этого землетрясения. На рис. 6 приведено распределение магнитуды перемещений (м) и напряжений Мизеса (Па) в модели соединения участков плит земной коры в зоне землетрясения в Чили при статическом (a) и динамическом (б) нагружении. На рис. 7 показано изменение по частоте магнитуды перемещений (a) и напряжений Мизеса (б) в модели соединения участков плит земной коры в зоне землетрясения в Чили при статическом нагружении.



Рис. 3. Интерферограмма перемещений поверхности в зоне землетрясения в Чили в 2010 г.



Рис. 4. Поперечное сечение земной коры в зоне землетрясения в Чили в 2010 г. 279



Рис. 5. Конечно-элементная модель соединения участков плит земной коры в зоне землетрясения в Чили в 2010 г.



Рис. 6. Распределение магнитуды перемещений (м) и напряжений Мизеса (Па) в модели соединения участков плит земной коры в зоне землетрясения в Чили при статическом (*a*) и динамическом (б) нагружении



a



Рис. 7. Изменение по частоте магнитуды перемещений (*a*) и напряжений Мизеса (*б*) в модели соединения участков плит земной коры в зоне землетрясения в Чили при гармоническом нагружении



Рис. 8. Интерферограмма перемещений поверхности в зоне землетрясения в Китае, Вэньчуань, 2008 г.

На рис. 8 приведена интерферограмма перемещений поверхности в зоне землетрясения в Китае, Вэньчуань, 2008 г. На увеличенном фрагменте рисунка, выделенном рамкой, проявилась обширная зона нарушения когерентности радиолокационных лучей ввиду значительных смещений поверхности. Аналогичные зоны появляются на интерферограммах при нагружении металлических образцов при пластических деформациях. Это еще раз подтверждает правомочность применения закономерностей механики разрушения при анализе спутниковых интерферограмм поверхности Земли.

В результате проведенной работы можно сделать следующие выводы:

 – разработана методика краткосрочного прогнозирования разрушительных землетрясений, основанная на проведении дифференциальной интерферометрии поверхности Земли и анализе моделей земной коры в сейсмоопасных зонах;

 – для практического применения методики требуется наладить получение и обработку интерферограмм в радиолокационном диапазоне для ночной и дневной съемок каждых сугок и заранее построить упрощенные и конечно-элементные модели наиболее сейсмоопасных зон коры Земли;

 необходимо наработать базу данных по предельным характеристикам материалов лов сейсмоопасных зон путем испытания образцов из этих материалов на статическое и динамическое нагружение и разрушение.

## Список литературы

1. Верненское землетрясение 28 мая (9 июня) 1887 г. / И.В. Мушкетов // Труды геологического комитета, 1890. – Т. Х. – № 1. – 154 с.

2. О главных причинах, не позволяющих решить проблему прогноза землетрясений методами обратных задач / А.К. Певнев // Ученые записки РГГМУ, 2009. – № 9. – С. 156–170.

3. Способ обнаружения возможности наступления катастрофических явлений. Патент РФ № 2030769, 1995. Азроянц Э.А., Харитонов А.С., Яницкий И.Н.

4. Механизм активной жизни Земли и других небесных тел / Ю.В. Баркин // Известия РАЕН (секция наук о земле), 2011. – № 20. – С. 452-457.

5. Ботвина Л.Р. Разрушение: Кинетика, механизмы, общие закономерности. – М.: Наука, 2008. – 334 с.

6. Подготовка персонала для международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф / Е.М. Малитиков // Доклад на международном специализированном симпозиуме «Космос и глобальная безопасность человечества», 2–4 ноября 2009 г., Лимассол, Республика Кипр.

7. Использование данных ДЗЗ из космоса для решения задач мониторинга и предупреждения ЧС / А.В. Епихин, А.А. Кудинов, В.И. Карташев и др. // Материалы третьей международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем ДЗЗ». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2015. – С. 22–25. 8. Астероидно-кометная опасность: стратегия противодействия / Под общ. ред. В.А. Пучкова. – М.: ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ), 2015. – 272 с.

9. Способ обнаружения возможности наступления катастрофических явлений / А.В. Шабуневич, В.И. Шабуневич // Материалы второй международной научнотехнической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем ДЗЗ». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2014. – С 243–248.

10. Local stress definition of structural elements using holographic interferometry / V.I Shabunevich // Nondestr. Test. Eval., 1995. – Vol. 12. – P. 211–218.

11. Расчеты конечно-элементной модели соединения металлических листов внахлест / В.И. Шабуневич // – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2011. – Т. 123. – С. 9–12.

# ГЕОДИНАМО И МАГНИТОГИДРОДИНАМИКА ФИГУРЫ ЗЕМЛИ В ГЕНЕЗИСЕ КАТАСТРОФИЧЕСКИХ ЗЕМЛЕТРЯСЕНИЙ

# А.А. Пономарев (АО «НИИЭМ»)

Аннотация: предложена феноменологическая модель механизма катастрофических землетрясений на основе вихревой магнитогидродинамической (МГД) геодинамики. Модель основана на сведениях о новой структуре фигуры Земли, открытой в начале XXI века. Определена возможность прогноза места и времени землетрясений космическими средствами дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Показана неосуществимость прогноза магнитуды без наземных наблюдений.

#### Введение

В начале XXI века почти одновременно в разных странах были начаты работы по привлечению космических средств ДЗЗ для прогноза землетрясений. Планировалось создание специальных космических систем (КС) – «GESS» в США, «EES» в Японии, «HJ» в Китае и «Вулкан» в России. В состав КС должны были войти КА с радиолокационной, оптической и специальной геофизической аппаратурой. С меньшим размахом на уровне отдельных КА исследования планировались и в Европе. Все работы были постепенно свернуты, не достигнув успеха. Можно предположить, что во всех странах задача была поставлена из духа соперничества, «по недосмотру», без какого-либо теоретического обоснования и без учета обнаруженных науками о Земле новых явлений [1].

В России тема прогноза ЗТ космическими средствами сохранилась на уровне поиска «предвестников» ЗТ в ионосфере [2]. При этом задача разработки феноменологической модели механизма генерации землетрясений, поставленная еще в 1996 г. научной сессией Отделения общей физики и астрономии РАН [3], оказалась забытой.

Открытия последних двух десятилетий в геофизике, геохимии и геологии принято считать революцией в науках о Земле. Интерпретация этих открытий с позиций электродинамики сплошной среды может дать строгое обоснование механизма 3T, а, следовательно, и технологий прогноза.

#### Новая структура фигуры Земли

Результаты глубинной томографии изменили парадигму Земли. Фигура Земли обрела новое, чрезвычайно сложное строение. Обнаружено, что пространство мантии неоднородно и разделено жесткими сферическими оболочками на множество слоев. Как минимум выделено три слоя – нижняя, средняя и верхняя мантия. С уровнями разделов 670 км, 1700 км и 2200 км, считая от поверхности Земли. Предполагается, что по сейсмическим неоднородностям число геосфер может быть увеличено (до шести и более) [4]. На границах разделов наблюдаются скачки вязкости, тепло- и электропроводности. Зоны раздела геосфер являются поверхностями скольжения [5]. Негладкая поверхность раздела жидкого ядра и мантии является источником флуктуаций гравитационного поля [7].

Все слои мантии пронизаны вертикальными потоками вещества разной мощности – плюмами и суперплюмами. Суперплюмы восходят от жидкого ядра, плюмы от поверхностей раздела других слоев. Все плюмы обладают кумулятивными свойствами, прорывая оболочки разделов мантии. Характерные размеры плюмов: радиус потоков 100–400 км [8], радиус зон расширения (распада) у поверхности земной коры – от

сотен до нескольких тысяч километров. Обнаружены и микроплюмы диаметром порядка 1 км, восходящие от основания коры и «корней» континентов.

Заметим, что плюмам обязаны очертания материков, симметрии и ассимметрии рельефа Земли, происхождение рудных и нефтегазовых месторождений, инверсии магнитного поля.

Кроме плюмов томографией обнаружены образования шаровой формы (blobs), плавающие в мантии. Структура блобов неясна, известно лишь, что вязкость блобов в 100 раз превышает вязкость мантии. Температура блобов выше температуры окружающей мантии. Диаметр составляет от 500 км и более. В разных оценках блобы занимают от 30 % до 65 % объема мантии [9].

Динамику основных движений вещества в фигуре Земли характеризует геологический масштаб времени – время жизни плюмов миллионы и более лет. В тоже время обнаружены движения реального времени – вовлечение и лавинообразное обрушение (avalanche) в нисходящих потоках больших участков коры (slab, lump) на глубины сотни и тысячи километров. Так, в известном цунами 26 декабря 2004 г. рухнул участок коры порядка 100 км по мощности. За неделю падения *слэб* пролетел к центру Земли несколько десятков километров. Могильником *слэбов* служит граница жидкого ядра и мантии.

Масштаб времени основного движения предопределил доминирование школы геологии в построении гипотез динамики тектонических процессов [6]. Однако все попытки объяснить образование плюмов, перемещение вещества к поверхности Земли (*апвеллинг*) и обратное движение (*даунвеллинг*) тепловой конвекцией и термохимическими реакциями признаны несостоятельными. Исчерпав все свои возможности, тектонисты нашли источник энергии плюмов в силе Кориолиса [10].

Происхождение и устойчивость шаров-блобов, их место в геодинамике, также нерешенная проблема. Достоверным считается только, что блобы когенетичны Земле – по концентрации солнечных изотопов гелия и неона [9]. Для сохранения устойчивости блобы должны обладать вращением, и, следовательно, следует ожидать у них наличие собственного магнитного поля.

#### Гидродинамика глубинного строения Земли

В оценках по сейсмике ядерных взрывов скорость вращения твердого ядра относительно мантии составляет около 1 град/год [11]. По дрейфу магнитного поля вращение жидкого ядра относительно мантии оценивается как 0,2 град/год.

Наличие дифференциального вращения геосфер позволяет рассмотреть эффекты геодинамики на основе гидродинамической аналогии. При периоде  $1/\omega$  изменения внешних сил, достаточно большом по отношению к времени релаксации т ( $\omega \tau \ll 1$ ), твердое деформируемое тело ведет себя как обычная вязкая жидкость. Наоборот, при достаточно больших частотах ( $\omega \tau \gg 1$ ) вязкая жидкость ведет себя как аморфное твердое тело. В малых промежутках времени эти тела упруго деформируются. В геодинамике сосуществуют все три случая. Источником внешних возмущений для фигуры Земли выступают силы приливного взаимодействия в системе Земля – Луна – Солнце [6].

Процесс массопередачи в геосфере, встречающий непреодолимые затруднения в гипотезах конвекции, сравнительно просто объясняется вихревым движением. Известно, что дифференциальное вращение коаксиальных цилиндров приводит к появлению в слое разделяющей их жидкости стационарного течения Куэтта. Если оба цилиндра вращаются в одну сторону, то при  $\omega_1 R_1^2 > \omega_2 R_2^2$ , где  $\omega_1$ ,  $\omega_2$  – угловые скорости внутреннего и внешнего цилиндров,  $R_1$ ,  $R_2$  – радиусы цилиндров, движение

всегда неустойчиво и зависит от вида возмущения. При осесимметричных возмущениях в течении Куэтта появляется вторичное стационарное течение – система парных тороидальных вихрей Тейлора. Вихри *стабилизируют* все течение в целом [12].

В пространстве ограниченном концентрическими сферами вихри идеальной жидкости должны быть разомкнуты, начинаясь и заканчиваясь на поверхностях сфер – согласно свойствам кинематики движения в односвязной области [13]. Трубки таких вихрей в своем развитии обычно приобретают спиральность и расширяются к устью. Радиус вихревого ядра в следе распада в несколько раз превышает радиус вихревого ядра потока [7].

Физические модели подтверждают выделенные нами особенности. В границах вложенных сфер вихри распространяются в направлении вращения внешней сферы и напоминают *разомкнутые* кольца Тэйлора [14]. Отличие от цилиндрического движения состоит также в том, что вихри *наклонены* к плоскости экватора [15]. Форма вихрей в сфере подобна хоботообразной трубке вихря Ранкина. При малых закрутках потока распад вихря спиральный, при больших идет распад баблом (пузырем).

Разные знаки вихрей в паре Тейлора приводят к перемещению вещества с поверхностей отрыва в противоположных направлениях. Заметим, что движение потоков жидкости в направлении от вращающейся внешней сферы к ядру противоречит физической интуиции. Считается, что такое направление является проявлением эффекта отрицательной вязкости вещества, вызванной турбулизацией потока. С отрицательной вязкостью связан перенос энергии в потоке по спектру – от пульсаций меньших масштабов к большим [17].

Турбулентное возмущение потока вихря вызывает перенос энергии от течения к возникающему *на вихре* волновому пакету возмущений Сквайра (цугу гармоник близких частот), обязательно большой амплитуды (Холла «физическое предпочтение больших возмущений»), сносимого от источника возмущений с трансзвуковой скоростью [18].

Хотя уровень амплитуды волн основной частоты может превосходить уровень шума турбулентности на пять порядков, при наличии шума движение становится непредсказуемым [16]. Тем не менее отличный от времени жизни вихря-плюма (играющего в геодинамике и 3T роль гидравлического канала) масштаб времени пакета волн Сквайра создает предпосылку прогноза прихода волн, бегущих по потоку.

#### Магнитогидродинамика геосферы

МГД движение вещества в жидком ядре обычно исследуется в рамках проблемы геодинамо. Основным источником сведений о крупномасштабной динамике являются численные и физические модели. Все усилия моделирования направлены на опровержение теоремы «антидинамо» Каулинга [19]. При этом ни одна из этих устаревших моделей не учитывает действительное строение фигуры Земли.

Несомненно, что стационарность (квазистационарность) магнитного поля Земли обеспечивают выбросы потоков плюмов и суперплюмов. Принято считать, что магнитное поле вморожено в жидкость ядра. Поле 500 Гс в ядре слишком слабо для обеспечения магнитной жесткости, поэтому можно предположить, что жидкость ядра турбулизована, получая тем самым свойства сверхпроводника [20].

Известно, что энергия магнитного поля в ядре на три порядка больше его кинетической энергии, отсюда генерация плюмов может быть объяснена выталкиванием вещества ядра при возмущениях магнитного потока. Возмущение приводит к разрыву магнитных силовых линий, выбросу потока плюма и вынужденному магнитному пересоединению, подобно процессу коронального выброса вещества на Солнце. Пересоединение создает сильные электрические поля, ускоряющие вещество в исходящих струях. Кроме того, происходит генерация ударных МГД-волн [21].

Н. А. Умов при поиске физических источников в формуле Гаусса земного магнетизма установил, что «восточно-азиатская аномалия находится в связи с положением осей шаровой функции 2-го порядка» [22]. Область этой аномалии, называемой еще как восточносибирская, трассирует Сибирский суперплюм. Исходя из этого можно утверждать, что все суперплюмы формируют собственное дипольное магнитное поле.

Диссипация приводит к размораживанию силовых линий в плюме и аннигиляции вмороженного магнитного поля – радиальному, по расширяющемуся электромагнитному потоку, спаду магнитного поля и нарастанию электрического поля [23]. Поэтому можно утверждать, что появление возмущений электрического поля при 3T обязано явлениям МГД.

Аналогично генезис блобов можно объяснить генерацией сферических вихрей Хилла при коллапсе тороидального вихря Максвелла [24] на протопланетной стадии Земли.

# Прогноз ЗТ

Источником энергии большинства сильных (катастрофических) 3T без сомнения являются МГД-события в жидком ядре Земли. Меньшую по мощности немагнитную гидродинамику оставим вне рассмотрения.

Магнитные пересоединения, являющиеся источниками суперплюмов, создают сильное турбулентное окружение как вблизи мест пересоединения, так и в исходящих струях плюмов. Среди возникающих скачков ряда МГД-величин с ЗТ можно связать ударные волны сжатия и разрежения, а также отрыв пограничного слоя, собственно после которого ламинарное течение и переходит в турбулентное.

Отрыву в явлениях МГД внимание не уделено. В гидродинамике по поводу отрыва слоя принято считать, что он движется вниз по потоку, причем «природа движущегося вниз по потоку отрыва остается загадкой» [25]. Известно, что при обтекании удлиненных тел может образовываться область «мертвого воздуха», или что то же – «след вверх по течению», заполняющие вершину конуса ударной волны – явление, квалифицируемое как парадокс обратимости [26].

Магнитное поле консервирует вступающие в него возмущения – рассеяние их минимально и они сохраняются в потоке в течение длительного времени и на большой длине [27]. Поэтому для 3Т явление «затишья» перед фронтом ударной МГДволны можно рассматривать как приход «мертвого воздуха», отрыва турбулентного пограничного слоя, опережающего фронт ударной волны. Крупномасштабные пульсации (форшоки) в слое несомненно представляют явление перемежаемости [28].

Впервые гипотеза о том, что 3T порождаются на уровне жидкого ядра была выдвинута Э. В. Бородзичем [29]. В гипотезе были связаны флуктуации массопотоков в мантийных каналах с коротковолновыми, от 103 с, возмущениями геофизических и геохимических параметров лито-, гидро-, атмо- и ионосферы. В геодинамике явление получило название короткоживущих подкоровых локальных возмущений (КПЛВ). Э. В. Бородзичем особо отмечено, что деформации гравитационного поля под воздействием КПЛВ являются единственным источником сведений о 3T, не подверженным экранированию.

Волновой характер механизма ЗТ подтверждается обнаружением при катастрофических ЗТ «волн уплотнения (сжатия) в грунтах, подобных ударным волнам» [30]. Возмущения электрического поля в зоне ЗТ также регистрируются [31], но их источник считается невыясненым [2]. Возмущения магнитного поля обнаруживаются только постфактум, как сопровождающие удар ЗТ.

Для прогноза ЗТ физический смысл задачи должен быть связан с математически содержательным понятием. Задать перемещение ударной волны в явном виде невозможно. А. А. Беляевым отмечена «физическая бесперспективность» непосредственного

использования изменений потоков вещества [32], так как события в пространственной и временной окрестности 3T представляют собой размытое множество X. Система в таких случаях должна описываться вероятностной функцией распределения P(x).

Готовящееся землетрясения может быть квалифицировано как начало фазового перехода при изменении состояния равновесной термодинамической системы. Изменение фазы может быть установлено по точкам разрыва корреляционных функций, связывающих значения различных переменных состояния в области наблюдения. Линии точек разрыва разделяют области с качественно различными свойствами. При малых значениях активности системы распределение вероятности для флуктуаций наблюдаемых параметров относительно среднего значения асимптотически всегда будет гауссовым [33].

Для полуэмпирической интерпретации динамики бифуркационных физических систем, не имеющих строгой математической модели, Р. Гилмором предложено использовать качественные свойства решений уравнения Фоккера – Планка:

$$\frac{\partial}{\partial t}P = \nabla \left(P\nabla V\right) + \nabla^2 \left(DP\right),\tag{1}$$

где P(x) – вероятностная функция распределения, определенная над пространством переменных состояния; V(x) – функция переменных состояния; D – шум (хаос флуктуаций).

Динамика (1) имеет две шкалы времени – «быструю» (T<sub>1</sub>), связанную с флуктуа-

циями, и «медленную» ( $T_2$ ), определяемую из условия  $T_2^{-1} >> \frac{dc}{dt}$ , где с – скорость

ударной волны. Исходя из статистики сильных ЗТ  $T_2 \sim 10$  суток [34]. Масштаб  $T_1$  определяется из условия  $T_2 >> T_1$ .

Появлению бифуркации предшествует появление в пространстве состояния V(x) признаков – «флагов катастрофы» [35]. Отметим из свойств решений (1) три признака приближения системы к бифуркации, наблюдающиеся перед 3Т:

1. Смягчение моды – «затишье» в значениях переменных состояния.

2. Дрейф P(x) от распределения Гаусса к некоторому асимптотическому распределению, не зависящему от времени.

3. Появление аномально большой дисперсии.

Заметим, что по флагам можно определить только область и время 3Т. Прогноз магнитуды сложнее. В турбулентной гидродинамике универсальной формулы для количественных характеристик корреляции давления и скорости в инерционной области (интервал от наибольшей кинетической энергии потока до ее диссипации) не существует [12], и, следовательно, прогноз магнитуды должен опираться на индивидуальные свойства участка земной коры, где ожидается 3Т [29].

По инструментальным и информационным технологиям идентификация геофизических и геохимических параметров земной коры выходит далеко за пределы задачи прогноза 3T, вторгаясь в область разведки рудных и нефтегазовых месторождений [29, 36]. Область изменения «предвестников» катастрофических 3T обычно круговая, диаметром ≥ 100 км [34], поэтому космические средства Д33 (гиперспектроскопия в особенности), обладая универсальностью применения, в состоянии обеспечить наибольшую эффективность прогноза катастрофических 3T при наименьших удельных затратах [37].

# Выводы

Прогноз 3Т это указание места, времени и магнитуды сейсмического удара. Прогноз места и времени с помощью КА реально достижим спектрометрической съемкой высо-
кого спектрального разрешения (гипер- и ультраспектрометрия) – подстилающей поверхности и атмосферы. Зондирование ионосферы менее эффективно, так как требует значительных усилий по фильтрации шумов сторонних возмущений (Солнца и других).

Космический прогноз магнитуды ЗТ без наземных наблюдений неосуществим.

Главенствующая роль геодинамо в генезисе ЗТ обуславливает размещение орбиты «специализированного КА сейсмопрогнозного мониторинга» [38] в плоскости магнитного экватора диполя с полярным расстоянием 230 – перпендикулярного плоскости эклиптики. Экватор этого диполя разделяет симметричные системы «горячих точек» Северного и Южного полушария. Приборы КА должны обеспечивать наблюдение в области подстилающей поверхности для широтной полосы ± 350 от экватора, где концентрируется более 70 % всех сейсмических событий.

Солнечно-синхронные орбиты, предлагаемые в [38] для группировки КА сейсмопрогнозного мониторинга, безусловно ошибочны.

#### Список литературы

 Наблюдения Земли: дилемма Франкенштейна / Р.М. Гуди // ИСЗ, 1997. – № 4. – С. 93–99.
Sergey Pulinets, Kirill Boyarchuk. Ionospheric Precursors of Earthquakes // Springer-Verlag Berlin, 2004, p. 139.

3. Ионосферные предвестники землетрясений / А.Л. Бучаченко, В.П. Ораевский, О.А. Похотелов и др. // УФН, 1996. – Т. 166. – № 9. – С. 1023–1029.

4. Тектоника и геодинамика мантии Земли / Ю.М. Пущаровский // Фундаментальные проблемы общей тектоники, 2001. – С. 21.

5. Тектоническая расслоенность и тектонические движения в континентальной лито-сфере / А.И. Суворов // Фундаментальные проблемы общей тектоники, 2001. – С. 35.

6. Внеземные факторы, воздействующие на тектогенез / Ю.Н. Авсюк // Фундаментальные проблемы общей тектоники, 2001. – С. 426.

7. Моффат Г. Возбуждение магнитного поля в проводящей среде. – М.: 1980. – С. 97, 211–212.

8. Finite – Frequency Tomography Reveals a Variety of Plumes in the Mantle / R. Montelli, G. Nolet at al. // Science, 2004. – Vol. 303. – № 5656. – P. 338–343.

9. Солнечные гелий и неон в алмазах, базальтах плюмов и горячих точек: возможные время и происхождение гетерогенности нижней и верхней мантии / Б.А. Блюман // Геохимия, 2003. – № 3.

10. Об источниках мантийных плюмов / Н.Л. Добрецов, А.Г. Кирдяшкин // ДАН, 2000. – Т. 373. – № 1. – С. 84–86.

11. Исследование глубинных геодинамических процессов сейсмическими методами. Сагитовские чтения / В.В. Адушкин // 10–11 февраля 2003. – М.: ГАИШ.

12. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика / –Т. VI. Гидродинамика // – М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1988. – 621 с.

13. Ламб Г. Гидродинамика. – М.: 1947. – С. 55.

14. Экспериментальное исследование режимов перемежаемости в сферическом течении Куэтта / С.Я. Герценштейн, Д.Ю. Жиленко, О.В. Кривоносова // ДАН, 2003. – Т. 390. – № 4. – С. 478–483.

15. Гидродинамическая устойчивость и бифуркации / Д.Д. Джозеф // Проблемы прикладной физики / Гидродинамические неустойчивости и переход к турбулентности // – М.: 1984. – С. 65.

16. Неустойчивости и переход в течении между концентрическими вращающимися цилиндрами / Р.С. Ди Прима, Х.Л. Суинни // Проблемы прикладной физики / Гидродинамические неустойчивости и переход к турбулентности // – М.: 1984. – С. 201.

17. Турбулентность и самоорганизация. Проблемы моделирования космических и природных сред / А.В. Колесниченко, М.Я. Маров // – М.: 2009. – С. 500.

18. Распад вихря / С. Лейбович // Новое в зарубежной науке. Механика, 1979. – Вып. 21, Вихревые движения жидкости. – С. 163, 185.

19. Динамо на пути от астрофизических моделей к лабораторному эксперименту /

Д.Д. Соколов, Р.А. Степанов, П.Г. Фрик // УФН, 2014. – Т. 184. – № 3. – С. 313–335.

20. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Электродинамика сплошных сред. – М.: 1957. – С. 302.

21. Прист Э., Форбс Т. Магнитное пересоединение. – М.: 2005. – С. 449.

22. Гуло Д.Л., Умов Н.А. – М.: 1977. – С. 85.

23. Альвен Г., Фельдхаммар К.Г. Космическая электродинамика. – М.: 1967. – С. 245.

24. Об эволюции и гравитационном коллапсе тороидального вихря / К.Ю. Блиох, В.М. Конторович // ЖЭТФ 123, 1123 (2003). – Вып. 6.

25. Отрыв пограничного слоя несжимаемой жидкости / Дж. Уильямс // Новое в зарубежной науке. Механика, 1979. – Вып. 21, Вихревые движения жидкости. – С. 97.

26. Биркгоф Г. Гидродинамика. Методы, факты, подобие. – М.: 1963. – С. 46.

27. Брановер Г.Г., Циновер А.В. Магнитная гидродинамика несжимаемых сред. – М.: 197. – С. 81, 364.

28. Перемежаемость в случайной среде / Я.Б. Зельдович, С.А. Молчанов, А.А. Рузмайкин, Д.Д. Соколов // УФН, 1987. – Т. 152. – Вып. 1. – № 5. – С. 3–32.

29. Воздействие короткоживущих подкоровых локальных возмущений на лито, гидро и атмосферу / Э.В. Бородзич // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации, 1989. – М.: 1990. – С. 131–141.

30. Ударные волны – наиболее вероятная причина аномально высоких ускорений зарегистрированных при землетрясении Тохоку 11 марта 2011 г. / О.В. Павленко // ИФЗ РАН,16 апреля 2015 г. Проблемный совет «Сейсмичность Земли, природные и природно-техногенные катастрофы».

31. Связь аномалий электрического поля и электропроводности литосферы с землетрясениями на Камчатке / Ю.Ф. Мороз, Т.А. Мороз // Физика Земли, 2012. – № 4.

32. Особенности радоновых прогнозных признаков землетрясений / А.А. Беляев // Геохимия, 2001. – № 12. – С. 1355–1360.

33. Рюэль Д. Статистическая механика. Строгие результаты. - М.: 1971. - С. 207, 327.

34. Родкин М.В. Аномалии сейсмического режима в окрестности очага сильного землетрясения // ГЦ РАН (презентация).

35. Гилмор Р. Прикладная теория катастроф. Кн. 1. – М, 1984. – С. 143–144.

36. Корреляционные прогнозные признаки ритмической геохимической зональности / А.А. Беляев // Геохимия, 2002. – № 10. – С. 1124–1128.

37. Малый КА системы оперативного прогноза землетрясений - информационные критерии облика / А.Л. Бучаченко, В.И Лукьященко, И.Д. Родионов и др. // Космонавтика и ракетостроение, 2003. – № 2. – С. 57–84.

38. Оценка возможности создания космической системы малых КА для мониторинга стихийных бедствий и ЧС / А.В. Горбунов, И.Ю. Ильина, С.А. Молодняков и др. // Тезисы докладов четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – С. 36–38.

# К ВОПРОСУ ЕДИНОЙ ФИЗИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МАКРО- И МИКРОМИРА

# В.И. Шабуневич

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

Аннотация: приведен краткий обзор этапов создания теории суперструн в качестве единой физической М-теории, и предлагаются к рассмотрению для этих целей также результаты модального и гармонического анализов разномасштабных моделей Земли; показано проявление масштабного эффекта при анализе идентичных наборов собственных частот для разномасштабных моделей Земли, Солнца, Галактики и Вселенной. Ключевые слова: масштабный эффект, теория суперструн, конечно-элементные модели Земли и Солнца.

В середине прошлого века в двух ведущих морских державах мира - в Великобритании и США – в течение пяти лет работали государственные комиссии, состоящие из лучших в мире специалистов по строительству и эксплуатации кораблей. Для них были созданы уникальные условия, в том числе и юридические – потенциальные виновники многочисленных аварий крупноразмерных судов во время второй мировой войны и других объектов заранее получили амнистии. Естественно было ожидать, что причины всех этих неприятностей окажутся быстро установленными, будут изменены требования к строительству кораблей и загадочные катастрофы больше не появятся. Однако, как это ни парадоксально, ожидания такого рода не оправдались. По мере работы комиссий постепенно выяснялось, что многие лежащие на поверхности возможные объяснения этих катастроф оказались несостоятельны. В конечном итоге комиссии однозначно установили, что причиной не могли быть: прочность конструкций или ошибки в расчетах, квалификация судостроителей, технология изготовления, недостаточная жесткость судов, концентрации напряжений или остаточные напряжения, качество сварки или последствия сварных работ. Было также установлено, что второстепенными причинами могли являться усталость металла, последствия ударных нагрузок и температурный фактор. Но они не могли сыграть решающей роли и являлись скорее дополнительными факторами. Удивительный вывод для таких представительных комиссий: причина кроется в неуловимом свойстве материала [1].

Согласно курсу сопротивления материалов, масштабный эффект (МЭ) – это уменьшение предела выносливости при увеличении масштаба образцов. Общепризнанное в научном мире объяснение: в идентичных сечениях больших образцов больше абсолютное число микротрещин, дислокаций и т. п., и, следовательно, вероятность разрушения больших сечений в больших образцах выше, чем в малых, поэтому большие образцы и разрушаются быстрее [2].

Автором предложена новая, динамическая интерпретация физики масштабного эффекта, заключающаяся в том, что изменение масштаба исследуемого объекта влечет за собой обратно-пропорциональное изменение его собственных частот. И, следовательно, при гармоническом нагружении резонансы на определенных собственных частотах в большом объекте наступают значительно раньше, чем в малом объекте, что объясняет физику более раннего разрушения больших объектов. В книгах автора на многочисленных примерах динамических расчетов по методу конечных элементов идентичных моделей различных объектов разного масштаба продемонстрированы плодотворные возможности такой динамической интерпретации масштабного эффекта [3–6].

Таким образом, разработана методика определения масштабного эффекта при динамическом нагружении различных конструкций, заключающаяся в проведении модального и гармонического анализов разномасштабных конечно-элементных моделей этих конструкций и выявления проявлений МЭ на их соответствующих резонансных режимах при различных видах нагружения. При этом рассмотрены проявления МЭ при расчетах валов, например электродвигателей и самих их конструкций, при расчетах и экспериментальных измерениях рамных конструкций, при расчетах напряженно-деформированного состояния цилиндрических оболочек с прорезями, а также рассмотрены проявления МЭ при анализе и возможном прогнозировании разрушительных землетрясений. В области механики разрушения рассмотрено влияние масштаба плоских и объемных образцов с центральными трещинами при различных видах нагружения. В области системного анализа рассмотрены задачи динамического нагружения конуса и пирамиды как моделей развивающихся систем. Кроме всего, предлагаются к рассмотрению новые возможные модели единой теории физики.

Объединение двух фундаментальных теорий современной физики – квантовой теории и общей теории относительности – в рамках единого теоретического подхода до недавнего времени было одной из важнейших проблем. Поразительный успех этих двух теорий состоит в том, что вместе они могут объяснить поведение материи практически в любых условиях – от внутриядерной до космической области. Большой загадкой, однако, была несовместимость этих двух теорий. И было непонятно, почему природа на своем самом глубоком и фундаментальном уровне должна требовать двух различных подходов с двумя наборами математических методов, двух наборов постулатов и двух наборов физических законов? В идеале хотелось иметь единую теорию поля, объединяющую эти две фундаментальные теории. Однако попытки их соединения постоянно разбивались из-за появления бесконечностей (расходимостей) или нарушения некоторых важнейших физических принципов. Объединить две эти теории удалось лишь в рамках теории струн и суперструн. В середине 1980-х гг. в апогее первой революции в теории суперструн на семинарах царила безграничная эйфория. Физиков окрыляла надежда на то, что скоро у них появится полное понимание теории струн, и она предстанет пред ними в качестве окончательной теории Вселенной. Конференции по струнам, проводившиеся в конце 1980-х гг., уже отражали скрытое разочарование: физики представляли интересные результаты, но в атмосфере конференции не чувствовалось вдохновения. На конференции по струнам, состоявшейся в марте 1995 г. в университете Южной Калифорнии, Эдвард Виттен сделал доклад, который вызвал вторую революцию в теории суперструн. Он объявил о новой стратегии выхода за рамки теории возмущений в теории струн, главным элементом этой стратегии было понятие дуальности. Подобно лучикам морской звезды все теории струн рассматриваются сейчас как части единого целого. Этот единый формализм условно назвали М-теорией. М-теория рассматривает одиннадцать измерений (десять пространственных и одно временное). Второе установленное свойство М-теории состоит в том, что она, кроме колеблющихся струн, включает и другие объекты: колеблющиеся двумерные мембраны и трехмерные капли (последние называют 3-бранами) [7, 8].

Петли теории струн имеют резонансные моды колебаний, похожие на моды резонансных колебаний скрипичных струн (рис. 1) [7]. При этом вдоль струны укладывается в точности целое число максимумов и минимумов.

Согласно теории струн Вселенная имеет дополнительные измерения, свернутые в пространства Колаби – Яу (рис. 2 и 3) [7].

Основы теории гравитации Эйнштейна состоят в том, что массивное тело, такое как, например, Солнце заставляет структуру пространства искривляться подобно тому, как деформируется резиновая пленка, если на нее положить шар для боулинга.



Рис. 1. Геометрические основы теории струн



Рис. 2. Пример пространства Колаби – Яу



Рис. 3. Предполагаемая геометрия Вселенной, состоящая из набора пространств Колаби – Яу



Рис. 5. Геометрия черной дыры

И, следовательно, Земля остается на орбите вокруг Солнца потому, что катится по ложбине в искривленной структуре пространства. Говоря более точно, она следует «линии наименьшего сопротивления» в деформированной окрестности Солнца (рис. 4) [7].

Черная дыра искривляет структуру окружающего пространства-времени настолько сильно, что любой объект, пересекающий ее «горизонт событий» не может ускользнуть из ее гравитационной ловушки. Никто не знает в точности, что происходит в глубинах черных дыр.



Рис. 6. Заполненная КЭ модель планеты Земля

#### Модели Земли и трехмерной капли

Известны результаты расчетов для моделей Земли с внутренним заполнением [5, 6]. Рассматриваемые модели представляют собой сферические оболочки с радиусами 6.333 м, 6333 м и 6333 км и толщинами 0,21 м, 210 м и 210 км соответственно. Внутри каждой модели действует давление 650000 Па. Радиусы внутренних ядер моделей, соответственно, равны 3,475 м, 3475 м и 3475 км. Пространство между оболочкой и ядром заполняет мантия. Плотность оболочек 2700 кг/м<sup>3</sup>, плотность мантий 3700 кг/м<sup>3</sup>, плотность ядер 13000 кг/м<sup>3</sup>. Массы моделей, соответственно, равны 5,45·10<sup>6</sup> кг, 5,45·10<sup>15</sup> кг и 5,45·10<sup>24</sup> кг. Основное закрепление моделей осуществляется в центрах ядер. Вид КЭ моделей представлен на рис. 6.

Анализ форм собственных колебаний этих моделей Земли и большой однородной модели, упомянутой выше как трехмерная капля показал, что многие из решаемых в настоящее время задач при создании М-теории находят там свое решение. Так, например, четко проявляются необходимые одиннадцать и более (16, 26, 35, 52 и т. д) пространственно-временных измерений и т. п. Там, как и ранее [4–6], на разномасштабных моделях Земли ярко проявляется действие масштабного эффекта [3]. Так, «колючие» (по-видимому, взрывные) картинки для большой модели Земли начинают появляться с 252-й формы колебаний, для средней модели Земли – с 370-й формы и для малой модели – с 377-й формы колебаний. Для большой каплеобразной модели таких «колючих» картинок не обнаружено при расчетах до 550-й формы колебаний за 55 запусков задачи. Повидимому, для их появления на ядрах и оболочках моделей необходимо наличие промежуточной, передающей взаимное воздействие прослойки (мантии) или полей взаимодействия ядер и оболочек.

Видим, что модель трехмерной однородной капли не дает такого богатого разнообразия форм собственных колебаний, как отражающие внутреннее строение Земли модели, содержащие ядро, мантию и оболочку.

Аналогичные подходы оправдывают себя при рассмотрении, например, модели Солнца. На рис. 7 показана схема внутреннего строения Солнца. На схеме видны периодически расположенные арочные протуберанцы. Аналогичные картинки с протуберанцами получены для некоторых форм собственных колебаний конечноэлементной модели Солнца (рис. 8).

В таблице приведены расчетные оценки, сделанные благодаря масштабному эффекту, периодов резонансных колебаний Земли, Солнца, нашей Галактики и Вселенной. Видим, что периоды этих колебаний для Галактики и Вселенной составляют многие миллиарды лет. Резонансы могут объяснять физику происхождения огромной темной энергии и другие проблемные вопросы современной науки. Так расширяется или просто колеблется и резонирует наша Галактика и Вселенная?



Рис. 7. Внутреннее строение Солнца 296



б





# Рис. 9. Изменение по частоте магнитуды перемещений узла фотосферы в модели Солнца

ПАРАМЕТР	ЗЕМЛЯ	СОЛНЦЕ	ГАЛАКТИКА	ВСЕЛЕННАЯ
Радиус	6378 км	695500 км	100000 св. лет	>10 млрд св. лет
Период резонансных колебаний	8,8 часа	11,6 суток	34 млрд лет	>34000 млрд лет

В докладе сделан краткий обзор этапов создания теории суперструн в качестве единой физической М-теории и предлагаются к рассмотрению для этих целей также результаты модального и гармонического анализов разномасштабных моделей нашей планеты Земля. Видно, что именно с помощью анализа собственных частот колебаний и резонансных явлений для моделей, отражающих внутреннее строение Земли (а не однородных каплеобразных), можно достаточно просто решить многие вопросы, возникающие при создании единой теории физических процессов. Также показано проявление масштабного эффекта при анализе идентичных наборов собственных частот для разномасштабных моделей Земли.

Может быть, сама природа-матушка подсказывает строить единую физическую М-теорию на основе моделей, подобных отражающим строение Земли моделям? При этом параметры составляющих ее структур (ядра, мантии и оболочки) или поля их взаимодействия можно изменять в широчайших диапазонах [9].

#### Список литературы

1. Сухонос С.И. Масштабный эффект – неразгаданная угроза. – М.: Новый центр, 2001. – 68 с.

2. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. – М.: Наука, 1986. – 512 с.

3. Шабуневич В.И. Динамический масштабный эффект. Примеры применения. LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013. – 56 с.

4. Шабуневич В.И. Масштабный эффект в механике разрушения. Образцы с трещинами. LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013. – 64 с.

5. Шабуневич В.И. Масштабный эффект в динамике различных объектов. Примеры применения. LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013. – 262 с.

6. Шабуневич В.И. Масштабный эффект в механике разрушения. LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013. – 62 с.

7. Грин Б. Элегантная Вселенная. Суперструны, скрытые размерности и поиски окончательной теории. – М.: УРСС, 2004. – 292 с.

8. Каку М. Введение в теорию суперструн. – М.: Мир, 1999. – 624 с.

9. Шабуневич В.И. Возможные модели единой теории физики. LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014. – 104 с.

# СТРУКТУРА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СПЕКТРОВ ПОТОКОВ ЭЛЕКТРОНОВ ВНЕШНЕГО РАДИАЦИОННОГО ПОЯСА ЗЕМЛИ И ДИНАМИКА ПОГЛОЩЕННОЙ ДОЗЫ РАДИАЦИИ В ПЕРИОД МИНИМУМА СОЛНЕЧНОЙ АКТИВНОСТИ В 2007 Г. И 2009 Г.

И.П. Безродных, Е.И. Морозова, А.А. Петрукович (ИКИ РАН) М.Н. Будяк, М.В. Кожухов, А.А. Мусалитин, В.Т. Семёнов (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

# Введение

Возможности длительной эксплуатации оборудования на спутниках тесно связаны с динамикой потоков электронов внешнего радиационного пояса Земли (ВРПЗ), увеличение радиационных нагрузок может приводить к нарушениям работы электронных систем: появлению поверхностных токов и возникновению спонтанных электрических разрядов. Структура потоков электронов ВРПЗ формируется под влиянием целого ряда конкурирующих процессов транспортировки, ускорения и потерь частиц, которые возникают внутри магнитосферы и на ее границах при воздействии солнечного ветра (СВ). Значительные вариации потоков электронов ВРПЗ, связанные с перестройкой структуры потоков СВ, вызывают значительные изменения структуры энергетических спектров электронов ВРПЗ, что приводит к изменению радиационных дозовых нагрузок для аппаратуры на космических аппаратах. В работе анализируется динамика энергетических спектров электронов ВРПЗ для периода минимума солнечной активности 23-го солнечного цикла в 2007 г. и в 2009 г. и показано влияние двух различных источников СВ на формирование потоков электронов ВРПЗ, высокоскоростных и медленных потоков СВ. В 2007 г. рекуррентные потоки CB со скоростью >500 км/с наблюдались ~ 30 % времени, средняя скорость CB составила ~ 440 км/с. В 2009 г. потоки CB со скоростью < 400 км/с наблюдались ~ 75 % времени, средняя скорость СВ составила 364 км/с [1]. В работе подробно для каждого из 30 возрастаний потоков электронов в 2007 г., вызванных высокоскоростными потоками СВ, анализируется временная динамика и структура энергетических спектров электронов ВРПЗ (диапазон энергии 21 кэВ – 2 МэВ, данные спутников LANL). Анализ полученных результатов указывает на различие механизмов (как суммарного эффекта комплекса конкурирующих процессов ускорения, потерь и транспортировки частиц), ответственных за возрастание потоков низкоэнергичных и релятивистских электронов. Увеличение скорости СВ сопровождается значительным повышением потока электронов малых энергий < 300 кэВ (спектр становится более мягким) – эффективность механизма падает при увеличении энергии частиц. Структура энергетического спектра электронов > 600 кэВ указывает на преимущественное повышение интенсивности высокоэнергичных частиц (спектр становится более жестким) – с увеличением энергии электронов повышается эффективность механизма формирования потоков релятивистских электронов (при этом время достижения максимальной интенсивности частиц увеличивается с увеличением энергии частиц). Отметим, что минимальная эффективность обоих механизмов наблюдается для диапазона энергий электронов ~ 200-400 кэВ (для этого диапазона энергий отмечаются минимальные вариации потоков частиц при изменениях скорости СВ). Наши результаты указывают на двухэтапный механизм формирования потоков релятивистских электронов ВРПЗ, такой концепции в настоящее

время придерживается большинство исследователей [2, 3]. В 2009 г., по сравнению с 2007 г., интенсивность потоков электронов уменьшается для всего рассматриваемого диапазона энергий, существенно меняется и структура энергетических спектров: уменьшение интенсивности зависит от энергии частиц, что приводит к значительному уменьшению относительного содержания в спектре числа релятивистских частиц. В работе вычисляются среднегодовые радиационные нагрузки для 2007 г. и 2009 г. и показано существенное отличие суточной дозовой нагрузки для зарегистрированных в 2007 г. максимальных потоков электронов от среднегодовой суточной дозовой нагрузки.

#### Результаты обработки экспериментальных данных

В работе использована следующая база данных: данные за 2007–2009 гг. по параметрам СВ взяты с сайта [4]; данные за 2007–2009 гг. для потоков электронов 24,1 кэВ – 2 МэВ (13 энергетических каналов), полученные на спутниках серии LANL на геостационарной орбите, взяты с сайта [5].

На рис. 1 (для первых 90 дней 2007 г.) и на рис. 2 (для первых 90 дней 2009 г.) представлены временные профили потоков электронов (диапазон энергии 24,1 кэВ – 2000 кэВ, 13 энергетических каналов, данные спутника LANLGEO) и показана временная структура скорости CB.

Далее мы подробно рассмотрим структуру потоков ВРПЗ, сформированных в 2007 г. при воздействии высокоскоростных потоков СВ. На графике (рис. 1) отлично просматривается тесная связь возрастаний потоков электронов с появлением 10 высокоскоростных потоков СВ. В 2007 г. можно выделить 30 достаточно изолированных возрастаний (событий) потоков электронов, вызванных высокоскоростными потоками СВ. Отметим сильные вариации величин потоков для различных событий, наиболее значительные для энергий электронов >1 МэВ. Вариации потоков электронов ВРПЗ отражают сложный динамический баланс между конкурирующими процессами транспортировки, ускорения и потерь частиц, которые формируются в магнитосфере при воздействии солнечного ветра [6, 7].

На рис. 3 в качестве примера динамики энергетических спектров при воздействии высокоскоростного потока CB (*V*=660 км/с) приведена последовательность энергетических спектров электронов в событии 15–26 января 2007 г.

На рис. 3 показаны энергетические спектры электронов для нескольких периодов: для 15 января (минимум потока электронов ≥ 1 МэВ – черный цвет), для 18 января (максимум потока электронов 24,1 кэВ - красный цвет), для 21 января (максимум потока электронов 925 кэВ – зеленый цвет) и для 26 января (максимум потока 2000 кэВ – коричневый). В этом событии увеличение потоков низко-энергичных электронов совпадает с максимумом скорости СВ (17 января), потоки электронов с энергией 31,7 кэВ, 127 кэВ и 270 кэВ возрастают соответственно ~ в 2, 1,7 и 1,3 раза, в это же время начинают увеличиваться потоки электронов с энергией ≥ 407 кэВ. Скорость нарастания потоков увеличивается с увеличением энергии частиц, например, для энергий электронов 407 кэВ, 925 кэВ и 2 МэВ потоки за сутки (с 16 до17 января) увеличиваются соответственно ~ в 1,6, 4,5 и 30 раз. Максимальные величины потоков электронов < 200 кэВ (максимум инжекции) наблюдаются спустя сутки (18 января) после максимума скорости СВ (17 января). Такая динамика энергетических спектров электронов ВРП достаточно типична для возрастаний, формируемых в магнитосфере при воздействии высокоскоростных потоков. Следует отметить различие в механизмах формирования низкоэнергичных < 300 кэВ электронов (эффективность механизмов падает с увеличением энергии) и электронов > 400 кэВ (эффективность повышается с увеличением энергии).



Рис. 1. Динамика потока электронов для 13 энергетических каналов электронов от 24,1 кэВ до 2 МэВ и скорости СВ для первых 90 дней 2007 г. Цветная маркировка каналов указана на панелях

Характерной особенностью временной структуры возрастаний является зависимость моментов регистрации максимальных потоков частиц от энергии электронов. Удобно рассмотреть времена задержки регистрации максимальных потоков относительно момента регистрации максимальных потоков низкоэнергичных электронов (максимума инжекции). На рис. 4 для всех возрастаний потоков электронов в 2007 г. представлено распределение моментов задержки (единица измерения – сутки) максимальных потоков электронов с энергией 407 кэВ, 925 кэВ, 1,3МэВ и 2 МэВ относительно времени регистрации максимальных потоков электронов с энергией 24,1 кэВ.



Рис. 2. Динамика потока электронов для 13 энергетических каналов электронов от 24,1 кэВ до 2 МэВ и скорости СВ для первых 90 дней 2009 г. Цветная маркировка каналов указана на панелях

Сравнивая типы распределений потоков электронов разных энергий, можно выделить некоторые закономерности: максимумы распределений потоков электронов 407 кэВ и  $\geq$  925 кэВ соответствуют задержкам относительно максимума инжекции 1-м и 2-м суткам; с увеличением энергии частиц распределения сдвигаются к большим задержкам, при увеличении энергии частиц значительно увеличивается процент задержек  $\geq$  4 суткам.



Рис. 3. Динамика энергетических спектров электронов для события 15–26 января 2007 г.: *I* – спектр 15 января (минимум потока электронов 925 кэВ); *2* – спектр 18 января (максимум инжекции – максимум потоков электронов < 200 кэВ); *3* – спектр 21 января (максимумы потоков электронов 925 кэВ и 1,3 МэВ); *4* – спектр 26 января (максимум потока электронов 2 МэВ)



Рис. 4. Распределение времени задержки (%) максимальных потоков электронов 407,5 кэВ, 925 кэВ, 1300 кэВ и 2000 кэВ относительно максимума инжекции (момента регистрации максимальных потоков электронов для энергий <200 кэВ)

304



Рис. 5. Зависимость интенсивности (о. е.) потоков электронов 62,5 кэВ, 407,5 кэВ, 925 кэВ и 1,3 МэВ для пяти диапазонов скорости CB: 400–499 км/с – 1, 500–550 км/с – 2, 551–600 км/с (Кр=24) – 3, 601–650 км/с (Кр=22,5) – 4 и >650 км/с – 5. Цветные маркеры указаны на графике

Энергетические спектры электронов, построенные по максимальным потокам частиц каждой энергии, и времена задержки регистрации максимальных потоков относительно максимума инжекции являются основными параметрами для анализа структуры возрастаний потоков. Для всех событий 2007 г. при оценке влияния скорости солнечного ветра на интенсивность потоков частиц была сделана выборка величин максимальных потоков в каждом диапазоне энергий для пяти диапазонов скорости CB: 400–499 км/с, 500–550 км/с, 551–600 км/с, 661–650 км/с и >650 км/с.

На рис. 5 представлены распределения интенсивности электронов для энергий 62,5 кэВ, 407,5 кэВ, 925 кэВ, 1,3 МэВ для пяти диапазонов скорости CB: 400–499 км/с, 500–550 км/с, 551–600 км/с, 601–650 км/с и >650 км/с. Отметим, что при увеличении скорости CB от 525км/с до скоростей  $\Box$  650 км/с наиболее значительные возрастания потоков регистрируются для энергий электронов  $\geq$  1 МэВ. Для энергий 407,5 кэВ, 925 кэВ, 1,.3 МэВ и 2 МэВ потоки увеличиваются соответственно в 1,3, 1,9, 2,5 и 7,6 раз. Это означает, что эффективность механизмов формирования потоков релятивистских частиц повышается при увеличении скорости CB. Следует отметить, что нет прямой зависимости интенсивности потоков электронов от состояния магнитосферы и параметров CB, что указывает на значительное разнообразие типов и мощности процессов, реализуемых при формировании потоков частиц в отдельных событиях. Например, при близких значениях скорости CB (584 и 566 км/с) и близких среднесуточных величинах *Кр*-индекса (25 и 26 при МИ)

максимальные потоки релятивистских электронов в событиях 6—8 марта 2007 г. и 14 —16 июня 2007 г. отличаются на порядок (отношение максимальных потоков для 925 кэВ, 1300 кэВ и 2000 кэВ равны соответственно ~ 6, 13 и 54). Отметим, увеличение потоков релятивистских электронов не всегда более значительное при большей скорости CB. Например, при равных значениях *Кр*-индекса (~ 30) потоки релятивистских электронов 2000 кэВ при скорости CB *V*=602 км/с ~ в 1,7 раз выше (событие 31 марта – 6 апреля 2007 г.), чем при скорости *V*=660 км/с (событие 15 – 26 января 2007 г.). Интересно сравнить влияние определенных структур CB на формирование энергетических спектров потоков электронов ВРПЗ и, в частности, сравнить энергетические спектры потоков электронов ВРПЗ, сформированные в 2007 г., в основном при воздействии рекуррентных высокоскоростных потоков CB, и спектры, сформированные в 2009 г. в отсутствие высокоскоростных потоков при чрезвычайно низких величинах скорости CB.

На рис. 6 представлена структура энергетических спектров электронов в 2007 г. и 2009г.: *1* – средний спектр потоков электронов в 2007 г.; *2* – средний спектр при минимальных потоках 925 кэВ электронов для 2007 г.; *3* – средний спектр потоков электронов в 2009 г.; *4* — спектр максимальных потоков для самого значительного возрастания потоков в событии 31 марта – 6 апреля 2007 г. (*V*=602 км/с).



Рис. 6. Структура энергетических спектров электронов в 2007 г. и 2009 г.: 1 – средний спектр потоков электронов в 2007 г.; 2 — средний спектр при минимальных потоках 925 кэВ электронов для 2007 г.; 3 — средний спектр потоков электронов в 2009 г.; 4 — спектр максимальных потоков для самого значительного возрастания потоков в событии 31 марта – 6 апреля 2007 г. (V=602 км/с)

Потоки электронов, сформированные при воздействии высокоскоростного потока со скоростью 602 км/с (спектр 4), значительно выше средних величин (спектр 1) потоков для 2007 г. Отношение потоков для энергий 31,7 кэВ, 270 кэВ, 407,5 кэВ, 925 кэВ и 2 МэВ соответственно равно ~ 4,7, 1,8, 2,2, 3,7 и 8,6 раз. Это означает, что механизмы формирования структуры энергетических спектров электронов при воздействии высокоскоростных потоков значительно отличаются для энергий электронов < 200 кэВ (с увеличением энергии электронов эффективность механизмов понижается) и энергий > 400 кэВ (с увеличением энергии электронов повышается эффективность механизмов, что приводит к преимущественному повышению потока релятивистских электронов). Следует отметить, что для энергий ~ 300-400 кэВ регистрируются минимальные вариации потоков при изменении скорости СВ. В 2009 г. фиксируется значительное уменьшение интенсивности электронов всех энергий. По сравнению с 2007 г. средние потоки частиц для энергий < 200 кэВ, 407,5 кэВ, 925 кэВ и 2000 кэВ уменьшились соответственно ~ в 2,2, 2,8, 5,8 и 14,5 раз. В 2009 г. зарегистрированы на ГСО орбите самые низкие за все время наблюдений (два солнечных цикла) потоки релятивистских электронов  $\geq 2000$  кэВ [8]. Такое «опустошение» электронных потоков ВРПЗ связано с чрезвычайно низкими величинами межпланетного магнитного поля (~ 4 нT) и скорости СВ (~364 км/с), что привело к чрезвычайно низкой геомагнитной активности (*Кр*-индекс = 8,99; *Dst*-индекс = -2,9), значительному уменьшению числа и мощности суббурь и ослаблению магнитосферной конвекции [9].

Следует отметить, что возможности длительной эксплуатации оборудования на спутниках тесно связаны с динамикой потоков электронов ВРПЗ, увеличение радиационных нагрузок может приводить к нарушениям работы электронных систем и возникновению спонтанных электрических разрядов [10, 11].

Сравним дозовые радиационные нагрузки при потоках электронов ВРПЗ, представленных спектрами на рис. 6., для спектров средних потоков электронов в 2007 г. и 2009 г. и для спектра максимальных потоков в 2007 г. Для диапазона энергий электронов 24,1 кэВ – 2000 кэВ годовая поглощенная доза в 2007 г. равна ≈1,75·10<sup>8</sup> рад, в 2009 г. равна  $\approx 8,13 \cdot 10^7$  рад. Увеличение почти в 2 раза дозовой нагрузки в 2007 г. определятся возрастанием потока низкоэнергичных электронов ≤ 400 кэВ. Поглощенная годовая доза для диапазона энергий 24,1–400 кэВ составляет соответственно  $\approx 1,73 \cdot 10^8$  рад и  $\approx$ 8,07·10<sup>7</sup> рад в 2007 г. и в 2009 г. Преимущественная генерация электронов с энергией > 400 кэВ при воздействии высокоскоростных потоков СВ нашла отражение в значительном увеличении годовой дозы (в 3,8 раза) для диапазона энергий электронов 400–2000 кэВ ( $\approx 2,49 \cdot 10^6$  рад в 2007 г. и  $\approx 6,56 \cdot 10^5$  рад в 2009 г.). Интересно сравнить величины сугочной поглощенной дозы для максимальных потоков электронов 2007 г. (спектр 4, рис. 6) со среднегодовыми суточными значениями (спектр 1, рис. 6). Для диапазона энергий электронов 24,1-400 кэВ максимальная величина составляет ~1,94·10<sup>6</sup> рад/сутки, средняя для 2007 г. ~ 4,74·10<sup>5</sup> рад/сутки (увеличение ~ в 4,1 раза), для диапазона 400–2000 кэВ максимальная величина составляет ~ 2·10<sup>4</sup> рад/сутки, средняя ~  $6,82 \cdot 10^3$  рад/сутки (увеличение ~ в 2,9 раза).

#### Основные результаты

В работе представлены результаты исследования структуры энергетических спектров электронов ВРПЗ в период минимума солнечной активности в 2007 г. и в 2009 г. Рассмотрена динамика энергетических спектров отдельно для каждого из 30 возрастаний потоков электронов, сформированных в 2007 г. при воздействии высокоскоростных потоков СВ. Анализ полученных результатов указывает на различие механизмов (как суммарного эффекта комплекса конкурирующих процессов ускорения, потерь и транспортировки частиц), ответственных за возрастание потоков

низкоэнергичных и релятивистских электронов. Показано, что реакция на возрастание скорости CB значительно отличается для энергий электронов < 200-300 кэВ и энергий электронов > 400кэВ, что нашло отражение в структуре и временной динамике энергетических спектров для этих энергий. Для энергий < 200-300 кэВ увеличение потока электронов начинается при увеличении скорости СВ, максимальные потоки частиц (максимум инжекции) достигаются в пределах суток относительно максимума скорости СВ. Возрастание потоков релятивистских электронов продолжается достаточно долго, задержка максимумов потоков частиц относительно максимума инжекции составляет в среднем ~ 2-3-е суток. Следует отметить значительное отличие в зависимости от энергии частиц эффективности этих механизмов. Для электронов < 200-300 кэВ увеличение скорости CB сопровождается значительным повышением потока электронов малых энергий < 50 кэВ (спектр становится более мягким) – эффективность механизма падает при увеличении энергии частиц. Структура энергетического спектра электронов > 600 кэВ указывает на преимущественное повышение интенсивности высокоэнергичных частиц (спектр становится более жестким) – с увеличением энергии электронов повышается эффективность механизма формирования потоков релятивистских электронов (при этом время достижения максимальной интенсивности частиц увеличивается с увеличением энергии частиц). Отметим, что минимальная эффективность обоих механизмов наблюдается для диапазона энергий электронов ~ 200-400 кэВ (для этого диапазона энергий отмечаются минимальные вариации потоков частиц при изменениях скорости СВ). Наши результаты указывают на двухэтапный механизм формирования потоков релятивистских электронов ВРПЗ, такой концепции придерживается в настоящее время большинство исследователей [2, 3].

Для сравнения влияния рекуррентных высокоскоростных потоков CB на формирование структуры потоков электронов CB в работе проведен анализ среднегодовых энергетических спектров электронов для 2007 г. и 2009 г.

	· <u> </u>	<b>1</b> · · · <b>v</b>			
СРЕДНЕГОДОВАЯ ДОЗА, рад/год			СРЕДНЕСУТОЧНАЯ ДОЗА, рад/сутки		
Диапазон энергии электронов		Пописат	Диапазон энергии электронов		
период	24,1–400 кэВ	400-2000кэВ	период	24,1–400 кэВ	400–2000кэВ
2007	1,73·10 <sup>8</sup>	2,49·10 <sup>6</sup>	2007	4,74·10 <sup>5</sup>	6,82·10 <sup>3</sup>
2009	8,07·10 <sup>7</sup>	6,56·10 <sup>5</sup>	Для макс. потоков	1,94·10 <sup>6</sup>	$2.10^{4}$

Таблица среднегодовых и среднесуточных величин поглощенной дозы

В 2007 г. средняя структура спектров формируется как суммарный эффект 30 возрастаний потоков электронов при воздействии рекуррентных высокоскоростных потоков СВ (потоки СВ со скоростью >500 км/с наблюдались ~ 30 % времени). В 2009 г. средняя структура спектров сформирована при чрезвычайно низких величинах скорости СВ (потоки СВ со скоростью < 400 км/с наблюдались ~ 75 % времени).

В 2009 г. интенсивность потоков электронов уменьшается для всего рассматриваемого диапазона энергий электронов, по сравнению с 2007 г., существенно меняется и структура энергетических спектров (уменьшение интенсивности зависит от энергии частиц). Для энергий электронов < 300 кэВ потоки частиц в среднем уменьшаются ~ в 2 раза. Для энергий > 400 кэВ проявляется сильная зависимость глубины спада от энергии электронов, что приводит к существенному уменьшению в спектре числа релятивистских частиц (это уменьшение для электронов 407,5 кэВ, 925 кэВ и 2000 кэВ равно ~ 2,8, 5,8 и 14,5). Значительные вариации потоков электронов ВРПЗ, связанные с перестройкой структуры потоков СВ, вызывают изменения радиационных дозовых нагрузок для аппаратуры на космических

аппаратах, орбиты которых проходят вблизи экваториальной области внешнего радиационного пояса Земли (ВРПЗ). В таблице представлены среднегодовые дозовые нагрузки, вычисленные для двух энергетических диапазонов потоков электронов 24,1–400 кэВ и 400– 2000 кэВ для 2007 г. и 2009 г. Там же для сравнения показаны среднесуточные величины дозовых нагрузок для средних и максимальных величин потоков в 2007 г. Следует отметить, что максимальная среднесуточная доза для диапазона энергий электронов 24,1–400 кэВ превышает ~ в 4 раза среднюю величину, для диапазона 400–2000 кэВ ~ в 3 раза.

# Список литературы

1. Формирование периодических структур в потоках солнечного ветра и в магнитосфере Земли в период минимума солнечной активности 2006–2010 г. / И.П. Безродных, Е.И. Морозова, А.А. Петрукович и др. // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2015. – Т. 145. – С. 27–41.

2. Timescale for radiation belt electron acceleration by whistler mode chorus waves/ Richard B. Horne, Richard M. Thorne, Sarah A. Glauert et al/ // J. Geophys. Res. Space Physics, 2005. - V. 110.

3. Energy-dependent dynamics of keV to MeV electrons in the inner zone, outer zone, and slot regions / Geoffrey D. Reeves, Reiner H. W. Friedel, Brian A. Larsen, Ruth M. Skoug et al. // J. Geophys. Res. Space Physics, 2016. – V. 121. – P. 397–412.

4. Электронный pecypc. – Режим доступа: http://omni-web.gsfc.nasa.gov/form/dx1.html.

5. Электронный ресурс. – Режим доступа: ftp:/ftp.agu/org/apend/ja/2010ja015735.

6. The dual role of ELF/VLF chorus waves in the acceleration and precipitation of radiation belt electrons / Bortnik J., R. M. Thorne //J. Atmos. Sol. Terr. Phys. 2007. – V. 69. – P. 378–386.

7. Competing source and loss mechanisms due to wave-particle interactions in Earth's outer radiation belt during the 30 September to 3 October 2012 geomagnetic storm / D. L. Turner, V. Angelopoulos, W. Li, J. Bortnik et al. // J. Geophys. Res.Space Physics, 2014. – V. 119. – Issue 3. – P. 1960–1979.

8. Why are relativistic electrons persistently quiet at geosynchronous orbit in 2009?/ R. Kataoka, Y. Miyoshi // Space Weather, 2010. - V. 8.

9. Nature's Grand Experiment: Linkage Between Magnetospheric Convection and the Radiation Belts / Craig J. Rodger, Kathy Cresswell-Moorcock, Mark A. Clilverd // J. Geophys. Res. Space Physics, 2016. – V. 121. – Issue 1. – P. 171–189.

10. Space weather conditions and spacecraft anomalies in different orbits/N. Iucci, A. E. Levitin, A. V. Belov, E. A. Eroshenko et al. // Space Weather, 2005. - V. 3.

11. Analysis of GEO spacecraft anomalies: Space weather relationships / HoSung Choi, Jaejin Lee, Kyun Suk Cho et al. // Space Weather, 2011. – V. 9. [Электронный ресурс.] – Режим доступа: http://d54x.ru/articles/02/201602.pdf.

# ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ГЛУБИННОГО СТРОЕНИЯ ЗЕМНОЙ КОРЫ МЕТОДОМ ГРАДИЕНТНЫХ МАГНИТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА СТРАТОСФЕРНЫХ ВЫСОТАХ

Ю.П. Цветков, С.В. Филиппов (ИЗМИРАН) О.М. Брехов (МАИ) А.Н. Ивлев (ВНК Вооруженных Сил Российской Федерации)

Аннотация: в работе приводятся аргументы в пользу использования стратосферных градиентных магнитных съемок при изучении строения земной коры и поиске месторождений полезных ископаемых. В качестве прибора для съемок предлагается аэростатный магнитный градиентометр с длиной измерительной базы, равной 6 км. Приводятся принципиальная схема и описание некоторых деталей такого прибора и пример его использования в реальных условиях. Ключевые слова: аномальное геомагнитное поле, аэростатные градиентные геомагнитные съемки, внутреннее строение земной коры, дистанционное зондирование Земли.

#### Введение

В проблеме изучения строения земной коры одним из инструментов является – изучение поведения аномального геомагнитного поля (ГМП). В настоящее время аномальное ГМП представлено аналитическими моделями и графическими (либо цифровыми) наземными картами. Карта [1] построена по данным маловысотных аэромагнитных съемок. В настоящее время это единственный источник об аномальном ГМП территории бывшего СССР. Теория подтверждает возможность высокоточного пересчета аномального магнитного поля, заданного на поверхности Земли, вверх от нее [2, 3]. После появления высотных измерений ГМП неоднократные попытки пересчета поля вверх по наземным данным и сравнение их с измеренными данными показали значительные расхождения между экспериментальными и расчетными значениями [4]. Этот факт объясняется тем, «что погрешность выделения аномалий определяется, прежде всего, представительностью исходных данных, в меньшей степени влияет погрешность принятой методики пересчета» [5]. Повидимому, магнитные поля глубинных источников, выделенные из аэромагнитных съемок «теряются» из-за наличия высокоинтенсивных полей приповерхностных источников. Задача точного выделения аномального поля из измеряемого на поверхности Земли до сих пор не решена. По этой причине адекватно проводить пересчет аномального ГМП поля вверх по наземным данным невозможно, поэтому для определения аномального ГМП над поверхностью Земли требуется выполнять геомагнитную съемку на нужных высотах. Данный вывод подтверждает работа [6], в которой показано, что спектр аномального ГМП, полученный по данным аэромагнитных и спутниковых магнитных съемок имеет разрыв в диапазоне периодов 150-600 км. Авторы статьи утверждают, что, несмотря на высокоточные измерения ГМП, из данных маловысотных аэромагнитных съемок невозможно выделить сигналы, гармоники которых соответствуют этому разрыву, и рекомендуют выполнить для этих целей сверхвысотную аэромагнитную съемку на высотах в 22 км.

В статье [7] показано, что для детального изучения поля глубинных источников принципиально необходимы магнитные съемки на высотах 20–40 км, численно сопо-

ставимых с вертикальной мощностью земной коры. Аномальное ГМП на этих высотах формируется с естественным осреднением локальных аномалий. Магнитные поля от поверхностных и глубинных источников имеют величины одного и того же порядка, так как удаленность точки измерения от земной поверхности и от подошвы земной коры отличается всего лишь в два раза.

В последние десятилетия были созданы предпосылки для получения качественных данных аэростатных магнитных съемок. Это создание:

- глобальных навигационных систем - GPS и ГЛОНАСС;

 – глобальных систем спутниковой передачи данных из любой точки земного шара (GlobalStar, IRIDIUM и др.);

– глобальных аналитических моделей ГМП по спутниковым магнитным измерениям (IGRF и др.);

– аэростатного магнитного градиентометра с вертикально ориентированной измерительной базой длиной 6 км.

Стратосферные высоты 20–40 км освоены аэростатами. Выше велопаузы (~18 км) существуют регулярные зональные воздушные течения [8], вместе с которыми аэростат способен совершать кругосветные полеты вдоль географических параллелей. Россия занимает уникальное положение в мире для полетов стратосферных аэростатов – протяженность ее территории с запада на восток составляет порядка 10 000 км и практически нет препятствий для кругосветных полетов российских аэростатов над Северным Ледовитым океаном.

Таким образом, к вопросу изучения внутреннего строения земной коры на территории Росси могут быть привлечены данные аэростатных геомагнитных съемок, о чем пойдет речь в данной работе.

# ГМП и его характеристики, достоинства метода градиентных магнитных съемок в стратосфере

ГМП характеризуется неоднородной пространственной структурой и широким спектром временных вариаций. ГМП имеет внутреннюю (внутреннее ГМП) и внешнюю (внешнее ГМП) природу. В целом ГМП состоит из трех основных составляющих, обусловленных разными физическими процессами.

Первая (основная) часть – это внутреннее ГМП, источник которого находится внутри земного шара в жидком ядре. Примерно 99 % внутреннего ГМП составляет главное (нормальное) ГМП, возникающее вследствие динамо-процессов во внешней части жидкого ядра Земли. Величина главного ГМП на земной поверхности достигает 65000 нТл.

Вторая часть – также внутреннее ГМП, представляющее собой аномальное ГМП, источники которого находятся в земной коре (возможно, и в верхней мантии). Аномальное ГМП создается намагниченными горными породами земной коры как следствие магматической и метаморфической природы горных пород (земная кора намагничена до глубин ~40 км, лимитируемых изотермой Кюри).

Третьей частью, составляющей ГМП, является внешнее (или переменное) ГМП, создаваемое электрическими токами в магнитосфере и ионосфере Земли. Магнитный эффект этих токов наблюдается на Земле в виде регулярных вариаций (суточных, сезонных и др.) и спорадических флуктуаций на временных интервалах от менее чем секундных до многочасовых отклонений от спокойного уровня. Быстрые флуктуации, связанные с токовыми системами магнитных бурь, суббурь и другими нестационарными явлениями формируют геомагнитную активность. Сюда же можно отнести часть поля, которая генерируется токами индукции в земной коре и водной оболочке Земли за счет переменной части ГМП.

Данные о геомагнитном поле получают на магнитных обсерваториях из наземных, аэромагнитных, спутниковых съемок, а также из аэростатных измерений. Все

эти виды магнитных съемок имеют свои особенности, достоинства и недостатки. В частности, по данным спутниковых геомагнитных съемок впервые была создана достаточно репрезентативная модель главного ГМП, и в этом неоспоримое достоинство спутниковых магнитных съемок. Но данные спутниковых магнитных съемок (из-за большой высоты съемки – 350–600 км) содержат только низкочастотные составляющие аномального ГМП (в лучшем случае начиная от длин 200 км и более), и использование их не позволяет подробно интерпретировать строение земной коры.

В данной работе мы остановимся на достоинствах геомагнитных съемок с помощью стратосферных аэростатов.

Как указано выше, для адекватного решения задачи о структуре земной коры на больших глубинах с помощью знаний об аномальном магнитном поле требуется выполнять магнитные съемки на высотах, численно сопоставимых с вертикальной мощностью земной коры. Аэростатные магнитные съемки в стратосфере полностью соответствуют этой задаче. На этих высотах локальные аномалии (от приповерхностных источников) существенно уменьшены по величине, а аномалии от глубинных источников хорошо выделяются.

Другим достоинством магнитных съемок в стратосфере является то, что с их помощью можно выполнять градиентные магнитные съемки, т. е. измерять поле одновременно на разных высотах. Такой стратосферный градиентометр был создан авторами данной работы и уже более 20 лет используется на практике. Особенностью измерений таким прибором является то, что градиент аномального ГМП измеряется с большой точностью, так как внешняя (переменная) часть поля (от магнитных бурь и суббурь) естественным образом удаляется из результатов наблюдений. Это обстоятельство очень важно при съемках в полярных областях, где магнитные возмущения могут достигать нескольких тысяч нТл. При таких измерениях этот дополнительный параметр (градиент поля) помогает с большей точностью определять параметры глубинной модели земной коры [3]. В работе [9] показано, что при длине измерительной базы градиентометра, равной 6 км, вертикальные градиенты аномального ГМП в стратосфере надежно измеряются от источников, расположенных вблизи нижней границы земной коры.

На сегодняшний день съемка ГМП посредством магнитного градиентометра с борта стратосферного аэростата для целей глубинного зондирования земной коры является самым точным и дешевым методом исследований.

## Аэростатный магнитный градиентометр: принцип работы и результаты испытаний

Нами предложены и реализованы измерения поля тремя скалярными магнитометрами, равномерно распределенными вдоль вертикальной линии (измерительной базы) длиной 6 км. В такой постановке измеряются дифференциалы магнитного поля на базе 3+3 км. Приборная точность измерения скаляра ГМП составляет 1 нТл [10], вертикального дифференциала – 1,5 нТл (0,25 нТл/км). В случаях отклонений измерительной базы градиентометра от вертикали при дрейфе в возмущенных воздушных течениях вводится поправка, вычисляемая по данным навигационных GPSприемников и аналитической модели главного ГМП [11]. Максимальная зафиксированная величина отклонений измерительной базы длиной 6 км составляла 1,5 км на время до 30 минут (рис. 1). Метод внесения поправки за эти отклонения рассмотрен в статье [11]. Методическая погрешность магнитных измерений на борту аэростата в полете составляет ~ 1,5 нТл и рассмотрена в статьях [9, 11]. Точность аэростатных магнитных измерений контролируется данными от трех разнесенных независимых бортовых магнитометров, отличающихся только на величину прогнозируемого вертикального градиента ГМП. Следовательно, магнитные данные, полученные на аэростате, могут служить эталонными (с точностью 1,5 нТл) для анализа погрешностей различных геомагнитных съемок (в том числе спутниковых) и магнитных карт.



Рис. 1. Годограф отклонения измерительной базы градиентометра, длиной 6 км от вертикальной линии, проходящей через положение верхнего магнитометра





Приборная реализация градиентометра с длинной измерительной базой (6 км) облегчается тем, что, вопервых, начало развертывания градиентометра можно осуществлять в тропосфере при взлете аэростата, используя аэродинамическую систему торможения спускаемой вниз части градиентометра. Во-вторых, так как стратосферные аэростаты – изделия разового применения, то свертывать градиентометр после окончания полета не обязательно, т. е. можно отсоединять его забортную часть при посадке и выполнить ее приземление на собственных парашютах.

Аэростатный магнитный градиентометр (АМГ) был разработан в 1980-х годах специалистами ИЗМИРАН, МАИ и Воздухоплавательного испытательного центра [12, 13]. АМГ состоит из трех приборных контейнеров, равномерно разнесенных в пространстве вдоль вертикальной линии в пределах 6 км от аэростатной подвески (первый контейнер располагается непосредственно на борту аэростата). Схематический вид АМГ в полете приведен на рис. 2.



Каждый контейнер содержит: протонный магнитометр; навигационный GPSприемник; бортовую ЭВМ сбора и пакетирования информации; модем «ГлобалТел», служащий для передачи научной и навигационной информации по спутниковым каналам связи в сеть Интернет (FTP-папка). Данные из FTP-папки по специальной компьютерной программе считываются на компьютер пользователя. Контейнер, установленный непосредственно на борту аэростата, содержит также элементы управления автоматическим развертыванием градиентометра.

Также на борту аэростата располагаются тросонакопители с 6 км троса (4 шт. по 1,5 км вместимости, рис. 3), исполнительные механизмы в виде пирозамков обеспечивающих начало процесса развертывания АМГ, тормозные и спасательный парашюты. На рис. 4 можно видеть аэростатный градиентометр при подготовке к старту.

Точность привязки магнитных измерений ко времени составляет 1 с. Цикл магнитных измерений равняется 60 с. Цикл работы навигационного GPS приемника составляет 1 с. Точность измерения пространственных координат равняется ~10 м (как среднее за 60 с – цикл магнитных измерений).

Одной из ответственных частей градиентометра является система автоматического развертывания, представляющая собой длинномерную тросовую систему. Она служит для обеспечения надежного плавного спуска двух приборных контейнеров вниз от подвески аэростата на расстояние 3 и 6 км соответственно. В нашей разработке был применен принцип «сотового» тросонакопителя. А именно два матерчатых полотна шириной порядка 1 м и длиной примерно 10 м накладывались друг на друга и прошивались на соты, способные вместить 1500 м троса, диаметром 3,5–4,5 мм. Соты заполнялись несущим тросом таким образом, чтобы он выходил из них последовательно и полностью. Для системы развертывания АМГ в качестве несущего троса применяяся синтетический трос СВМ из высокомодульных арамидных нитей. Заправленный тросом накопитель свертывается в рулон и подвешивался на борт аэростата (рис. 4).



Рис. 3. Общий вид тросонакопителя, заправленного несущим тросом длиной 1,5 км 314



Рис. 4. Аэростатный градиентометр на стартовой площадке

Принцип развертывания АМГ приведен ниже.

В процессе взлета аэростата, на высоте 3 км, от барометрического высотомера на пирозамки отцепа контейнеров поступает исполнительная команда на начало развертывания АМГ. Срабатывает пирозамок отцепа, нижний контейнер гирлянды отделяется от основной подвески аэростата и начинает свободно падать. При этом задействуется тормозной парашют и контейнер снижается со скоростью 5–7 м/с. При подъеме аэростата на высоту 6 км срабатывает второй пирозамок отцепа и отцепляет второй приборный контейнер, спуск которого аналогичен первому. При полном выходе троса из второго накопителя процесс развертывания АМГ заканчивается. При приземлении аэростата на высоте 6 км срабатывает третий пирозамок отцепа, который отделяет всю гирлянду приборных контейнеров от подвески аэростата. Гирлянда из двух приборных контейнеров АМГ приземляется на собственных спасательных парашютах.

В результате испытаний в Воздухоплавательном испытательном центре данная система развертывания АМГ полностью отработана. Необходимо сказать, что первоначально испытания системы развертывания АМГ проводились на привязном аэростате типа АЗ-55 и только после положительных результатов они были продолжены на отечественных автоматических аэростатах типа ВАЛ-120МА. На свободном аэростате АМГ был поднят на высоту 15 км и отцеплен от него в режиме имитации обрыва несущего троса. Эти испытания показали нормальную посадку АМГ в развернутом виде на собственных парашютах, используемых при развертывании системы.

По результатам испытаний генеральным конструктором ведущей организации-разработчика отечественной воздухоплавательной техники (АО «ДКБА») было выдано разрешение на использование АМГ на борту стратосферных аэростатов типа ВАЛ-120МА.

С начала разработки прибора по настоящее время было выполнено более 20 испытательных и экспериментальных (научных) полетов аэростатов с АМГ на борту, включая несколько протяженных полетов с трассой полета от Камчатки до Европейской части СССР (и далее). Испытания показали надежность и безопасность использования градиентометра в аэростатных экспериментах при температурах окружающей среды до минус 72 °С (в тропопаузе).

## Компьютерная модель динамики процесса автоматического развертывания АМГ

Надежная работа длинномерных тросовых систем является общемировой проблемой. Как отмечалось выше, в нашей разработке был применен принцип сотового тросонакопителя. При использовании такого накопителя для обеспечения надежности его работы была разработана компьютерная модель процесса развертывания градиометра в тропосфере при всплытии аэростата после старта. Приборные контейнеры, каждый массой 20-30 кг, при взлете аэростата в процессе развертывания один за другим отделяются от балки аэростата и снижаются на парашютах, оставаясь последовательно соединенными с аэростатом с помощью несущего троса. Важным требованием к такой конструкции градиентометра является обеспечение прочности несущего троса при динамических нагрузках, максимальных при завершении процесса развертывания, а также обеспечение монотонного выхода троса из накопителя. В наших расчетах процесса развертывания системы рассматривается движение двух участков несущего троса при последовательном выходе их из магазинов. Считается, что движение аэростата не зависит от динамики развертывания подвесной системы; в горизонтальном направлении аэростат движется вместе с воздушным потоком, а в вертикальном – с некоторой известной скоростью. Задача решается в плоской постановке. Несущие тросы аппроксимируются системой дискретных масс, связанных между собой невесомыми упругими элементами. Математический аппарат дан в статье [14]. Полученные уравнения решались численным методом Эйлера. Была создана компьютерная модель, где варьировались коэффициенты демпфирования, жесткость троса, усилие вытягивания троса, распределение горизонтальной скорости ветра по высоте, вертикальная скорость аэростата, высота полета, на которой начинается развертывание системы, шаг интегрирования. Результаты расчетов выводились на дисплей компьютера для визуального анализа.

Проблема работы тросонакопителя состоит в том, что, когда масса вышедшего троса превысит силу сцепления троса со стенками накопителя (усилие вытягивания), трос при этом начинает выпускаться произвольно. Скорость выхода троса в этом случае превышает допустимую. Так как спускаемый контейнер соединен с тормозным парашютом и движется с меньшей скоростью, чем выходящий трос, то в этом случае образуется петля провиса, в которой может произойти перехлест троса, и в момент окончания развертывания трос на возникших при этом узлах может оборваться. По компьютерной модели подбиралась необходимая сила сцепления троса со стенками тросонакопителя (усилие вытягивания) таким образом, чтобы отмеченный эффект не возникал и по мере выхода трос был «гладким». Была определена оптимальная величина силы сцепления – в данном случае она должна быть порядка 20–30 kG. Следовательно, сила сцепления должна быть жестко нормирована. Достаточно точно эту силу можно установить путем слабого наполнения ячейки магазина массой троса (сила выхода – порядка 5–10 kG) и закреплением каждой петли троса в магазине с помощью нити, имеющей нормированную прочность на разрыв (примерно 20 kG). При отцепе верхнего контей-

нера нижний контейнер зависает на своем парашюте и снижение его происходит медленнее, чем снижение верхнего контейнера (парашют верхнего контейнера работает в более разряженном воздухе, и он дополнительно нагружен тросом нижнего контейнера). При этих обстоятельствах вероятность появления петли у нижнего контейнера увеличивается. Исключить это явление можно, увеличив площадь купола верхнего парашюта в 1,5 раза, по сравнению с нижним парашютом.

Использование предложенных здесь новаций позволило надежно осуществлять развертывание градиометра в пределах 6 км, что и было подтверждено на практике рядом успешных полетов аэростатов с градиентометром на борту.

# Некоторые результаты использования данных аэростатных градиентных магнитных съемок

В работе [15] показано, что при изучении строения земной коры и поиске месторождений полезных ископаемых методы, использующие градиенты аномального ГМП, имеют неоспоримые преимущества в сравнении с другими методами. Однако измерение градиентов аномального ГМП от источников, расположенных на глубоких горизонтах земной коры, являлось до наших экспериментов технически неразрешимой задачей [16]. Нами эта задача была решена путем использования градиентометра с длинномерной измерительной базой, равной 6 км. Было предложено решение, которое заключалось в проведении магнитной съемки суборбитальными воздухоплавательными аппаратами (стратосферными автоматическими аэростатами), использующими магнитные градиентометры с длинномерной измерительной базой. Такая длина базы вполне реализуема на аэростате, дрейфующем в стратосфере. В работе [9] на данных магнитных полей и их вертикальных градиентов, измеренных на аэростате, показано, что путем расчетов глубин залегания источников магнитных аномалий уверенно определяются источники магнитных аномалий, залегающих вблизи нижней границы земной коры.

В качестве примера использования аэростатных магнитных данных приведем результаты полета, который состоялся 22.03.2013 г. Старт аэростата был произведен со стартовой площадки, расположенной в г. Вольске Саратовской области. Протяженность трассы полета составила около 950 км, полет завершился вблизи границы с Республикой Казахстан. Основная часть полета проходила на высоте около 30 км. Продолжительность горизонтального полета аэростата составила около 6 часов. Средняя скорость дрейфа составляла ~150 км/ч. Траектория полета аэростата пересекла район простирания Камско-Эмбенской магнитной аномалии (КЭМА) ориентировочно вдоль географической параллели 52° с. ш.

Ниже, рис. 5, анализируются три профиля аномального ГМП, полученных по одному и тому же маршруту, но на разных высотах. Наземный магнитный профиль (h=0 км) построен по данным карты [1], аэростатный профиль построен по нашим аэростатным экспериментальным данным (h=30 км), и спутниковый магнитный профиль (h=400 км) построен по модели МF7 [17]. В аэростатные данные введены поправки за магнитную вариацию внешнего поля. Поправки вычислялись по данным магнитометрической станции (аналога бортового магнитометра) за время  $t \pm 2$ -е суток (где t – время старта аэростата), установленной на стартовой площадке в г. Вольске, а также магнитных обсерваторий «Москва» и «Арти». Изменчивость Sq-вариации за время полета имела монотонный характер и составила отрицательные 26 нГл в ее экстремуме (относительно ночного уровня, оцененного за 4 суток вариационных наблюдений). Так как за время полета аэростата отсутствовали значимые магнитные возмущения, то поправка была введена только за суточный ход геомагнитного поля.



Рис. 5. Значения аномальных магнитных полей на разных высотах от поверхности Земли

Полученный во временной шкале массив магнитных данных был представлен в форме пространственных координат. Связующим звеном для этой операции послужила одновременность магнитных и навигационных измерений. Для этого на момент каждого магнитного измерения оценивалось местоположение аэростата по данным GPS приемника. Данные интерполированы с шагом 0,1° вдоль долготы. Аэростатный магнитный профиль несет информацию о магнитных аномалиях, расположенных в полосе, шириной ~100 км [9]. Наземный магнитный профиль снят с карты [1] с осреднением данных в круге диаметром 10 км. Это сделано с целью нивелирования возможных координатных погрешностей географической сетки карты. Отметим, что приведенная на рис. 5 магнитная аномалия для высоты 400 км, известная как спутниковая КЭМА, была выделена по магнитным данным спутника «Магсат» [18] и подтверждена магнитными измерениями на последующих спутниках. Следовательно, данная аномалия – объективная реальность, и ее параметры можно использовать в качестве реперных (тестовых).

Анализ кривых на рис. 5 показывает, что наземный профиль [1] не подтверждает ет наличие спутниковой КЭМА, а аэростатные данные, напротив, подтверждают спутниковую магнитную аномалию в данном регионе, что, на наш взгляд, подтверждает необходимость использования именно аэростатных съемок для задач дистанционного зондирования земной коры.

#### Выводы

Разработан, испытан и применен на практике на борту свободных аэростатов магнитный градиентометр с вертикально ориентированной измерительной базой длиной 6 км.

Показана эффективность такого прибора для решения задач дистанционного зондирования глубинного строения земной коры с борта стратосферных аэростатов.

Исследования выполнены при поддержке гранта РФФИ № 14-05-00204.

# Список литературы

1. Карта аномального магнитного поля территории СССР. Масштаб 1:2500000 / Ред. З.А. Макарова. – М.: ГУГК, 1974. –16 л.

2. Идельсон Н.И. Теория потенциала с приложениями к теории фигуры Земли и геофизике. – Л.: ОНТИ, 1936. – 424 с.

3. А.В. Цирульский, В.И. Майер Об интерпретации повысотных аэромагнитных наблюдений // Физика Земли, 1986. – № 5. – С. 76–82.

4. Петромагнитная модель литосферы / Ред. Д.М. Печерский. – Киев: Наукова Думка, 1994. – 175 с.

5. Симоненко Т.Н. Условия классификации региональных магнитных аномалий. Магнитныне аномалии земных глубин. – Киев: Наукова Думка, 1976. – 232 с.

6. Aeromagnetic survey over U.S. to advance geomagnetic research / T.G. Hildenbrand, R.J. Blakely, W.J. Hinze // EOS Trans, 1996. – V. 77. – № 28. – P. 265–268.

7. Выделение аномального магнитного поля Земли из аэростатных магнитных съемок на высотах 20–40 км / Ю.П. Цветков, В.Д. Кузнецов, В.П. Головков и др. // Доклады академии наук, 2011. – Т. 436. – № 2. – С. 262–266.

8. Школьный Е.П., Майборода Л.А. Атмосфера и управление движением аппаратов. – Л.: Гидрометиздат, 1973. – 306 с.

9. Особенности геомагнитного поля, выявленные по градиентным магнитным измерениям на стратосферных высотах / Ю.П. Цветков, О.М. Брехов, Т.Н. Бондарь, Н.М. Цветкова // Геомагнетизм и аэрономия, 2015. – Т. 55. – № 1. – С. 130-138.

10. Протонный магнитометр для стратосферного аэростатного комплекса / В.Х. Кириаков, В.В. Любимов, Ю.П. Цветков // Сб. научн. трудов «Дни науки» 2012. – Education and Science, 2012. – С. 46–51.

11. Экспериментальные оценки погрешности измерений вертикальных геомагнитных градиентов в стратосфере / Ю.П. Цветков, О.М. Брехов, С.В. Филиппов и др. // Геомагнетизм и аэрономия, 2007. – Т. 47. – № 4. – С. 543–547.

12. Магнитные измерения в слое стратосферы / Ю.П. Цветков, В.А. Белкин // Доклады академии наук, 1995. – Т. 345. – № 3. – С. 397–400.

13. Высокоточный аэростатный градиентометр со спутниковыми каналами связи / Н.С. Николаев, А.В. Крапивный, Я.В. Баранов и др. // Датчики и системы, 2008. – № 1. – С. 16–20.

14. Компьютерная модель динамики процесса автоматического развертывания аэростатного магнитного градиентометра / С.П. Черников, Ю.П. Цветков, О.М. Брехов и др. // Датчики и Системы, 2009. – № 6. – С. 21–23.

15. Aeromagnetic Gradiometer Program of the Geological Survey of Canada / P.J. Hood, D.J. Teskey // J. Geophys, 1989. – № 54. – P. 1012–1022.

16. Comments on «Magnetic field gradients and their uses in the study of the Earth's magnetic field» of by Harrison and Southam / J.B. Nelson, D.V. Marcotte, C.D. Hardwick // J. Geomag. Geoelectr, 1992. – V. 44. – P. 367–370.

17. Magnetic Field Model MF7. – Режим доступа: http://geomag.org/models/MF7.html.

18. Magnetic anomaly map from 40°N to 83°N derive from MAGSAT satellite data (paper 21.0156) / R.L. Coles, G.V. Haines, Jansen van Beek G. // Geophys. Res. Lett., 1982. – V. 9. –  $N_{2}$  4. – P. 281–284

# СБОР И АВТОМАТИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ О ПРОМЫШЛЕННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

# В.В. Гончаров, М.Ю. Ерофеев, Ю.Е. Гончарова, П.А. Филоненко (НИИ КС им. А.А. Максимова)

Аннотация: в статье предложен подход к сбору и автоматизации обработки информации о промышленной безопасности объектов ракетно-космической отрасли, постановка задачи для определения комплексных показателей безопасной эксплуатации опасных производственных объектов. В качестве опасных производственных объектов рассматриваются объекты космической инфраструктуры, такие как технические и стартовые комплексы. В качестве обобщенного комплексного показателя принят показатель безопасной эксплуатации объекта, который в общем случае зависит от технического состояния объекта и влияния человеческого фактора. Данный показатель используется в программном комплексе. Программный комплекс позволяет осуществлять сбор необходимой информации, размещать ее по группам в базе данных и использовать для проведения требуемых расчетов. Ключевые слова: комплексные показатели, эксплуатация, наземная космическая инфраструктура, опасные производственные объекты.

Промышленная безопасность объектов ракетно-космической отрасли (OPKO) как опасных производственных объектов, характеризуется состоянием защищенности от аварий на них и последствий их возникновения, являясь необходимым условием надежной и безопасной эксплуатации OPKO [1].

Под действием природных и функциональных факторов ОРКО теряют свои эксплуатационные качества и разрушаются, что приводит к авариям, либо инцидентам, что недопустимо. В связи с этим основу надежной эксплуатации ОРКО составляет контроль их технического состояния.

Каждый объект НКИ состоит из совокупности множества разнородных элементов, состояние которых определяется множеством различных параметров. Это затрудняет определение и прогнозирование его технического состояния. Для более точного определения и прогнозирования технического состояния, оценки безопасной эксплуатации ОПО НКИ необходима разработка комплексного интегрального показателя безопасной эксплуатации.

В составе НКИ используются опасные производственные объекты, на которых:

получаются, используются, перерабатываются, образуются, хранятся, транспортируются, уничтожаются опасные вещества (воспламеняющиеся, окисляющие, горючие, взрывчатые, токсичные и высокотоксичные вещества, а также вещества, представляющие опасность для окружающей природной среды);

 используется оборудование, работающее под давлением более 0,07 МПа или при температуре нагрева воды более 115 градусов Цельсия;

- используются стационарно установленные грузоподъемные механизмы;

- ведутся работы в подземных условиях.

Процедуры надзора за ОПО НКИ определяются Федеральным законом «О промышленной безопасности опасных производственных объектов». Степень за-

щищенности от аварий на таких объектах и последствий их возникновения является необходимым условием надежной и безопасной эксплуатации ОПО НКИ [1]. Кроме того, регулятором процедур надзора выступает ряд ГОСТов, например ГОСТ 8.563, который описывает методы и методики проводимых измерений, осуществляемых при надзоре [2].

В процессе надзора проводятся аттестации и экспертизы, выявляющие текущее техническое состояние объекта, при которых устанавливается множество различных параметров. Основными из них являются:

 отклонение от установленных норм, полученных в результате измерений характеристик;

- обеспеченность безопасности обслуживающего персонала.

При этом следует отметить, что существенным недостатком при сборе вышеуказанной информации является отсутствие комплексного подхода к обработке показателей, свидетельствующих о возможности обеспечения безопасной эксплуатации опасных производственных объектов НКИ. Основной упор делается на техническую составляющую способов измерений и хранения полученных данных. Однако важное значение имеет информационное обеспечение, критерий доступности информации о том или ином объекте.

Безопасная эксплуатация ОПО НКИ характеризуется сведением к минимуму количества отказов и их последствий.

К видам деятельности в области промышленной безопасности относятся проектирование, строительство, эксплуатация, реконструкция, капитальный ремонт, техническое перевооружение, консервация и ликвидация опасного производственного объекта; изготовление, монтаж, наладка, обслуживание и ремонт технических устройств, применяемых на опасном производственном объекте; проведение экспертизы промышленной безопасности; подготовка и переподготовка работников опасного производственного объекта в необразовательных учреждениях [1].

Вероятность безопасной эксплуатации может быть выражена как:

$$P_{\mathbf{5}\mathbf{9}} = P_{\mathbf{T}\mathbf{c}} \cdot P_{\mathbf{u}\mathbf{\phi}},\tag{1}$$

где  $P_{\rm rc}$  – показатель, характеризуемый вероятностью безотказной работы технических средств ОПО НКИ,  $P_{\rm u\phi}$  – показатель, характеризуемый вероятностью безошибочной работы обслуживающего персоонала.

В свою очередь

$$P_{\rm Tc} = f(T, K_{\rm H}, P_{\rm ob}, K_{\rm cp}, K_{\rm H}), \qquad (2)$$

где T – наработка (продолжительность функционирования технического объекта либо объем работы, выполненный им за некоторый календарный промежуток времени; измеряется в циклах, единицах времени, объема, длины пробега и т. д.);  $K_{\rm H}$  – показатель интенсивности эксплуатации (отражает влияние режима работы и нагрузки на объект);  $P_{\rm o6}$  – вероятность обнаружения дефекта;  $K_{\rm ep}$  – показатель влияние ского, химического, климатического и биологического факторов, влияющих на объект);  $K_{\rm H}$  – показатель, характеризующий надежность объекта (комплексное свойство, которое, в зависимости от назначения объекта и условий его эксплуатации, может включать в себя свойства безотказности, долговечности, ремонтопригодности и сохраняемости, а также определенное сочетание этих свойств).

В процессе эксплуатации технических средств ОПО НКИ может наступить их отказ. При этом под отказом понимается «событие, заключающееся в нарушении работоспособного состояния» [3]. Отказ может быть следствием дефектов (повреждений) и неверных параметров эксплуатации (ошибок эксплуатирующего персонала).

Под дефектом понимается «каждое отдельное несоответствие продукции установленным требованиям» [3]. В соответствии с нормами государственной стандартизации дефекты подразделяют на:

 малозначительные – дефекты, которые не влияют на использование продукции по назначению и ее долговечность;

 - значительные – дефекты, которые существенно влияют на использование продукции по назначению и (или) на ее долговечность, но не является критическими;

 критические – дефекты, при наличии которых использование продукции по назначению практически невозможно или недопустимо [3].

Таким образом, безопасная эксплуатация ОПО НКИ достигается путем своевременного выявления и устранения дефектов и предупреждения ошибок эксплуатирующего персонала.

Для выявления дефектов и предупреждения отказов проводятся:

- проверки на функционирование;

- испытания;

- обследования с применением методов и средств «неразрушающего контроля» (НК).

Понятие НК подразумевает под собой контроль основных рабочих свойств и параметров объекта или отдельных его элементов. Такой вид контроля не требует выведения объекта из работы, а также не требует его демонтажа. НК занимает ключевое место в проблеме безопасности: НК необходим для обеспечения экологической, медицинской, техногенной, оборонной безопасности [4]. Поэтому НК особенно важен при обеспечении безопасности на ОПО НКИ.

Существуют различные виды НК, которые на основании различных физических признаков можно сгруппировать следующим образом: магнитный, электрический, вихретоковый, радиоволновой, тепловой, оптический, радиационный, акустический контроль и контроль проникающими веществами [5].

Эффективность выявления дефекта (достоверность контроля) с помощью НК характеризуется вероятностью обнаружения дефекта  $P_{ob}$ .

В общем случае вероятность обнаружения дефекта выражается как:

$$P_{\rm of} = f(K_{\rm K}, K_{\rm II}, K_{\rm M}, N, t), \tag{3}$$

где  $K_{\kappa}$  – показатель контролепригодности объекта контроля;  $K_{n}$  – показатель квалификации персонала, проводящего контроль;  $K_{M}$  – показатель применимости конкретного вида (метода) НК для выявления определенного типа дефекта; N – количество различных примененных видов (методов) контроля; t – время контроля.

Использование того или иного вида контроля является прерогативой организации, осуществляющей экспертизу. При этом для ОПО НКИ, находящихся за пределами назначенных показателей ресурсов, реализуется принцип «избыточности», что, с одной стороны, повышает  $P_{\rm ofo}$ , а с другой стороны, требует затрат денежных, материальных, человеческих ресурсов.

Особенностью всех методов НК является то, что все технологические операции, включая выявление дефекта и его типа, выполняются в большинстве случаев человекомоператором. В связи с этим данные методы являются субъективными, поэтому крайне важную роль играет достоверность контроля. Качество контроля зависит от многих эрго-

номических факторов, непосредственно влияющих на человека. Изучение этих факторов в системе человек – машина в настоящее время стало актуальной проблемой.

Человеческий фактор оказывает существенное влияние на функционирование технических средств и безопасность эксплуатации ОПО НКИ.

Показатель человеческого фактора выражается как

$$P_{\mathsf{u}\phi} = P_{\mathsf{n}} \cdot P_{\mathsf{n}} \cdot P_{\mathsf{y}} \cdot P_{\mathsf{KOH}} \cdot P_{\mathsf{u}} \cdot P_{\mathsf{дp}},\tag{4}$$

где  $P_{\rm n}$  – поведенческий фактор (личные качества исполнителей: нарушение дисциплины, психофизиологическая неустойчивость);  $P_{\rm M}$  – медицинский фактор (состояние физического здоровья);  $P_3$  – эксплуатационный фактор (отбор персонала, наличие опыта, знание оборудования);  $P_{\rm кон}$  – фактор, связанный с конструкцией оборудования (показатель эргономичности);  $P_{\rm H}$  – информационный фактор (сбор и передача данных, интерпретация устных сообщений, координация действий персонала);  $P_{\rm др}$  – другие проявления человеческого фактора [6].

Повышение качества управления требует оценки достоверности контроля и параметров процесса. Для обеспечения требований качества и подтверждения параметров контроля применяется статистический подход. Данный подход пригоден для планирования периодичности контроля при эксплуатации. Оценка влияний различных факторов является одним из шагов, ведущих к оптимизации применения неразрушающего контроля. Верная расшифровка результатов является залогом успешного выполнения работы. Ограниченное количество экспериментальных данных позволяет достичь лишь определенного уровня достоверности [7].

В связи с этим важное значение имеет автоматизированный процесс контроля и автоматическая обработка, анализ, хранение и передача информации. Это позволяет существенно повышать достоверность и эффективность контроля, получать документ о его результатах, сводя к минимуму погрешности системы человек – машина.

В связи с вышеизложенным представляется актуальной задача сбора информации о промышленной безопасности ОРКО и ее автоматизированное размещение в базу данных и последующее ее использование в автоматизированном режиме. Сбор данной информации осуществляется с помощью разработанного программного комплекса по следующим видам:

 данные по организациям, имеющим технические устройства, применяемые на опасных производственных объектах;

 данные по техническим устройствам, применяемым на опасных производственных объектах;

– данные по квалификации персонала, обслуживающего технические устройства, применяемые на опасных производственных объектах;

 данные по организациям, имеющим лицензии на проведение экспертизы промышленной безопасности ОРКО;

 данные по квалификации персонала, осуществляющего экспертизу промышленной безопасности ОРКО;

– данные по методам, результатам обследования и экспертизы технических устройств, применяемых на опасных ОРКО.

Использование информации о промышленной безопасности ОРКО для расчета специально разработанных показателей позволяют:

- объединить по группам однотипные ОРКО;

- оптимизировать сроки обследования и экспертизы ОРКО;

 – оптимизировать состав и последовательность применяемых методов контроля, избегая излишней «избыточности» при обследовании.

# Список литературы

1. Федеральный закон «О промышленной безопасности опасных производственных объектов». – М.: Научно-технический центр «Промышленная безопасность», 2009. – 28 с.

2. ГОСТ Р 8.563-2009. Государственная система обеспечения единства измерений. Методики (методы) измерений. – М.: Стандартинформ, 2010. – 15 с.

3. Надежность и эффективность в технике: Справочник: В 10т. / Под ред. А. И. Рембезы. // Т. 1: Методология. Организация. Терминология. – М.: Машиностроение, 1986. – 224 с.

4. Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник / Под ред. В.В. Клюева. – М.: Машиностроение, 2003. – 656 с.

5. Александров Е.С. и др. Основы эксплуатации космических средств. – СПб.: ВИКУ им. Можайского, 2000. – 497 с.

6. Человеческий фактор в системе отказов технических средств железнодорожного транспорта / В.С. Воробьев, Р.М. Брызгалова, И.Б. Репина // Наука и транспорт, 2012. – № 3. – С. 42–46.

7. Inspection reliability in the mean of signal amplitude interpretation / Jiří Běhal // Defektoskopie / NDE for Safety 2010, 40th International Conference and Exhibition, Pilsen, Czech Republic. Nov 10–12, 2010.

8. Каневский И.Н., Сальникова Е.Н. Неразрушающие методы контроля: учеб. пособие. – Владивосток: ДВГТУ, 2007. – 243 с.
# ПРИКЛАДНЫЕ АСПЕКТЫ ИЗМЕРЕНИЙ АВРОРАЛЬНЫХ ЭМИССИЙ И ХАРАКТЕРИСТИК ПОЛЯРНОЙ ИОНОСФЕРЫ ИМАДЖЕРОМ «АВРОВИЗОР-ВИС/МП» НА ПЕРСПЕКТИВНОМ КА «МЕТЕОР-МП»

А.К. Кузьмин, А.М. Мерзлый (ИКИ РАН) М.А. Баньщикова, И.Н. Чувашов (НИИ ПММ ТГУ) Г.М. Крученицкий, Ю.Н. Потанин (ФГБУ «ЦАО» Росгидромета) П.П. Моисеев (ООО «НПП "Астрон Электроника"»)

Аннотация: для измерений распределений интенсивности авроральных эмиссий с орбиты создается имаджер «Авровизор-ВИС/МП». Эти распределения несут в себе информацию об энергетических характеристиках высыпающихся заряженных частиц, которые производят неоднородности Ne и возбуждают свечение разных масштабов на разных высотах ионосферы. Радиосигналы орбитальных систем связи и навигации на пути к Земле испытывают сцинтилляции при прохождении через эти неоднородности и структуры полярных сияний. Один из прикладных аспектов орбитальных авроральных исследований рассматривается на статистическом примере сцинтилляций сигналов GPS при пересечении авроральных дуг, изображения которых были получены на станции «Южный полюс» в [1]. Проводится обзор физических причин и характеристик сцинтилляций сигналов в полярной ионосфере. Другой рассматриваемый аспект связан с измерениями и анализом свойств мелкомасштабных структур свечения с орбиты, возбуждаемых искусственно с помощью модулированного ВЧ-излучения с Земли, он рассматривается на примере наземных фотометрических изображений, полученных в [2]. Предлагается одна из фотометрических моделей наблюдения эмиссий с орбиты в расчете на последующую реконструкцию и получение объемных изображений авроральных эмиссий и объемных распределений электронной концентрации. Так как процесс высыпаний заряженных частиц связан с магнитным полем, рассматривается одна из функций создаваемого программного обеспечения (ПО) «Вектор-М», позволяющая находить сопряжения ц. м. космического аппарата (КА) с проекцией магнитной силовой лини (м. с. л.) в получаемых изображениях, а также сопряжения всех элементов изображений измеряемых разновысотных эмиссий, что позволит уточнять восстановленные значения энергетических характеристик частиц и сравнивать эти значения с измеряемыми непосредственно в окрестности КА. Авторы видят перспективу этой методики в приложении к исследованиям влияния авроральных процессов на распространение сигналов и системе мониторинга условий в полярной ионосфере. Ключевые слова: полярная ионосфера, авроральный имаджер, эмиссии полярных сияний, распространение сигналов, сцинтилляции.

Роль дистанционной оптической диагностики в процессе контроля мгновенного состояния условий в полярной ионосфере становится все более важной в связи увеличением пространственного и временного разрешения современных изображающих приборов и их пороговой чувствительности. Стимулами данной работы послужили

актуальность мониторинга характеристик ионосферы, влияющих на качество обмена сигналами бортовых и наземных радиосистем в возмущенной ионосфере и интерес к исследованиям механизмов возникновения сцинтилляций при приеме сигналов на Земле от бортовых навигационных систем, проходящих сквозь авроральные структуры в различных условиях геомагнитных возмущений.

# Влияние высыпаний заряженных частиц и состояния полярной ионосферы на распространение сигналов

С самого начала развития орбитальных навигационных систем стало очевидным паразитное влияние ионосферных сцинтилляций на их работу [3], проявляющееся в ошибках определения позиции, скорости, задержках (замираниях) сигналов, а иногда даже в сбоях синхронизации и полной потери сигнала. Это влияние проявляется во всех широтах, но особенно существенно в области Эплтоновской ионосферной аномалии и в полярных зонах. Ряд обзоров, монография [4] и др. были посвящены изменениям характеристик полярной ионосферы и их влиянию на распространение сигналов в различных широтах. Краткий обзор теории сцинтилляций в возмущенной ионосфере представлен в [5].

В течение 2010–2015 гг. в Канаде и США, в скандинавских странах, в Арктике и Антарктике проводились плановые координированные наблюдения (мониторинг) и статистический анализ локаций и характеристик ионосферных сцинтилляций (мерцаний) сигналов, принимаемых наземными приемниками сети Global Navigation Satellite Systems (GNSS) от спутников Global Positioning System (GPS) (L1/L2/L2C/L5), Glonass (L1/L2), Galileo (E1/E5a/E5b/Alt-BOC) [6], одновременно с наземными фотометрическими наблюдениями свечения авроральных эмиссий, излучаемых ионизованными и нейтральными составляющими верхней атмосферы, распределения интенсивности которых откликаются на высыпания заряженных частиц на разных высотах на разных стадиях развития суббурь. В отдельных конкретных случаях эти наблюдения сопровождались получением авроральных монохроматических изображений камерами всего неба в конкретных точках, магнитометрическими наблюдениями, риометрическими измерениями поглощения космического радиошума, а также измерениями с орбит спутников серии Defense Meteorological Satellite Program (DMSP) (измерения энергетических распределений заряженных частиц анализаторами Special Sensor Electron/Ion Spectrometer (SSJ/5) и относительно крупномасштабными (~10×10 км) измерениями интенсивности авроральных ВУФ-эмиссий подметающим изображающим спектрометром Special Sensor Ultraviolet Spectrographic Imager (SSUSI) [7]). Наблюдения проводились: в субавроральной зоне, авроральном овале, каспе и полярной шапке как порознь в северной и южной полусферах, так и одновременно в обеих полусферах [1] в различных условиях при значениях планетарного трехчасового индекса отклонений магнитного поля *Кр* от 1 до 5+ и индекса полярной электроструи *AE*>200 нТ.

Параллельно с экспериментами развивались модели распространения волн сквозь ионосферные неоднородности [8–11], но из-за сложности и многообразия эффектов самые современные модели пока не позволяют формировать даже краткосрочный прогноз уровня сцинтилляций сигналов в конкретных точках пространства полярной ионосферы.

В отличие от типично гладких вариаций электронной плотности на экваторе и в средних широтах, нижняя и средняя ионосферы в высоких широтах турбулентны, им сопутствуют мелкомасштабные возмущения электронной плотности, возникающие во время суббурь [12]. Эти неоднородности приводят к богатому набору взаимодействий в плазме волна – волна и волна – частица, многие из которых еще до конца не поняты. Распределения неоднородностей Ne разных масштабов влияют на распространение

сигналов в ионосфере, являются одним из условий образования сцинтилляций сигналов, и поэтому исследования процессов образования и контроль этих распределений представляют интерес для развития бесперебойной связи. В разных работах отмечаются конкретные характеристики сцинтилляций и выделяются особенности результатов координированных наблюдений, в основном они сводятся к следующим.

#### Причина сцинтилляций сигналов в полярной ионосфере

Причиной сцинтилляций сигналов в полярной ионосфере является нарушения целостности фронта волны конкретной частоты при пересечениях неоднородностей электронной концентрации δNe, имеющих масштабы приблизительно несколько сотен метров, сравнимые с первым френелевским радиусом  $r_F = \sqrt{2\lambda r}$ , где  $\lambda$  – длина волны падающего сигнала, а r – расстояние от ионосферной неоднородности до приемника [5, 11, 13]. Эти неоднородности на пути распространения в ионосфере могут быть вытянуты (в диапазоне высот ~100-300 км) вдоль м. с. л., их образование стимулируется столкновениями нейтральных и ионизованных компонент верхней атмосферы и ионосферы с высыпающимися (получившими в ближней магнитосфере увеличение энергии от десятков эВ до десятков кэВ) заряженными частицами, сопровождаемые образованием мелкомасштабных продольных токов, локальных градиентов электронной концентрации и поперечных проводимостей в областях авроральных структур и их ближайших окрестностей, а также их взаимодействием с волнами. Например, на КА Enhanced Polar Outflow Probe (E-POP) была зафиксирована тонкая структура продольных токов с масштабом ~1 км в диффузных пятнах полярной шапки [14, 15]. Значительные электрические поля и дрейфы плазмы в авроральной ионосфере во время суббурь инициируют процессы образования плазменных неустойчивостей, которые приводят к генерации неоднородных плазменных структур, в диапазоне масштабов от метров до десятков километров в разных слоях на разных высотах полярной ионосферы [11, 16, 17]. Как следствие, возникают дисперсия в коэффициенте преломления среды, зависящем от Ne, частоты волны, эффективной частоты столкновений электронов с атомами и ионами) [18], изгибание фронта и отклонение от прямолинейного распространения и интерференция поперек волнового фронта, которые приводят к флуктуациям амплитуды и фазы сигналов (рис. 1). Скорости дрейфа (от нескольких сотен до км/с) крупномасштабных авроральных структур как в экваториальном направлении, так и в полярном – PMAF (poleward moving auroral forms), особенно в области полярного каспа в условиях, когда модули компонент межпланетного поля связаны неравенством  $|B_v| > |B_z|$  [6], наблюдаемые на различных стадиях суббури, существенно влияют на мгновенные распределения неоднородностей в ионосфере, усложняют диагностику процессов, приводящих к сцинтилляциям сигналов.

#### Характеристики сцинтилляций

Характеристики сцинтилляций в полярной ионосфере, отражены в серии работ [1, 6, 13, 19–29].

Статистика наблюдений показывает:

– сцинтилляции трансионосферных радиосигналов преимущественно наблюдаются на частотах от 20 МГц до 10 ГГц, причем более сильные и долгоживущие сцинтилляции, чем на L1C/A [28], наблюдаются на частотах L2C и L5;

– неоднородности с масштабами <1 км вызывают, как правило, и амплитудные и фазовые сцинтилляции, а >1 км – только фазовые;

<sup>327</sup> 



Рис. 1. Фотометрическая модель стереосъемки (под разными азимутальными углами) распределений интенсивности двух эмиссий в одних и тех же авроральных фрагментах (лучей) с поперечными масштабами 1–2 км, попадающих последовательно в поле зрения аврорального имаджера «Авровизор-ВИС/МП» и отображаемых в серии кадров изображений, экспонируемых за 0,2–0,3 с

– во время суббурь в высоких широтах доминирует фазовая сцинтилляция (~80 % событий), ~11 % – амплитудные сцинтилляции и 9 %, где наблюдались и те и другие (во время мощных геомагнитных бурь), причем более слабые сцинтилляции наблюдаются на фазах расширения и восстановления суббури, а интенсивные – во время максимальной стадии (брейкап);

 средняя длительность фазовой сцинтилляции примерно в три раза выше длительности амплитудной;

– сцинтилляции в области аврорального овала происходят чаще в ночное время Magnetic Local Time (MLT), а в области полярной шапки могут наблюдаться и в дневные часы, сцинтилляции более интенсивны вблизи магнитного зенита; фазовые сцинтилляции в авроральных пятнах и дугах в полярной шапке ассоциируются чаще с крупномасштабными неоднородностями и градиентами полного электронного содержания Total Electron Content (TEC) [26, 30, 31];

 – сцинтилляции пространственно коррелируют с кругизной градиентов и амплитудой изменений локального геомагнитного поля;

– результаты наземных спектрофотометрических координированных измерений свидетельствуют, что в авроральном овале корреляция сцинтилляций с интенсивностью низковысотной кислородной эмиссии  $\lambda$ 557,7 нм (*E*-слой) значительно выше [21], чем корреляция с интенсивностью эмиссии  $\lambda$ 630,0 нм (*F*-слой), а в пятнах полярной шапки наоборот – выше корреляция сцинтилляций с красной кислородной эмиссией [6];

 – сцинтилляции пространственно коррелируют в сопряженных полусферах со структурами полярных сияний (дуги), являющихся индикаторами распределений высыпаний

энергичных электронов в пределах времени жизни возбужденных уровней конкретных эмиссий, причем в одних и тех же событиях они могут наблюдаться (при пересечении сигналом одних и тех же структур) на одном приемнике и не наблюдаться на другом [22], либо наблюдаться при пересечении одной дуги или двух соседних дуг и значительно ослабевать при пересечении следующих дуг (по пути луча) в одном и том же событии.

 временная эволюция сцинтилляций в течение суббурь все еще не ясна из-за недостаточности статистики образования неоднородностей Ne на разных высотах ионосферы, вызванных высокодинамичными мелкомасштабными высыпаниями электронов [13];

- влияние геометрического фактора G [11] на индекс фазовых сцинтилляций в высоких широтах, наблюдаемых приемниками сигналов GPS, незначительное [32], но требует уточнения в каждом конкретном случае.

# Примеры корреляций сцинтилляций при пересечении сигналами природных авроральных структур

На рис. 2 показан пример данных коррелированных наземных оптических наблюдений и фазовых сцинтилляций в южной полусфере и одновременных наблюдений энергетических характеристик высыпающихся заряженных частиц со спутника DMSP F16 в сопряженной области северной полусферы во время суббури (Кр=5+) 29 апреля 2011 г, адаптированных из работы [1]. На средней панели рис. 2 приведено All-sky изображение эмиссии λ557,7 нм, полученное на станции «Южный полюс», на нем видна авроральная структура, состоящая из трех вытянутых дуг с поперечными масштабами от 5 до 40 км, а на нижних панелях приведены в логарифмическом масштабе интегральные распределения потока энергии и средней энергии, а ниже спектрограммы дифференциального потока энергии (цвет) магнитно-сопряженных потоков высыпающихся электронов и ионов с энергиями в диапазоне 0,1-10 кэВ, которые были получены при пересечении КА DMSP F16 множества мелкомасштабных авроральных дуг в интервале времени 21:43-21:47 UT. При пересечении (протыкании) этих дуг сигналами спутников GPS Pseudo Random Number code (PRN) 1-32 наблюдались фазовые сцинтилляции. Временная развертка индекса сцинтилляций б показана на верхней панели рис. 2, при этом цвет точек соответствует сцинтилляции сигнала, приходящего от конкретного номера спутника (PRN) GPS. Изменение *H*-компоненты магнитного поля на станции «Южный полюс» показало развитие суббури в вышеуказанном интервале времени (верхняя панель). Проекции точек протыкания авроральных структур сигналами конкретных спутников GPS (при индексе фазовых сцинтилляций бор>0,15 радиан) нанесены крупными красными точками (для South Pole (SP)) и оранжевыми точками (для IQA). На изображение цветными треугольниками нанесены положение станции SP и станций QIK и IQA, расположенными в сопряженной по м. с. л. северной полярной области. На верхней панели цветными точками показаны временные развертки: индекса фазовых сцинтилляций (цвет точек соответствует конкретным номерам PRN-спутников GPS, показанным справа от панели), Н-компоненты магнитного поля, а также риометрического поглощения.

Другой пример очевидной корреляции фазовых сцинтилляций сигналов GPS с эмиссиями  $\lambda$ 557,7 и  $\lambda$ 630,0 нм в авроральных структурах на станции «Южный полюс» в условиях *Кр*=3 был детально рассмотрен в [21] и в данной работе не иллюстрируется.

Пример амплитудной сцинтилляции в северной полярной области представлен на рис. 9.17 в монографии [4], где показана «метрика» сигнала на частоте 16,8 МГц, зафиксированная 4 ноября 1993 в 05:56 UT на пути распространения сигнала между пунктами Wales и Fairbanks, а на рис. 16 показан путь распространения, наложенный на изображение аврорального овала, полученное сканирующей системой OLS в видимом диапазоне на спутнике DMSP во время мощной геомагнитной бури (National Space Weather Event 3–11 Nov. 1993), характеристики которой можно увидеть в [33]. Даже относительно низкое пространственное разрешение оперативной системы линейного сканирования Operational Linescan System (OLS) позволило «видеть» несколько крупномасштабных авроральных структур, пересекаемых сигналом.



Рис. 2. На средней панели показана картографическая проекция изображения структуры авроральных форм в эмиссии λ557,7 нм (шкала интенсивности свечения в килоРэлеях показана справа от изображения) на желтой географической сетке координат (сетка скорректированных геомагнитных координат нанесена белым цветом). На нижней панели показаны спектрограммы средней энергии и потока энергии высыпающихся электронов и протонов, полученных анализатором частиц SSJ/5 со спутника DMSP F16 в северной полярной области при пересечении вечернего сектора MLT аврорального овала в этом же интервале времени

Корреляция сцинтилляций с авроральными структурами в [1, 4, 21] очевидна в рамках масштабов измерений, но очевидно и то, что для более прецизионного анализа и дальнейших исследований взаимосвязи механизмов сцинтилляций со структурой высыпаний частиц и авроральными явлениями необходимы более мелкомасштабные орбитальные серийные измерения интенсивности эмиссий в авроральных структурах при их протыкании сигналами от спутников навигационных систем.

#### Причинно-следственная связь сцинтилляций с авроральными эмиссиями

Физическая причинно-следственная связь сцинтилляций радиосигналов в полярной ионосфере с оптическими эмиссиями, возбуждаемыми в полярных сияниях, является косвенной. Энергетические уровни прямо возбужденных или одновременно с процессом ионизации составляющих ионосферы и верхней атмосферы при ударе электрона, имеющего энергию более 18 эВ, имеют различные времена жизни до релаксации. Некоторые из них, как, например, эмиссии первой отрицательной системы иона молекулы азота, «высвечиваются» практически мгновенно (время жизни их возбужденных уровней несколько десятков наносекунд) и поэтому являются практически мгновенными индикаторами процессов высыпаний заряженных частиц, а интенсивность эмиссий прямо пропорциональна потоку энергии электронов. Как следствие, изображения распределений интенсивности эмиссий N2<sup>+</sup> отображают мгновенные распределения градиентов электронной концентрации и потока энергии высыпающихся электронов в максимуме Е-области ночной полярной ионосферы [34], причем связь интенсивности вышеупомянутых эмиссий первой отрицательной системы N2<sup>+</sup> с потоком энергии электронов (в максимуме Е-области) более корректна из-за короткого времени жизни. Ряд других авроральных эмиссий и особенно интенсивные кислородные эмиссии (λ630,0 нм и λ557,7 нм) подходят для картографирования и диагностики средней энергии высыпающихся электронов по их отношению к интенсивности I (427,8) N<sub>2</sub><sup>+</sup> [35, 36]. При этом морфологическая структура наблюдаемых эмиссий, имеющих максимумы интенсивности в Е- и Е- области ионосферы, может использоваться для пространственной локации и привязки позиций точек протыкания сцинтиллирующих радиосигналов к конкретным авроральным формам. Во всех рассмотренных работах, посвященных корреляционной статистике сцинтилляций навигационных сигналов с авроральными эмиссиями, решалась именно эта задача морфологической привязки, а исследования связи сцинтилляций с прямо измеренными энергетическими характеристиками высыпающихся частиц на низкоорбитальных КА проводились ограниченно. [1], а с восстановленными (из распределений интенсивности эмиссий, наблюдаемых с поверхности Земли) картами средней энергией и потока энергии электронов, и мелкомасштабных структур Ne, за редким исключением [22], исследования не проводились.

## Возбуждение эмиссий в субполярной ионосфере искусственным способом

Другой прикладной аспект наблюдений авроральных эмиссий с орбиты, на который авторы хотели бы обратить внимание, это исследования условий, при которых возникают мелкомасштабные неоднородности электронной концентрации в ионосфере и мелкие структуры свечения нейтралов и ионов, возбужденные при нагреве холодных ионосферных электронов направленным модулированным излучением от ВЧ-стендов, расположенных на поверхности Земли, и особенно в субавроральной и полярной зонах.

Искусственно возбужденное свечение ионосферы наблюдали над нагревными стендами, начиная с 70-х годов на низких и средних широтах, включая Суру, в 80-х и 90х - в субавроральных широтах на европейском стенде в Тромсе European Incoherent Scatter Scientific Association (EISCAT) и на Аляске в Гаконе (в рамках программы

Active Auroral Research Program (HAARP)) с конца прошлого века. Результаты экспериментов свидетельствовали, что структура авроральных эмиссий отображает структуру природных или искусственно созданных неоднородностей электронной концентрации в ионосфере. При использовании для регистрации наблюдений многоэлементных изображающих детекторов стало ясно, что структура неоднородностей разномасштабна с минимальными поперечными размерами до десятков метров.

Пример наземных наблюдений нетипичных (относительно наблюдавшихся ранее) структур свечения с масштабами менее 1 км рассмотрен в работе [2]. В вечернее местное время 28 октября 2008 года двумя фотометрическими имаджерами и фотометром была зафиксирована динамика развития форм свечения ряда эмиссий над зоной работы стенда, работающего циклично (2 минуты включено – 2 минуты выключено) на частоте второй гирогармоники 2,85 МГ ц в ординарной моде. Эксперимент проводился в условиях средних и малых геомагнитных возмущений ( $Kp \leq 4,3$ ), когда стенд находился близко к границе плазмапаузы. Рассмотрим рис. 3, адаптированный из рисунков в [2, 37]. На правой верхней панели рис. 3, условно показаны нагревный стенд, плазменные неоднородности в ионосфере, образованные под воздействием направленного ВЧ-излучения и имаджер «Авровизор-ВИС/МП» на орбите перспективного КА «Метеор-МП», ось которого направлена в надир.



Рис. 3. На нижней панели слева направо приведены три последовательных изображения искусственно возбужденной эмиссии λ557,7 нм, полученных с интервалом ~ 5 секунд с помощью узкоугольного (3°×3°) наземного телескопического имаджера, расположенного в Гаконе соосно с нагревным ВЧ-стендом НААRР во время одного из циклов нагрева (включен) ионосферы (03.11-03.13 UT). На левой нижней панели показана развертка данных интенсивности пяти эмиссий, полученных фотометром в интервале (03.05-03.15 UT), направленным соосно с имаджером. На верхней панели схематично показана геометрия нагрева ионосферы в Гаконе во время включенного ВЧ-стенда. Показаны неоднородности электронной концентрации (названные плазмоидами) отображаемые в эмиссиях верхней атмосферы и ионосферы. Показана (условно) геометрия наблюдений области свечения с орбиты перспективного КА «Метеор-МП» с помощью аврорального имаджера «Авровизор-ВИС/МП», направленного в надир. На карте показан сектор наблюдений загоризонтным радаром Kodiak SuperDARN, в который попадает Гакона. Левая верхняя панель показывает временную развертку (спектрограмму) обратно рассеянной мощности излучения радара во время циклов нагрева в интервале 03:05-03:15 UT

На нижней панели показаы три последовательных изображения мелких структур свечения в эмиссии  $\lambda$ 557,7 нм, полученные 28.10.2008 (03.12.48-03.12.57 UT) телескопическим имаджером с углом поля зрения 3°×3° с интервалом несколько секунд. По описанию в [2] сразу (в пределах секунд) после начала двухминутного цикла нагрева ионосферы развивались крупномасштабные диффузные структуры свечения, которые наблюдались широкоугольным имаджером с углом поля зрения 19°×19° (рис. 5 в [2]), а через 20–40 с на их фоне начали образовываться мелкомасштабные лучистые структуры с поперечным размером менее 1 км. Оба наземных имаджера включали матричные камеры 512×512 элементов с 16ти битной оцифровкой интенсивности. Фотометр с углом поля зрения 14,8°×4,2° и диском с пятью светофильтрами работал соосно с имаджерами, измеряя интенсивность каждой эмиссии в течение 1 с в соответствующем фильтре.

Временная развертка фотометрических профилей интенсивности пяти эмиссий в относительных единицах в интервале 03:10–03:15 UT показана на левой нижней панели, причем интервал времени получения трех рассматриваемых снимков маркирован вертикальной голубой линией. Больший максимум интенсивности (в интервале 03.11-03.13 UT) на профиле эмиссии  $\lambda$ 427,8 нм N<sub>2</sub><sup>+</sup>, входящей в первую отрицательную систему полос 1NG, энергетический порог возбуждения которой ~18,6 эВ, свидетельствует о процессе ионизации сразу после включения нагрева в цикле в 03:11 UT. На профиле интенсивности эмиссии  $\lambda$ 557,7 нм наоборот – в начале цикла виден максимум интенсивности, но меньший по величине, чем перед выключением в 03:13 UT. У кислородной эмиссии  $\lambda$ 630,0 нм, которая высвечивается с метастабильного уровня O (1D), время жизни которого ~2 мин, имеется вообще только один максимум интенсивности в конце каждого цикла нагрева.

На левой верхней панели показан фрагмент диаграммы мощности обратного рассеяния пучка радара Kodiak SuperDARN от неоднородностей в нагретой области ионосферы. Вся диаграмма полностью показана на рис. 6 в [2], на которой видны несколько крупных слоев рассеяния на природных неоднородностях. Радар находится примерно в 650 км южнее точки расположения стенда (см. карту поля обзора на верхней панели рис. 3). По фрагменту диаграммы также виден цикл работы ВЧстенда (включен в 03:11 – выключен в 03:13 UT). Положение границы плазмопаузы во время нагревного эксперимента контролировалось по данным TEC, полученным с ряда спутников системы GPS (см. рис. 9 в [2]).

#### Создание имаджера «Авровизор-ВИС/МП» для измерений авроральных эмиссий с орбиты и его характеристики

Для мониторинга и исследований причинно-следственных связей природных авроральных процессов и процессов реакции ионосферы на искусственные воздействия с поверхности Земли, включая и прикладные аспекты, изложенные в п. 1 и 2, предполагается проведение координированных наблюдений эффектов сцинтилляций с прямыми измерениями энергетических распределений высыпающихся электронов и протонов, мелкомасштабных градиентов магнитного и электрического поля и дистанционных оптических измерений интенсивности трех эмиссий с помощью гелиогеофизического комплекса приборов ГГАК-МП на орбите перспективного КА «Метеор-МП», а также наземными all-sky камерами, расположенными в субполярных и полярных областях. На рис. 4 в [38], адаптированного из [39], схематично иллюстрируются основные природные процессы в области взаимодействия магнитосферы с ионосферой, приводящие к ускорению и высыпанию заряженных частиц и свечению авроральных эмиссий в полярных областях, а также проекция орбиты КА «Метеор-МП». Геометрия будущих координированных авроральных наблюдений с орбиты КА «Метеор-МП» и с поверхности Земли одновременно с работой навигационных спутников показана на рис. 4. Для работы имаджера «Авровизор-ВИС/МП» намечено

использовать фотометрическую модель получения серии последовательных перекрывающихся изображений авроральных структур, проиллюстрированную условно на рис. 1 и описанную в [38, 39]. Реконструкция этих изображений на основе развития алгоритмов SIRT и MART, отлаженных при обработке наземных авроральных изображений, полученных с разных точек триангуляции [40], позволит получать объемные фрагменты изображений эмиссий и уточнять 3D-координаты локаций точек протыкания слоев ионосферы радиосигналами IonosphericPiercePoint (IPP) при приеме сигналов от конкретных спутников навигационных систем, проходящих через конкретные фрагменты авроры. В таком координированном эксперименте будут: контролироваться энергетические потери высыпающихся электронов и протонов и их вторичной электронной продукции как в подножных точках магнитной силовой линии на высотах эмиссий в E- и F-области ионосферы, так и по всей наблюдаемой «площадке», имеющей диаметр D~380 км на высоте Е-области; картографироваться мелкомасштабные (сотни метров) градиенты интенсивности эмиссий на разных высотах, включая:  $\lambda 427,8$  (N<sub>2</sub><sup>+</sup>),  $\lambda 630,0$  [OI] нм и более крупномасштабные градиенты интенсивности β-линии бальмеровской серии водородной эмиссии λ486,1 нм, прямо отражающей высыпания протонов; а также картографироваться градиенты электронной концентрации в максимуме Е-области ионосферы [34], образующиеся при ионизации нейтралов высыпающимися заряженными частицами.



Рис. 4. Показана геометрия наблюдения свечения авроральных эмиссий с поверхности Земли на станции «Южный полюс» с помощью камеры всего неба и с орбиты КА «Метеор-МП», а также аппаратура, измеряющая спектры высыпающихся заряженных частиц и градиенты магнитного поля на КА «Метеор-МП» (МСГИ-МП и ФМ-МП соответственно). Условно показан процесс высыпания заряженных частиц вдоль м. с. л., приводящий к образованию неоднородностей бNe в *F*- и *E*-слоях ионосферы во время возмущенных геомагнитных условий. Также условно показан процесс распространения волновых фронтов сигналов навигационных спутников и появление сцинтилляций при пересечении неоднородностей электронной концентрации и авроральных структур



Рис. 5. Иллюстрирует одну из функций ПО «Вектор-М» [51]: a – трассирование вдоль м. с. л., которую КА пересекает в момент экспозиции авроральных изображений и съемки энергетических спектров частиц с помощью аппаратуры МСГИ-МП до высот максимумов интенсивности измеряемых эмиссий и вычисление положения проекции подножной (f. p.) точки м. с. л. на соответствующих изображениях;  $\delta$  – «привязка» элементов изображений авроральных эмиссий в каналах аппаратуры «Авровизор-ВИС/МП» к геомагнитной системе координат (CGM). Желтым цветом показан один из множества векторов наблюдений из точки ц. м. КА до высот максимумов интенсивности эмиссий. Трассирование от элементов изображения с высоты эмиссии  $\lambda$ 630 нм ( $h_3$ =270 км) вдоль силовой линии магнитного поля до высоты эмиссии  $\lambda$ 427,8 нм ( $h_2$ =100 км) и определение соответствующих номеров элементов (номеров строк и номеров столбцов в матрице) изображения  $\lambda$ 427,8 нм. Расчет матриц сопряжений по м. с. л. всех элементов авроральных изображений на разных высотах. Далее расчет распределения средней энергии высыпающихся электронов  $E_{cp}^{B}=I_{630}/I_{427,8}$  (кэВ) на основе матрицы сопряжений в рамках поля изображения

В 2015 г. ИКИ РАН и ФГБУ «ЦАО» Росгидромета совместно с АО «Российские космические системы» (при участии НИИТМ ТГУ, ПГИ КНЦ РАН и ООО «НПП "Астрон электроника"») выполнили дополнительный эскизный проект (ДЭП) аврорального имаджера «Авровизор-ВИС/МП» [40], входящего в состав гелиогеофизического комплекса аппаратуры (ГГАК-МП), разрабатываемый для перспективного КА «Метеор-МП». Этот КА должен быть запущен на орбиту в следующем десятилетии на стандартную солнечно-синхронную полярную орбиту с высотой ~820 км (рис. 1, 5). Основные характеристики аппаратуры «Авровизор-ВИС/МП» в сравнении с ее двумя зарубежными бортовыми аналогами (авроральными имаджерами видимого диапазона MAC [41] и FAI [42]) показаны в табл., адаптированной из [40]. Из табл. можно видеть несколько существенно важных характеристик российского имаджера: три параллельных канала настроены на измерения трех эмиссий  $\lambda 630,0$  [OI],  $\lambda 427,8 N_2^+$  и  $\lambda 486,1$  ( $H_\beta$ ) нм соответственно; угол поля зрения каждого изображающего канала 20=30° обеспечивает (благодаря прецизионной ориентации КА на Землю) попадание проекции магнитной силовой линии, пересекаемой КА «Метеор-МП», на высоту свечения, наблюдаемого в конкретном

канале; канал, измеряющий распределение интенсивности водородной линии, позволяет контролировать среднюю энергию высыпающихся протонов одновременно с характеристиками высыпающихся электронов, контролируемых в двух других каналах [39, 43]. В состав ГГАК-МП, кроме аврорального имаджера, входят тороидальные анализаторы энергетических распределений заряженных частиц (аппаратура МСГИ-МП) и феррозондовый измеритель мелкомасштабных градиентов магнитного и электрического поля ФМ-МП. В [39] показана реальность достижения пространственного разрешения ~1,5 (вдоль вектора скорости) × 0,5 км (поперек вектора скорости) и временного разрешения ~0,1–0,2 с при наблюдениях эмиссий  $\lambda$ 427,8  $N_2^+$ и  $\lambda$ 630,0 [OI] в авроральных структурах во время суббурь, а в водородной эмиссии ( $H_{\beta}$ ) ~9×5 км и ~0,5–0,7 с соответственно. Аппаратурный комплекс ГГАК-МП нацелен на мониторирование и исследования характеристик высыпающихся заряженных частиц, локацию особенностей распределений интенсивности эмиссий в авроральных структурах, продольных токов и электрического поля в различных геомагнитных условиях.

Характеристики	Авровизор-ВИС/МП	FAI (Канада,запущен29 сент 2013)	МАС (Япония,запущен23 Авг 2005)		
Угол поля зрения (град) 30		26	7,6		
Угол раствора бленды (град) 31,5		27.5	?		
Направление оси поля зр.	надир	надир	надир и лимб (поворотом КА)		
Рабочий участок орбиты	тень	тень	тень		
Число оптич.каналов	3	2	3		
Фокусное расст. (мм)	24 (все каналы)	68,9	50 (все каналы)		
Монохроматизация 1	630 HM(δλ~2 HM, Tline ~80%)	630 HM (δλ~2 HM), T line ~0,68	427,8 HM ( $\delta\lambda \sim 2,5$ HM, Tmax~46%)		
B KahaJax 2	427,8 нм	050-1100 нм, 1~0,9	$670 \text{ Hm} (\delta \lambda \sim 38.23 \text{ Hm}, \text{Tmax} \sim 90\%)$		
5	Interf.filters – KeoScientific /	Interf.filters KeoScientific (630 нм)	Interf.filters – Andover Corp.		
	Interf.filters - Andover Corp.	Schott RG645 (650-1100 нм)			
CCD	e2V47-20 AIMO (13x13µm)	e2V67 AIMO (26x26µm) 512x512	Sony Front illuminated(6,4x6,4µm)		
	1024x1024		interline transfer 1024x1024		
Qe CCD	~0,8 (630 нм)	~0,8 (630 нм); 0,66 (650-1100 нм)	~0,6 (557,7 нм)		
Охлаждение матрицы (°С)	AO(-20) Пельтье 2x4(630 mm m 427.8 mm)	4x4(630  ms)	0 (paguatop) = 16x16 (427.8 mm)		
Бинирование пике.	8x16 (486.1 HM)	2х2 (650-1100 нм)	8х8 (670 нм)		
Время эксп. (сек)	0,1÷0,8 (630 нм)	0,5 (630 нм)	0,12 (мода 0, надир),		
	0,1÷0,8 (427,8 нм)	0,1 (650-1100 нм)	1 (мода 1, лимб)		
	0,8÷1,6 (486,1 нм)				
Макс.возм.скважнсъемки	3 (в сек)	1 (630 нм); 5 (650-1100 нм);	от 0,12 до 3 (557 и 427,8 нм)		
Штат.скважность съемки	1 (в 3 сек)	1 (в 1 сек 650-1100 нм)	1,1 (в 1 сек)		
Число градаций	14/16 бит	16 бит	14 (linear)/10(logarithmic)		
по интенсивности	50 (620 mc)	200 (620	8 14 - 10 <sup>3</sup> Dana * (		
Порог чувств. (гэлеи)	- 50 (050 HM)	100 (650 HM)	5,14 10 F3JeW/MMI/MCeK (427,8) $5,00,10^3$ Porež/JMI/MCeK (557,7)		
		100 (050-1100 HM)	5,55 10 <sup>3</sup> Рэлей/имп/мсек (670)		
Чувствит (DN/R·sec)	~ 0.25 (630 нм)	0.127 (630 нм): 0.0965 (650-1100 нм)	?		
Линамич Лиапазон	$\sim 10^4 (630.0)$	?	$0 \div 3\ 21 \cdot 10^3\ (427\ 8)$		
Zinnashi i. Zinanason	$\sim 10^4 (427.8)$	2	$0 \div 2, 19 \cdot 10^3 (557.7)$		
	$\sim 10^3$ (486.1)	•	$0 \div 2,15,10^{3}(670)$		
Пространств разр тах(км)	0.4x0.4 (max при 1024x1024)	0 4х0 4 (перигей): 2 5х2 5 (апогей)	1 2x1 2 (налир): 2 4x2 4 (лимб)		
Пространств разр. (км)	1 6х1 6 (630 и 427 8 нм)	0 4x0 4 (перигей): 2 5x2 5 (апогей)	?		
ripotripanersipaspi (iaii)	9х9 (486.1 нм)	o, no, ( (repin en), 2,5,2,5 (anor en)			
Масса прибора (кг)	15	6,72	4,59		
Мощность потр.(Вт)	29 (макс.с охлажд.)	14(10)	20,4 (радиатор)		
Орбита апогей-перигей(км)	820,7 (круг)	1500 x 325	670 x 610		
Наклонение (град)	98,68 (солн-синхр.)	81 (не солн-синхр.)	98,6 (солн-синхр.)		
Период (мин)	101,3	103	98,8		
	;-		,-		

# Функция ПО «Вектор-М» для пространственной привязки орбитальных авроральных изображений к магнитному полю и корреляционных расчетов сцинтилляций радиосигналов

Для корреляционных расчетов сцинтилляций сигнала в точках протыкания слоя ионосферы конкретными радиолучами конкретных навигационных КА, морфологической «привязки» по магнитному полю к конкретной авроральной структуре с помощью трассирования вдоль м. с. л. до высоты максимума интенсивности конкрет-

ной эмиссии), для расчета сопряжений изображений интенсивности разновысотных эмиссий (рис. 5), измеряемых аппаратурой «Авровизор-ВИС/МП», намечено использовать ПО «Вектор-М» [44, 45], функциональная блок-схема которого показана на рис. 6 в [38]. Учитывая, что высыпания электронов и протонов происходят вдоль м. с. л., а также свойства структур полярных сияний, рассмотренные в [46, 47], это ПО позволяет соотносить элементы изображения разновысотных эмиссий по м. с. л. (рис. 5) и тем самым обеспечить большую корректность их картографирования и окрестностей точек протыкания ионосферы сигналами, а также уточнять распределения средней энергии и потока энергии высыпающихся электронов по отношению интенсивности эмиссий и, кроме того, делать более точную привязку высыпаний к градиентам концентрации электронов Ne в максимуме Е-области ионосферы и к градиентам поперечных проводимостей ионосферы  $\Sigma_p$  и  $\Sigma_h$ , интегрированных по высоте [43]. Функциональные зависимости, связывающие энергетические и электродинамические характеристики с интенсивностями измеряемых эмиссий и их отношениями, приведены в [34–36,48–50]. На рис. 5 показаны две ситуации наблюдений эмиссий с орбиты и сопряжений по м. с. л.: а – сопряжение КА с проекциями м. с. л. на изображениях эмиссий на соответствующих высотах; б - сопряжение по м. с. л. между элементами изображений эмиссий λ630 нм и λ427,8 нм. ПО «Вектор-М» позволяет рассчитывать переход от матриц геометрических наблюдений эмиссий (в рамках угла поля зрения) к матрицам сопряженных элементов разновысотных эмиссий по м. с. л..

#### Модель съемки авроральных эмиссий с орбиты

Фотометрическую модель съемки полярных сияний аппаратурой «Авровизор-ВИС/МП» с орбиты КА «Метеор-МП» можно отнести к классу получения последовательности разноракурсных квазимонохроматических плоских стереопар изображений сцены (полярного сияния) (рис. 1) в течение интервала времени пересечения спутником неосвещенной полярной зоны, включающей субавроральную зону, авроральный овал и полярную шапку. В зависимости от конкретных геомагнитных условий этот интервал времени может составлять от 1 до 15 минут. Подразумевается, что: авроральный овал во время длительных периодов спокойных условий (Кр=0 в течение 10-30 суток), которые могут происходить в периоды близкие к минимуму солнечной активности, наблюдается как низкоинтенсивное диффузное свечение (~1 кРэлей) в относительно узкой (по геомагнитной широте) зоне высыпаний заряженных частиц, переносящих относительно небольшой поток энергии; экваториальная граница аврорального овала с высокоинтенсивным структурированным свечением (>50 кР) во время мощных геомагнитных бурь (*Кр*>6) может спускаться в средние широты (<50 °C GLAT). Положение границ модельного аврорального овала при различных геомагнитных условиях будет рассчитываться с помощью ПО «Вектор-М» с целью прогнозирования пролета КА «Метеор-МП» через полярные области на каждой орбите.

За единичный интервал наблюдений принимается период времени, за который поле наблюдения в канале 2 ( $\lambda$ 427,8 нм) имаджера на высоте 100 км обновляется полностью. Исходя из конусного угла поля зрения ( $\pm$ 15°, см. табл.), геометрии наблюдений (рис. 1 и 5) при которой ось зрения направлена в надир), и линейной скорости КА (V~7,44 км/с при круговой орбите на высоте 820 км), величина единичного интервала наблюдений получается равной ~52 с. В этом интервале времени серия последовательных пар перекрывающихся изображений, полученных за время экспозиции, образует стереопары, которые отражают один и тот же фрагмент авроральной структуры с разных угловых позиций (под разными зенитными и азимутальными углами). Согласно упрощенной формуле из [51], стереобазис аппроксимируется в виде:

$$B \approx 0.03 \times L,\tag{1}$$

где *L* (расстояние до объекта)  $\approx$  720 км.

Тогда для случая с геометрией наблюдений аппаратурой «Авровизор-ВИС/МП» (канал 2) на расстоянии, равном мгновенному диаметру D наблюдаемого поля (386 км на высоте 100 км), укладывается  $\approx 18$  стереобазисов *B*. Согласно требованиям стереосъемки (1), необходимая скважность съемки будет  $52/18 \approx 2,89$  с, что соответствует приблизительно одному изображению в 3 с. На рис. 1 условно показана геометрия наблюдений (в каналах 1 и 2 аппаратуры «Авровизор-ВИС/МП» с высоты орбиты КА «Метеор-МП») стереопар изображений трех лучей полярного сияния со скважностью съемки 3 с. Время экспозиции каждого изображения составляет величину ~0,1-0,2 с. В рамках описания связи между координатами точек в трехмерном пространстве и их проекциями на плоскость изображения детектора изображения в камере обскура с диафрагмой конечного диаметра такая модель съемки позволит использовать последовательности наблюдаемых с орбиты плоских изображений эмиссий (или их фрагментов) для достоверных преобразований конкретных фрагментов в трехмерные структуры полярного сияния. При этом подразумевается, что смаз изображения за время экспозиции, получающийся за счет скорости КА, уже частично компенсирован с помощью переноса строк в детекторе изображения и дополнительно откорректирован с помощью математических методов. Последовательная регистрация стереопар изображений авроральных эмиссий с орбиты и их реконструкция позволит «видеть» структуру свечения полярного сияния сразу с учетом геометрической дисторсии (в рамках угла поля зрения) и локальной дисторсии, возникающей за счет изменения (в пределах нескольких градусов) угла наклона м. с. л. (к направлению в надир), проходящей через конкретный элемент фрагмента изображения на конкретной высоте. Одновременные изображения авроральных эмиссий, полученные с орбиты (один суточный виток из 15) и с нескольких точек на поверхности Земли (например, с помощью пар изображающих камер MAIN (Multiscale Aurora Imaging Network) [52], расположенных примерно в 4-х км (FOV~18°) и в 86 км (all-sky камеры) друг от друга в окрестности г. Апатиты (ПГИ КНЦ РАН), позволят уточнять наблюдаемую структуру объемов свечения конкретных авроральных фрагментов.

#### Заключение

В изображениях эмиссий полярной ионосферы и верхней атмосферы заключена моментная информация о морфологической авроральной структуре и энергетических характеристиках высыпающихся заряженных частиц. Эти частицы на различных стадиях суббурь создают неоднородности электронной концентрации в ионосферной плазме разных масштабов на различных высотах, которые препятствуют нормальному распространению сигналов космических систем связи и навигации. Мелкомасштабные неоднородности Ne могут быть созданы и искусственным путем при воздействии на ионосферу радиоизлучением высокой частоты. Координированные измерения сигналов в субавроральной и авроральной зонах, в полярной шапке и области каспа с наземными изображениями интенсивности эмиссий показывают статистически подтверждаемую корреляцию сцинтилляций сигналов во время протыкания радиолучами конкретных авроральных структур или серий структур. В отдельных случаях в одних и тех же событиях одновременно с корреляциями в одних конкретных структурах наблюдается ослабление фазовых корреляций при прохождении радиосигналов через другие структуры, эти факты пока не объяснены. Для исследования механизмов воздействия условий среды на распространение сигналов сквозь структуры полярных сияний, и особенно мелкомасштабные, предлагается использовать бортовой имаджер авроральных эмиссий на орбите перспективного КА «Метеор-МП», который разрабатывается для гелиогеофизического комплекса аппаратуры ГГАК-МП, включающего тороидальные анализаторы энергетических распределений заряженных частиц и измеритель градиентов магнитного и электрического поля. Характеристики аврорального имаджера «Авровизор-ВИС/МП» в сравнении с характеристиками зарубежных аналогов орбитальных авроральных имаджеров видимого диапазона не уступают им, а в некоторых позициях превосходят. Представленная разноракурсная фотометрическая модель наблюдений авроральных эмиссий с орбиты создаст условия для реконструкции серии последовательных плоских изображений в объемные изображения измеряемых эмиссий и объемных профилей электронной концентрации, которые позволят более корректно «привязывать» локации сцинтилляций сигналов к высыпаниям заряженных частиц и конкретным авроральным структурам на разных высотах, распределениям энергетических характеристик заряженных частиц, восстановленным из авроральных изображений.

#### Список литературы

1. An interhemispheric comparison of GPS scintillation with auroral emission observed at the South Pole and from DMSP satellite / P. Prikryl, Y. Zhang, Y. Ebihara et al. // Radio Sci., 2013. - V.56. - P.1-15.

2. Decameter structure in heater-induced airglow at the High frequency Active Auroral Research Program facility / E. Kendall, R. Marshall, R.T. Parris et al. // Journ. Geophys. Res., 2010. - V. 115.

3. High frequency fading observed on the 40 Mc/s wave radiated from artificial satellite 1957a / G.S. Kent // Journ. Atmos. Terr. Phys., 1959. – V. 16. – P. 10–20,

4. Hunsuker R.D., Hargreaves J.K. The high latitude ionosphere and its effects on radio propagation. Cambridge Univ., UK, 2003. -617 p.

5. De GPS and ionospheric scintillations / P.M. Kintner, B.M. Ladvina, E.R. Paula // Space Weather, 2007. - V. 5.

6. Scintillation and loss of signal lock from poleward moving auroral forms in the cusp ionosphere / K. Oksavik, C.Van der Meerin, D.A. Lorentzen et al. // Journ. Geophys. Res. Space Physics, 2015. – V. 120. – P. 9161–9175.

7. SSUSI: Horizon-to-horizon and limb-viewing spectrographic imager for remote sensing of environmental parameters / L.J. Paxton, C.-I. Meng, G.H. Fountain et al. // Ultraviolet Technology IV, SPIE, 1992. – V. 1764. – P. 161–176.

8. Modeling the effects of ionospheric scintillation on GPS satellite-based augmentation system availability / R.S. Conker, M.B. El-Arini, C.J. Hagarty, T. Hsiao // Radio Sci., 2003. – V.  $38. - N_{\odot} 1. - P. 1-23.$ 

9. Ionospheric scintillation monitoring and modeling / Y. Béniguel, V. Romano, L. et al. // Ann.Geophys., 2009. – V. 52. – № 3–4. – P. 391–416.

10. Расчет основных параметров радиосигналов в канале спутник-Земля при распространении через возмущенную ионосферу / Н. Блаунштейн, С.А. Пулинец, Я. Коэн // Геомагнетизм и аэрономия, 2013. – Т. 53. – № 2. – С. 215–227.

11. A power law phase screen model for ionospheric scintillation 1. Weak scatter / C.L. Rino // Radio Sci., 1979. – V. 14. – N $_{2}$  6. – P. 1135–1145.

12. Ionospheric Time-Delay Algorithms for Single-Frequency GPS Users / J. Klobuchar // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems AES-23(3), 1987. – P. 325–331.

13. Observations of GPS scintillation during an isolated substorm / K. Hosokawa, Y. Otsuka, Y. Ogawa, T. Tsugawa // Progress in Earth and planetary Science, 2014. – V. 1. – P. 1–16.

14. First satellite imaging of auroral pulsating by the Fast Auroral Imager on e-POP / A. T. Y. Lui, L.L. Cogger, A. Howarth, A.W.Yau // Geophys.Res.Lett., 2015. – V. 42. – P. 6877–6882.

15. A. E-POP observations of pulsating aurora / B. Fritz, M. Lessard, L. Cogger, A. Yau et al. // Univ.New Hampshire, 2015. – Режим доступа: Posters.unh.edu/.../POSTER-GEM-ePOP.pptx.

16. Specification and forecasting of scintillations in communication and navigation links: Current status and future plans / S. Basu, K. Grovesa, S. Basu, P. Sultana // Journ. Atmos. Sol. Terr. Phys., 2002. – V. 64. P. 1745–1754.

17. High-latitude F-region irregularities: a review and synthesis / R.T. Tsunoda // Rev.Geophys., 1988. – V. 26. – P. 719–760.

18. Колосов М.А., Арманд Н.А., Яковлев О.И. Распространение радиоволн при космической связи. – М.: Связь, 1969. – 156 с.

19. High-latitude plasma structure and scintillation / A.S. Coker, G.S. Bust, R.A. Doe, T.L. Gaussirian // RadioSci., 2004. – Issue 1.

20. Characterization of high-latitude ionospheric scintillation of GPS signals / Yu Jiao., Yu. T. Morton, St. Taylor, W. Pelgrum // Radio Science, 2013. – V. 48. – P. 698–708.

21. GPS phase scintillation associated with optical auroral emissions: First statistical results from the geographic South Pole / J. Kinrade, C.N. Mitchell, N.D. Smith et al. // Journ. Geophys. Res., 2013. - V. 118. - P. 2490-2502.

22. An auroral scintillation observation using precise, collocated GPS receivers / T.W. Garner, R.B. Harris, J.A. York et al. // Radio Science, 2011. - V. 46.

23. Investigation of scintillation characteristics for high latitude phenomena / S. Scone, F. Man, F. Ghafoori, R. Tiwari // Proc. ION GNSS 2008, Session D5, Savannah, GA, 16–19 Sept. 2008. – P. 2425–2433.

24. Statistics of GPS ionospheric scintillation and irregularities over polar regions of solar minimum / G. Li, B. Ning, Z. Ren // GPS solute., 2010. – V. 14. – P. 331–341.

25. Phase scintillations at the polar ionosphere / M.J. Homam, E.M. Warrington, A.J. Stocker // Proceeding of the IEEE International Conference on Space Science and Communication (IconSpace), 1–3 July 2013, Melaka, Malaysia.

26. Severe and localized GNSS scintillation at the poleward edge of the nightside auroral oval during intense substorm aurora / C.van der Meerin, K. Oksavik, D.A. Lorentzen et al. // Journ. Geophys. Res. Space Physics, 2015. - V. 120.

27. Knight M.F. Ionospheric scintillation effects on global positioning system receivers // Thesis of Doctor Philosophy, Adelaide, South Australia, 2000. – 304 p.

28. Ionospheric scintillation effects on single and dual frequency GPS Positioning / S. Datta-Barua, P.H. Doherty, S.H. Delay // Proceeding of the ION GPS 2003, Portland, OR, September 9–12? 2003. – P. 336–346.

29. Comparison of the effect of high-latitude and equatorial ionospheric scintillation on GPS signals during the maximum of solar cycle 24 / Yu. Jiao, Yu.T. Morton // Radio Sci., 2015. - V. 50. - P. 886-903.

30. Characteristics of plasma structuring in the cusp/cleft region at Svalbard / S. Basu, E.J. Weber, T.W. Bullet et al. // Radio Sci., 1998. – V. 33. – P. 1885–1900.

Climatology of GNSS ionospheric scintillation at high latitudes / L. Spogli, L. Alfonsi,
 G.De Franceschi et al. // – Режим доступа: www.earth-prints.org/.../1/1745104spogli.pdf.
 Geometrical control of scintillation indices: What happens for GPS satellites / B. Forte,
 S.M. Radicella // Radio Sci., 2004. – V. 39. – P. 1–13.

33. An overview of the early November 1993 geomagnetic storm / D.J. Knipp, B.A. Emery, M. Engebretson et al. // Journ. Geophys. Res., 1998. – V. 103. – P. 26197–26220.

34. Remote sensing of high-latitude ionization with the ISIS 2 auroral scanning photometer / R. Vondrak, J.S. Murphree, C.D. Anger // Radio Science, 1985. – V. 20. – № 3. – P. 439–446 35. Auroral electron energy derived from ratio of spectroscopic emissions. 1.Model computations / M.H. Rees, D. Luckey // Journ. Geophys.Res., 1974. – V. 79. – № 34. – P. 5181–5186. 36. Electron auroral excitation efficient and intensity ratios / D.P. Steel, D.J. McEwen // Journ.Geophys. Res., 1990. – V. 95. – P. 10321–10336.

37. Schuch N.J., Gusev A.A., Pankov V.M., Pugacheva G.I. The powerfull HF transmitter as an acceleration of the ionospheric electrons. Presentation Microsoft Power point 97-2003.

38. Характеристики создаваемого орбитального имаджера «Авровизор-ВИС/МП» и перспективы использования авроральных изображений для исследований процессов в полярной ионосфере и оптического контроля неоднородности условий, влияющих на распространение сигналов / А.К. Кузьмин, М.А. Баньщикова, Ю.С.Доброленский и др. // Сб. ИКИРАН «Практические аспекты гелиогеофизики», 2016. – С. 114–133.

39. Дополнение к эскизному проекту на ГГАК-МП в части трехканального имаджера видимого диапазона «Авровизор-ВИС/МП». Пояснительная записка ЦИНВ.412125.005, 2015. – 163 с.

40. A note on the computed auroral tomography by the MART method / T. Aso, K. Muguruma, T. Yabu, T. Hashimoto et al. // Auroral Tomography Workshop Proceedings. Swedish Inst. Of Space Phys., Kiruna, Sweden, 1993. – P. 23–33.

41. Initial observations of auroras by the multi-spectral auroral camera on board the Reimei satellite / Y. Obuchi, T. Sakanoi, A. Yamazaki et al. // Earth Planets Space, 2008. -V. 60. -P. 827-835.

42. L. Cogger, A. Howarth, A. Yau et al. Fast Auroral Imager (FAI) for e-POP Mission // Space Sci. Rev., 2014. – V. 189. – P. 15–39.

43. Кузьмин А.К. Дистанционная спектрофотометрическая диагностика характеристик авроральной ионосферы с орбит зарубежных и перспективных российских КА // ИКИ РАН, 2011. – 49 с.

44. Прикладная программная система «Вектор-М» для расчета сопутствующей геофизической и астрономической информации для пространства наблюдений в эксперименте «Авровизор-ВИС/МП» на КА Метеор-МП / М.А. Баньщикова, И.Н. Чувашов, А.К. Кузьмин // Известия высших учебных заведений. Физика, 2012. – № 10/2. – С. 106–111.

45. Предварительные результаты расчета сопутствующей геофизической и астрономической информации для эксперимента с прибором «Авровизор-ВИС/МП» на перспективном КА Метеор-МП / М.А. Баньщикова, И.Н. Чувашов, А.К. Кузьмин //Известия высших учебных заведений. Физика, 2013. – № 10/2. – С. 174–180.

46. Козелов Б.В. Фрактальные характеристики пространственной структуры полярных сияний// в кн. Физика околоземного космического пространства. КНЦ ПГИ РАН, Апатиты, 2000. – С. 572–597.

47. Fractal approach to description of the auroral structure / B.V. Kozelov // Annales Geophysicae, 2003. – V. 21. – P. 2011–2023.

48. Вариации интенсивности эмиссий полярных сияний в области совместных высыпаний электронов и протонов: возможности диагностики параметров потоков частиц / Б.В. Козелов, В.Е. Иванов, Т.И. Сергиенко // Геомагн. Аэроном., 2002. – Т. 42. – № 4. – С. 513–518.

49. Remote sensing of ionosphere by using ultraviolet and visible emissions / C.-I. Meng, R.E. Huffman, R.A. Scrivanek et al. // Proceedings of SPIE, 1986. – V. 687 – Ultraviolet Technology. – P. 62–72.

50. Ratios of the I630/I427,8 and I557,7/I427,8 emission intensities in auroras / Zh.V. Dashkevich, V.L. Zverev, V.E. Ivanov // Geomagn. Aeronom., 2006. – V. 46. – N $_2$  3. – P. 366–370.

51. Image-side perspective and stereoscopy / J. Berkovitz //Proceedings of SPIE, 1998. – V. 3295. – P. 288–298.

52. MAIN (Multiscale Aurora Imaging Network) auroral cameras: overview of events observed during last winter seasons / B.V. Kozelov // Proceeding of the 10th Intl Conf. «Problems of Geocosmos». Oct. 6–10, 2014, St-Petersburg, Russia. – V. 328–333.

53. Radio wave scintillations in the ionosphere / C. Yeh, C.H. Liu // Proc. IEEE, 70, 1982. – P. 324–360.

54. Comparative auroral physics: Earth and other planets / B. Mauk, F. Bagenal // Auroral Phenomenology and Magnetospheric Processes, 2012. – V. 197 from series Geophysical Monograph, AGU, Washington, DC. – P. 3–28.

# ИСПЫТАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ РАДИОУГЛОМЕРНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## А.В. Пичкалев, С.С. Красненко (AO «ИСС»)

Аннотация: обозначена необходимость создания многолучевых имитаторов радионавигационных сигналов. Обосновано требование к обеспечению точности задаваемой разности фазы несущих сигналов с различных выходов. Приведен пример успешной реализации комплекса воспроизведения когерентных сигналов с различных генераторов, выполненного на базе магистрально-модульной системы. Выявлены недостатки описанной системы, предложены способы их устранения. Ключевые слова: радиоугломерная навигационная аппаратура, пространственная ориентация, многолучевой имитатор радионавигационных сигналов, разность фазы несущих сигналов, когерентные генераторы различных сигналов.

Успешное применение на космических аппаратах (КА), находящихся на геостационарной орбите, аппаратуры радионавигации по сигналам космических навигационных систем (КНС) ГЛОНАСС и GPS создает предпосылки для применения на борту угломерной аппаратуры определения пространственной ориентации КА по навигационным сигналам (НС) [1].

Главная проблема при испытаниях радиоугломерной навигационной аппаратуры (РУНА) для КА (особенно находящихся на орбитах вне единого навигационного поля КНС – с апогеем выше 5000 км, для которых нельзя использовать реальный НС, получаемый в наземных условиях) заключается в отсутствии соответствующего испытательного оборудования.

Для испытаний РУНА требуется многолучевой имитатор радионавигационных сигналов (МИРНС) с числом выходов, соответствующим числу угломерных антенн РУНА (для штатного функционирования РУНА необходимо как минимум 3 приемных антенных модуля (АМ)). При этом на каждом выходе должны формироваться сигналы полного видимого созвездия навигационных космических аппаратов (НКА) с фазовой задержкой, соответствующей положению угломерного АМ на КА.

Опыт эксплуатации наземных угломерных систем показал, что погрешность определения разности фаз несущих частот HC на различных AM PУНА определяется собственными вносимыми шумами и варьируется в пределах от 1 до 3 градусов. Для эффективного использования МИРНС необходимо обеспечить такую компенсацию вносимой его трактами систематической погрешности, чтобы погрешность формирования HC на различных выходах МИРНС была порядка 0,1–0,5 градусов.

Развитие магистрально-модульных систем (ММС) в области генерации СВЧсигналов позволяет создавать испытательные комплексы для СВЧ-аппаратуры, в том числе и имитаторы НС [2, 3]. Так, например, специалисты компании National Instruments (NI) разработали для АО «ИСС» систему испытаний фазированной антенной решетки из 24-х генераторов, воспроизводящих сигналы с фазовой задержкой относительно друг друга 4–6 пс. Для нее была использована новейшая технология высокоточной синхронизации (до 250 фс) векторных РХІ-генераторов, которая позволяет воспроизводить сигналы с фазовой разбежкой порядка 0,1 градуса на частоте 6 ГГц.

На основе этой технологии специалисты NI произвели макетирование МИРНС в виде модульной когерентной системы на базе векторных PXI-генераторов сигналов. Для исследования возможностей ММС в Сибирском федеральном университете (г. Красноярск) при участии специалистов АО «ИСС» и АО «НПП «Радиосвязь» (г. Красноярск) было проведено управление фазами несущих частот HC, излучаемых с различных генераторов, для экспериментальных испытаний РУНА низкоорбитальных КА АО «ИСС».

Целью эксперимента было определение возможности генерации группы HC от нескольких HKA на различных выходах модульной системы с заданной точностью установки фазового сдвига несущих частот. В связи с этим для эксперимента NI были доработаны стандартные библиотеки ПО для генерации HC. При этом они могли обеспечивать только общий (единый) сдвиг всей группы сгенерированных сигналов, что не соответствовало реальной радионавигационной обстановке для используемой приемной аппаратуры. Указанным недостатком на данном этапе решено было пренебречь, так как он не оказывал влияния на решение поставленной задачи.

В эксперименте (Рис. 1) задавался фазовый сдвиг несущих частот НС 6 НКА ГЛОНАСС в диапазоне L1 между первым и вторым, вторым и третьим генераторами. Измерения MPK-101 параметров принятых сигналов на различных AM подтвердили формирование усредненных общих фазовых сдвигов, соответствующих заданным. Уменьшение фазового сдвига менее 3-х градусов однозначных результатов измерений не дало из-за вносимых собственных шумов MPK-101. Аналогичные результаты были получены при генерации HC совмещенной группировки ГЛОНАСС/GPS в количестве 12 НКА.

Экспериментальная когерентная система из трех модулей (по заявлению сотрудников NI) обеспечивает перестройку фазы на различных выходах с шагом в 0,05 градуса, что полностью удовлетворяет требованию к погрешности воспроизведения разности фаз на различных выходах МИРНС. Однако из-за невозможности формирования собственной фазы сигнала для каждого НКА штатным ПО имитации ГЛОНАСС и GPS, которое разработано для формирования сигналов КНС на единственном выходе векторного генератора NI, необходима доработка GLONASS Toolkit по введению автоматической установки фазового сдвига несущей частоты каждого НКА и разработка специального ПО для радиоугломерной имитации сигналов GPS.

В ходе эксперимента было обнаружено, что характерный для всех имитаторов, использующих цифровые методы расчета генерируемого сигнала, недостаток оказывает весьма значительное влияние на данную когерентную систему. Представленная система обеспечивает изменение фазы несущих частот НС без соответствующего изменения кодовых параметров (дальности). Это связанно с тем, что перестройка псевдодальности производится с неким шагом, соответствующим частоте дискретизации. Для достаточного уменьшения влияния описанного недостатка необходимо применять метод генерации сигналов модулированных псевдослучайной последовательностью с ограниченным спектром, описанный в [4]. Для определения значений погрешности установки псевдодальности при генерации НС с использованием указанного метода потребуется провести дополнительные исследования.

В результате проведенного эксперимента доказана возможность генерации для проведения испытаний РУНА НС с заданным фазовым сдвигом несущих частот на различных выходах ММС. Однако, стоит отметить, что стандартные библиотеки NI из-за недостатка вычислительной мощности встроенного PXI-компьютера позволяют рассчитывать сигналы не более 6 НКА ГЛОНАСС.

Есть и еще одна проблема при создании МИРНС на базе векторного генератора, представляющего собой сверхбыстродействующий ЦАП, который при заданном векторе непрерывно формирует сигнал, подобный навигационному. Для непрерывности его формирования векторному генератору на входе необходим быстро изменяющейся цифровой код, который описывает алгоритм движения НКА по орбите.



Для этого используется быстродействующий процессор с внешней памятью, куда записывается этот алгоритм. Однако формирование сигнала полного видимого созвездия НКА на PXI-генераторе потребует практически всей вычислительной мощности встроенного PXI-компьютера. Для нескольких выходов МИРНС придется разрабатывать специальную многопроцессорную вычислительную PXI-систему или устанавливать для каждого векторного генератора собственный RAID-массив с записанным на него заранее рассчитанным сигналом с соответствующей фазовой задержкой. Такой МИРНС становится весьма громоздкой и дорогостоящей аппаратурой с очень сложным ПО.

В АО «ИСС» есть опыт успешной разработки однолучевого модульного имитатора радионавигационных сигналов КНС ГЛОНАСС и GPS для аппаратуры радионавигации геостационарных КА. Модуль PXIe-5641R синтезирует радионавигационный сигнал во встроенной реконфигурируемой ПЛИС SX95T Virtex-5 и генерирует через ЦАП аналоговый сигнал, соответствующий полному видимому созвездию НКА, который затем переносится в необходимый диапазон преобразователем частоты вверх PXI-5610.

Применение технологии высокоточной синхронизации к когерентной системе PXIe-модулей NI R-серии даст возможность синтезировать в ПЛИС сигнал до 16 НКА каждой КНС в режиме реального времени, обеспечивая непосредственное управление его параметрами по данным цифровой информации, переданной в модуль, и корректируя его при необходимости в процессе работы. Это позволит отказаться от внешних RAID-массивов или многопроцессорных вычислительных систем, ограничивая размеры МИРНС одним PXI-шасси.

Таким образом, использование современных технологий позволит решить проблемы испытаний РУНА, а также в кратчайшие сроки производить его доработку для новых видов навигационной аппаратуры.

#### Список литературы

1. Обеспечение помехозащищенности навигационных приемников космических аппаратов от ложных сигналов / С.С. Красненко, А.В. Пичкалев, А.В. Гребенников // Материалы XVII международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева (12–14 ноября 2013 г., Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. Сибирский государственный аэрокосмический университет. – Красноярск, 2013. – Ч. 1. – С. 180–181.

2. Имитатор радионавигационных сигналов в модульном исполнении / С.С. Красненко, А.В. Пичкалев // Материалы XIV международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева (10–12 ноября 2010, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. Сибирский государственный аэрокосмический университет. – Красноярск, 2010. – Ч. 1. – С. 154–155.

3. Магистрально-модульная система для отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры / С.С. Красненко, Д.А. Недорезов, В.Б. Кашкин, А.В. Пичкалев // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. ак. М.Ф. Решетнева. – Красноярск, 2013. – Вып. 2 (48). – С. 133–136.

4. Устранение погрешности дискретизации псевдослучайной последовательности дальномерного кода с помощью ограничения спектра / П.В. Шаршавин, А.С. Кондратьев, Ю.Г. Хазагаров, А.В. Гребенников // Системы связи и радионавигации: сб. тезисов. – Красноярск: АО «НПП «Радиосвязь», 2015. – С. 355.

# ПРИМЕНЕНИЕ МИКРОПОЛОСКОВЫХ АНТЕНН Для проведения наземных испытаний бортовых антенн космических аппаратов

## В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев (АО «НИИЭМ»)

Аннотация: в данной работе предложено применение микрополосковых антенн в качестве вспомогательных антенн для проведения наземных испытаний бортовых антенн космических аппаратов. Также предложен способ миниатюризации данного типа антенн УКВ диапазона, что позволяет расширить возможность их применения. Рассмотрен вариант построения вспомогательной микрополосковой антенны для приемной бортовой антенны, входящей в спасательную систему «Коспас-Сарсат». Представлены результаты электродинамического моделирования микрополосковой антенны на рабочей частоте 406 МГц. Ключевые слова: наземные испытания, космический аппарат, бортовые антенны, вспомогательная антенна, микрополосковая антенна, коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности, коэффициент усиления.

#### Введение

При проектировании бортовой антенной системы космических аппаратов (КА) возникает необходимость проведения наземных испытаний. Целью данных испытаний является проверка работоспособности не только бортовых антенн, но и бортовой аппаратуры в целом. По результатам испытаний в случае необходимости проходят работы по устранению выявленных неполадок.

Как правило, для проведения такого рода испытаний в части бортовых антенн требуется вспомогательная антенна. Данная антенна должна удовлетворять следующим требованиям [1]:

 обладать малогабаритной, невыступающей конфигурацией для проверки бортовых антенн как больших КА, так малых и сверхмалых КА;

- не оказывать существенного влияния на проверяемую антенну, например, входное сопротивление;

- обладать низкой стоимостью изготовления;

- обладать возможностью многоразового использования;

 обладать простотой в эксплуатации, т. е. без дополнительных операций по настройке;

- обладать стабильностью характеристик.

Целью работы является анализ возможности решения задачи по разработке вспомогательной антенны для проведения наземных испытаний бортовых антенн КА.

### Основная часть

В качестве таких антенн предлагается применение микрополосковых антенн (МПА) [2, 3].

МПА, как правило, представляют собой многослойные конструкции, состоящие из проводящей подложки, одного или нескольких слоев диэлектрика и помещенных на них плоских проводящих излучающих элементов, как показано на рис. 1 [4].



Рис. 1. МПА резонаторного типа

Излучатель состоит из прямоугольного ленточного проводника (1), расположенного на тонком диэлектрическом слое (2) с проводящей подложкой (3) (рис. 1). Возбуждение излучателя производится полосковой линией передачи. Для линии передачи эта система является плоским, заполненным резонатором с потерями, которые обусловлены излучением [5].

Основными преимуществами МПА являются [6, 7]:

- высокая технологичность и повторяемость характеристик;

- низкая стоимость изготовления;

- простая конструкция;

- малая металлоемкость, габаритные размеры, масса и т .д.

Таким образом, данный тип антенн удовлетворяет предъявляемым требованиям к вспомогательным антеннам, приведенным выше.

В настоящий момент существует острая потребность в миниатюрных вспомогательных антеннах метрового и дециметрового диапазонов (УКВ-диапазон). В связи с этим возникает задача по миниатюризации такого класса антенн.

В работе [8] приведены расчетные соотношения для определения габаритных размеров излучателя антенны – ширины *w* и длины *L*:

$$w = \frac{c}{2f_p} \sqrt{\frac{2}{(\varepsilon+1)}};$$
(1)

$$L = \frac{c}{2f_{p}\sqrt{\varepsilon_{\varphi\varphi\varphi}}},\tag{2}$$

где *с* – скорость света;  $f_p$  – резонансная частота излучения;  $\varepsilon$  – диэлектрическая проницаемость подложки;  $\varepsilon_{2\phi\phi}$  – эффективная диэлектрическая проницаемость, которая определяется по следующей формуле:

$$2\varepsilon_{3\phi\phi} = \varepsilon + 1 + (\varepsilon - 1)(1 + 10\frac{h}{w})^{-\frac{1}{2}},$$
(3)

где *h* – толщина подложки.

Как видно из соотношений (1) и (2), при проектировании МПА в УКВ-диапазоне габариты получаются неприемлемыми.

Предложенный способ миниатюризации МПА [9] позволяет уменьшить габариты антенны в 2–2,5 раза, по сравнению с существующими аналогами, за счет изменений в конструкции антенны и применения диэлектрика с большим значением диэлектрической проницаемости є.

Таким образом, выражения (1) и (2) с учетом [9] примут следующий вид:

$$\omega \approx \frac{c}{4f_p} \sqrt{\frac{2}{(\varepsilon+1)}}; \tag{4}$$

$$L \approx \frac{c}{4f_p \sqrt{\varepsilon_{s\phi\phi}}}.$$
(5)

Преимущество предложенного способа миниатюризации очевидно при сравнении выражений (1) и (2) с выражениями (4) и (5). Предложенный способ не ухудшает характеристики направленности антенны (коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности, коэффициент усиления), благодаря применению диэлектрика с низким значением тангенса угла диэлектрических потерь tgб, что, в свою очередь, не приводит к снижению коэффициента полезного действия антенны [5].

Обоснованность применения диэлектрика с большим значением диэлектрической проницаемости є, а также выбор такого диэлектрика для построения миниатюрной МПА УКВ-диапазона приведена в работе [10]. Выбор сделан в пользу применения фольгированного листового арилокса наполненного (ФЛАН), основные характеристики которого приведены в табл.

ХАРАКТЕРИСТИКИ	ОБОЗНАЧЕНИЕ МАТЕРИАЛА						
МАТЕРИАЛА	ФЛАН-2,8	ФЛАН-3,8	ФЛАН-5	ФЛАН-7,2	ФЛАН-10	ФЛАН-16	
Диэлектрическая проницаемость є	2,8±0,1	3,8±0,1	5,0±0,2	7,2±0,3	10±0,5	16±0,8	
Тангенс угла диэлектрических потерь tgð	0,0015	0,0012	0,0015	0,0015	0,0015	0,0015	
Плотность без фольги, г/см <sup>3</sup>	1,2±0,1	1,8±0,1	1,55±0,1	1,85±0,1	2,1±0,1	2,6±0,1	

## Основные характеристики ФЛАН

В настоящий момент ведугся работы по использованию вспомогательной МПА (рабочая частота – 406 МГц) для проведения наземных испытаний бортовой приемной антенны, входящей в состав международной спутниковой поисково-спасательной системы «Коспас-Сарсат», например, на КА «Метеор-М» № 2-1, № 2-2.

Состав антенной системы представлен на рис. 2.



Рис. 2. Состав антенной системы «Коспас-Сарсат»: *а* – передающая спиральная антенна; *б* – приемная спиральная антенна; *в* – антенная насадка; *г* – вспомогательная антенна

В качестве антенны передающего радиоканала КА – наземные приемные станции дециметрового диапазона (рабочая частота – 1544 МГц) – предложен вариант применения спиральной антенны, выполненной по печатной технологии, прототип которой представлен на рис. 2, a) [11].

В качестве приемной антенны дециметрового диапазона (406 МГц) радиоканала сигналов бедствия от аварийных радиобуев на КА предложен вариант применения спиральной антенны, прототип которой показан на рис. 2, *б*) [12, 13].

Для передающей антенны дециметрового диапазона (1544 МГц) предусмотрена насадка для проверки работоспособности аппаратуры по закрытому каналу, прототип которой показан на рис. 2, *в*) [11].

А для приемной антенны дециметрового диапазона (406 МГц) предложен вариант применения МПА в качестве вспомогательной антенны, прототип которой показан на рис. 2, *г*) [14].

Учитывая соотношения (4) и (5), были рассчитаны габариты МПА на рабочей частоте 406 МГц, которые составили 76×65 мм при толщине антенны 20 мм. В

качестве материала подложки был использован ФЛАН со значением диэлектрической проницаемостью є=16.

Затем была построена электродинамическая модель антенны и получены основные характеристики: коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности и коэффициент усиления, которые представлены на рис. 3–5 соответственно [15].



Рис. 3. Коэффициент стоячей волны модели МПА 406 МГц



Рис. 4. Диаграмма направленности модели МПА 406 МГц 350



Рис. 5. Коэффициент усиления модели МПА 406 МГц

Полученные результаты свидетельствуют о том, что данная антенна обладает хорошими энергетическими параметрами, а именно: имеет хорошее согласование, широкую диаграмму направленности и высокое усиление.

В настоящий момент ведутся работы по разработке макета такой антенны и экспериментальному исследованию ее характеристик.

#### Заключение

В данной работе предложено применение микрополосковых антенн в качестве вспомогательных антенн для проведения наземных испытаний бортовых антенн КА. Рассмотрен вариант построения вспомогательной микрополосковой антенны дециметрового диапазона (рабочая частота – 406 МГц) для бортовой системы «Коспас-Сарсат» для проверки приемной бортовой антенны и аппаратуры в целом. Приведены результаты электродинамического моделирования такой антенны.

## Список литературы

1. Применение микрополосковых антенн для проведения наземных испытаний бортовых антенн космических аппаратов / В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев // Тезисы докладов четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – С. 203–204.

2. Возможность применения микрополосковых антенн на космических аппаратах / Э.В. Гаджиев // Сборник тезисов докладов Московской молодежной научнопрактической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2012». – М.: – ООО «Принт-салон», 2012. – С. 87–88.

3. Пути построения малогабаритных, невыступающих бортовых антенно-фидерных систем космических аппаратов / Э.В. Гаджиев //Труды МАИ, 2014. – № 76. – С. 13.

4. Разработка прямоугольной микрополосковой антенны дециметрового диапазона для применения на космическом аппарате «Ионосфера» / В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев // Труды МАИ, 2013. – № 65.

5. Проектирование полосковых устройств. Учебное пособие: Ульяновский государственный технический университет, 2001. – 129 с.

6. Панченко Б. А., Нефедов Е. И. Микрополосковые антенны. – М.: Радио и связь, 1986. – 144 с.

7. Нефедов Е. И. Распространение радиоволн и антенно-фидерные устройства: учеб. пособие. – М.: Издательский центр «Академия», 2010. – 320 с.

8. Разработка прямоугольной микрополосковой антенны метрового диапазона (150 МГц) для применения на космическом аппарате «Ионосфера» / В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев // – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2013. – Т. 136. – № 5. – С. 15–18.

9. Способ создания микрополосковых антенн метрового диапазона и устройство, реализующее этот способ. Патент на изобретение № 2583334 от 16.09.2014 г. В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев

10. Выбор диэлектрика подложки микрополосковой антенны при построении миниатюрной антенны. В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев. Антенны, 2014. – № 12 (211). – С. 38–44.

11. Antenna-feeder devices in the development of OJSC «NIIEM», Istra (Moscow region) / V.S. Bocharov, A.G. Generalov, E.V. Gadzhiev // 23td International Crimean Conference Microwave and Telecommunication Technology, Conference Proceedings, 2013. – P. 46–47.

12. Приемо-передающая спиральная антенна. Патент на полезную модель № 143825 от 24.03.2014. В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев

13. Антенная система космического аппарата «Ионосфера» / В.С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев // – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2012. – Т. 131. – № 6. – С. 11–14.

14. . Варианты построения бортовых антенно-фидерных устройств для малых космических аппаратов / С. Бочаров, А.Г. Генералов, Э.В. Гаджиев, Н.С. Алексеева // Механика, управление и информатика, 2015. – Т. 7. – № 4 (57). – С. 54–60.

15. Моделирование бортовых антенн СВЧ космических аппаратов / Э.В. Гаджиев // Антенны, 2013. – № 9 (196). – С. 65–68.

# ПРИМЕНЕНИЕ ФАЗИРОВАННЫХ АНТЕННЫХ РЕШЕТОК ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЗЗ С КА НА ЗЕМЛЮ

# А.К. Гончаров, С.И. Мартынов

(НЦ ОМЗ АО «Российские космические системы»)

Аннотация: в докладе предлагается новый путь увеличения пропускной способности радиолиний передачи данных ДЗЗ с КА на Землю. Увеличение достигается за счет одновременной передачи данных по нескольким независимым пространственным лучам на несколько приемных станций, при этом не требуется ни расширения используемого частотного спектра, ни увеличения излучаемой мощности, ни существенного увеличения габаритов и массы бортовой аппаратуры. Ключевые слова: канал связи, пропускная способность, активная фазированная антенная решетка.

Развитие технологий ДЗЗ привело в настоящее время к появлению сьемочной аппаратуры, создающей информационные потоки порядка сотен и тысяч Мбит/с. В настоящее время для передачи данных ДЗЗ с КА на Землю применяются радиолинии, работающие в X-диапазоне (8,0÷8,4 ГГц), использующие модуляцию QPSK и всенаправленные или параболические передающие антенны на борту. При таких технических решениях предельная скорость передачи информации, определяемая полосой частот, отведенной для линий связи Космос – Земля в X-диапазоне, составит ~ 400 Мбит/с.

Пропускная способность канала связи определяется формулой Шеннона [1]:

$$V = W \cdot \log \left( 1 + P_s / P_n \right), \tag{1}$$

где V – пропускная способность канала связи; W – ширина спектра сигнала, пропорциональная символьной скорости в канале;  $P_s/P_n$  – отношение мощности сигнала к мощности шума.

Первый сомножитель в этой формуле определяет число символов, передаваемых в единицу времени, второй - количество информации, переносимое одним символом. Таким образом, достичь увеличения пропускной способности канала можно, или увеличивая скорость передачи символов, при этом расширяя занимаемый диапазон частот, или увеличивая количество информации в одном символе, т. е. переходя на более сложные виды модуляции. Расширения диапазона частот при этом не требуется, но потребуется значительно большее увеличение энергетического потенциала линии. Для иллюстрации рассмотрим радиолинию, использующую модуляцию QPSK. Чтобы увеличить ее пропускную способность в два раза за счет увеличения скорости передачи символов (при этом занимаемая каналом полоса частот также увеличится в два раза), при той же вероятности искажения символа мощность передатчика необходимо увеличить также в два раза, т. е. на 3 дБ. Чтобы увеличить пропускную способность в два раза, не расширяя занимаемой полосы частот, за счет перехода на модуляцию 16QAM, мощность передатчика необходимо увеличить в 5 раз, т. е. на 7 дБ. Таким образом, увеличение информационной нагрузки на символ с 2 до 4 бит приводит к потерям энергетики канала, равным 4 дБ.

Следовательно, для увеличения скорости передачи информации без расширения занимаемой полосы частот и использования сложных видов модуляции необходимо изыскивать возможности создания дополнительных независимых каналов связи в

этой же полосе частот. Одной из таких возможностей является, например, использование ортогональной поляризации для создания второго канала связи в той же полосе частот, что позволяет увеличить скорость передачи в два раза, при этом потребуется второй передатчик. Такие системы применяются на ряде зарубежных КА ДЗЗ.

Другой возможностью создания дополнительных каналов связи в той же полосе частот является создание многолучевых систем. Такая возможность появляется в связи с созданием и развитием территориальной сети приемных станций. Современная техника активных фазированных антенных решеток (АФАР) позволяет формировать одновременно несколько лучей, каждый из которых модулируется и направляется независимо и передает информацию на свою приемную станцию. В этом случае скорость передачи информации возрастает во столько раз, сколько приемных станций участвует в работе. Пределом этого увеличения явится возможность пространственного разделения лучей, определяемая размером АФАР и количеством независимых излучателей в них. В настоящее время известны АФАР, применяемые в самолетных РЛС *X*-диапазона, которые могут одновременно сопровождать до 20 целей.

Энергетический баланс радиолинии определяется выражением:

$$P_6 + G_6 + G_{np} = c/m + T_m + F_s + k + R_{cB} + R_{don}$$

где  $P_6$  – мощность бортового передатчика, дБВт;  $G_6$  – коэффициент усиления бортовой антенны, дБ;  $G_{np}$  – коэффициент усиления приемной антенны, дБ;  $T_{m}$  – шумовая температура входа приемника, дБК;  $F_s$  – скорость передачи информации, дБ/с; k – постоянная Больцмана, дБДж/К;  $R_{cB}$  – потери в свободном пространстве, дБ;  $R_{доп}$  – дополнительные потери (дождь, эллиптичность, неточность наведения и т.д.), дБ.

Переменные в правой части формулы задаются:

 отношение с/ш – заданными в техническом задании (ТЗ) требованиями к достоверности передачи и наличием помехозащищающего кодирования;

- шумовая температура - в X-диапазоне принимается равной 160 К или 22 дБК;

скорость передачи информации – задается ТЗ;

– постоянная Больцмана равна –228,6 дБДж/К;

 потери в свободном пространстве определяются дальностью связи и длиной волны (задаются ТЗ):

$$\boldsymbol{R}_{\rm cB} = 20 \cdot \lg(4\pi \cdot \boldsymbol{D}/\lambda); \tag{2}$$

– дополнительные потери принимаются равными 3 дБ.

Рассмотрим числовой пример выбора параметров радиолинии. Примем, что в T3 задано:

- скорость передачи информации – 400 Мбит/с или 86 дБ/с;

 используется помехозащищающее кодирование, которое обеспечивает безошибочный прием при отношении с/ш 6 дБ;

– максимальная дальность связи – 2800 км (соответствует углу места КА, равному 5° при высоте орбиты 830 км), рабочая длина волны – 3,66 см, подставив эти данные в формулу (2), получим: *R*<sub>св</sub>=179,7 дБ.

Подставив эти значения в правую часть уравнения (1), получим:

Примем мощность в одном луче равной  $P_6=1$ Вт (0 дБВт), коэффициент усиления приемной антенны –  $G_{np}=46$  дБ (соответствует диаметру приемной антенны 3,6 м). В этом случае излучающая решетка на борту КА должна иметь коэффициент усиления

 $G_6 = 22,1$  дБ. Если пренебречь направленностью каждого из элементов решетки, то коэффициент усиления в главном максимуме равен числу независимых элементов решетки; следовательно, в формировании каждого луча должны принимать участие ~200 излучающих элементов. Если принять решетку равновозбужденной квадратной  $14 \times 14$  элементов, то угловое расстояние от главного максимума до второго нуля составит ~0,2 радиана; при максимальной дальности связи 2000 км расстояние между приемными станциями на поверхности Земли должно быть не менее 400 км. В круге радиусом 2000 км (зоне уверенного приема с КА на орбите 700–800 км) на таком расстоянии друг от друга может разместиться более 70 приемных станций, каждая из которых должна быть оснащена антенной с усилением 46 дБи, т. е. диаметром 3,6 м. Чтобы в зоне уверенного приема одновременно находились более 10 станций, расстояние между ними должно быть ~1000 км.

Чтобы мощность луча составила 1 Вт, средняя мощность каждого из 200 элементов решетки должна составлять 5 мВт. Чтобы при независимом формировании 10 лучей не было их взаимного влияния, каждый элемент должен иметь линейный участок амплитудной характеристики до 500 мВт при средней мощности 50 мВт.

Рассмотренный пример показывает, что при передаче информации одновременно по нескольким лучам в *X*-диапазоне (8,0–8,4 ГГц) можно получить суммарную скорость передачи информации 4÷5 Гбит/с при суммарной мощности излучения 10 Вт, диаметрах приемных антенн наземной сети 3,6 м и количестве элементов в излучающей решетке ~200 шт.

#### Список литературы

1. Математическая теория связи / К. Шеннон // В сб. «Работы по теории информации и кибернетике». – М.: Иностранная литература, 1963. – 830 с.

# МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ БОРТОВЫЕ АНТЕННЫЕ РЕШЕТКИ СВЧ-ДИАПАЗОНА

# Е.В. Овчинникова, С.Г. Кондратьева, П.А. Шмачилин (*МАИ*)

Аннотация: в статье рассмотрены различные конструкции бортовых антенных решеток, устанавливаемых на наземных подвижных объектах и летательных аппаратах. Условия эксплуатации таких антенн предполагают постепенный переход к многофункциональным компактным антенным системам. В статье представлены различные варианты построения малогабаритных антенных решеток, позволяющие совместить функции различных радиотехнических систем в одной апертуре. Разработаны электродинамические модели исследуемых антенн. Определены частотные характеристики и характеристики. Ключевые слова: бортовые антенные решетки, дифракционные антенные системы, многофункциональные антенные решетки, совмещенные и широкополосные антенные решетки, широкоугольное сканирование, технология гальванопластики.

Одной из актуальнейших проблем антенной техники является изыскание путей построения и практической реализации широкополосных и многодиапазонных антенных систем с широкоугольным электрическим сканированием, а в некоторых случаях и моноимпульсным режимом работы. Антенные системы мобильных радиоэлектронных комплексов также должны обладать высоким энергетическим потенциалом. Решение этих проблем способствует созданию нового поколения бортовых антенных систем с интегрированием функций различных радиотехнических систем в одной апертуре [1–5].

При ограниченном секторе сканирования в пределах  $\pm 60^{\circ}$  по углу места и круговом обзоре по азимуту совмещение различных функций в одной апертуре может быть реализовано с помощью совмещенных и многодиапазонных антенных систем. В качестве примеров можно привести антенны РЛС и телекоммуникационных систем рис. 1–3.

Также актуальной задачей при создании антенной техники является минимизация массогабаритных характеристик. В настоящее время в России и за рубежом развиваются новые технологии, позволяющие минимизировать как массогабаритные характеристики, так и затраты на изготовление антенны. Антенное полотно и элементы распределительной системы АР, выполненной по технологии гальванопластики показаны на рис. 4. На рис. 5–8 приведены характеристики направленности и частотные характеристики такой АР.

Для расширения сектора механического сканирования применяются дифракционные структуры. Практическая реализация дифракционной AP представлена на следующем рисунке. Такие антенны находят широкое применение в телекоммуникационных системах.

Из литературы известны широкополосные и совмещенные многофункциональные антенные решетки [6–8]. Однако рассматриваемые антенны имеют сложную распределительную систему и не обеспечивают необходимые в настоящее время технические характеристики.





Рис. 2. Двухдиапазонная совмещенная антенная решетка

Рис. 1. Элемент широкополосной радиолокационной системы



Рис. 3. Двухдиапазонная АР системы спутниковой связи



Рис. 4. Модели антенного полотна и распределительной системы AP, выполненной по технологии гальванопластики



Рис. 5. ДН рупорной антенной решетки с распределительной системой в горизонтальной плоскости 358



Рис. 6. ДН рупорной АР с распределительной системой в горизонтальной плоскости вблизи нуля



в вертикальной плоскости







Рис. 9. Модель дифракционной АР, устанавливаемой на крыше автомобиля

Применение выпуклых ФАР (ВФАР), позволяет расширить рабочую полосу частот и увеличить расстояние между элементами без потери усиления (КУ), уменьшить уровень коммутационных боковых лепестков и упростить согласование излучателей в антенной решетке [9]. В процессе развития ВФАР были предложены и исследованы различные варианты размещения элементов: на цилиндрических, конических, сферических поверхностях, но ВФАР по-прежнему имеют большие габариты и число элементов существенно превышающее минимально необходимое.

Перспективным направлением является использование пространственных антенных систем. В качестве примера такой системы можно рассматривать трехмерную сферическую решетку с симметрично расположенными по концентрическим сферам излучателями. Шаг по окружности в сфере (и число излучателей) выбирается из условия требуемого спадающего амплитудного распределения в эквивалентной апертуре.
Однако в ряде практических задач сектор сканирования в угломестной плоскости ограничен  $30^{\circ}$ - $40^{\circ}$  и для его покрытия достаточно использовать один элемент пространственной антенной системы, который представляет собой кольцевую концентрическую антенную решетку (ККАР) (рис. 10).

Такая система является плоскостной AP с элементами, равномерно размещенными по концентрическим окружностям. Кольцевые концентрические AP обеспечивают широкоугольное сканирование в пределах  $360^{\circ}$ , практически без искажения характеристик при сканировании, но, в отличие от цилиндрических антенных решеток, управление лучом может быть выполнено только с помощью фазовращателей без коммутаторов. Кольцевые концентрические антенные решетки позволяют существенно уменьшить минимально необходимое число фазовращателей. Для сравнения преимуществ ККАР с другими вариантами антенн показан рис. 11, на котором приведены зависимости необходимого числа излучателей N от сектора сканирования.



Рис. 10. ККАР



Рис. 11. Зависимости необходимого числа излучателей N от сектора сканирования 361

С увеличением направленности шаг между излучателями в плоских решетках не меняется. В ККАР увеличением направленности шаг между излучателями в ККАР возрастает, так как излучатели размещаются на плоскости круга, которая пропорциональна диаметру в квадрате. Увеличение шага весьма удобно с точки зрения согласования конструкции и широкополосной работы. Расположение излучателей с шагом  $d=3\lambda$  не приводит к возникновению побочных главных максимумов (рис. 12).

Применение в ФАР минимально необходимого числа управляемых излучателей приводит к формированию заданной ширины луча с одновременным возрастанием УБЛ. Существенного снижения УБЛ можно добиться использованием методов синтеза АР.

При ограниченном секторе сканирования и использовании направленных излучателей можно уменьшить УБЛ и ослабить взаимодействие между излучателями. Однако при этом возникает необходимость размещения элементов таким образом, чтобы они не затеняли друг друга. Для устранения эффекта затенения излучатели размещаются не на всей площади, а в определенном секторе. Пример построения антенны с широкоугольным сканированием в пределах  $\pm 90^{\circ}$  показан на рис. 13. Решетка образована излучателями в виде открытых концов волноводов. Для устранения эффекта экранирования одного излучателя питающим волноводом другого излучателя плоская конструкция заменяется пространственной.



Рис. 12. Зависимость шага излучателей от ширины луча ККАР



Рис. 13. Пространственная ККАР из волноводных излучателей 362



Рис. 14. Диаграмма направленности пространственной ККАР из волноводных излучателей

Диаграмма направленности такой антенны приведена на рис.14.

Таким образом, пространственное размещение элементов и соответствующее управление амплитудно-фазовым распределением позволяют уменьшить число элементов в АР и распределительной системе и исключить из схемы построения коммутирующие устройства, что существенно упрощает распределительную систему антенны.

#### Список литературы

1. Вапнэ Т.М. Антенны с электрическим сканированием луча для многофункциональных РЛС (зарубежные разработки). Обзоры по электронной технике. Серия 1. Электроника СВЧ. – М.: ЦНИИ «Электроника», 1982. – № 5. – 47 с.

2. Воскресенский Д.И., Гуськов Ю.Н., Емельченков Ф.И., Овчинникова Е.В. Многофункциональная бортовая активная фазированная антенная решетка для РЛС. Труды всероссийской научно-технической конференции «Информационные и телекоммуникационные технологии», 2004.

3. Д.И. Воскресенский, Ю.В. Котов, Ю.Я. Харланов, Е.В. Овчинникова Многофункциональные полотна антенных решеток. Журнал Антенны, 2006. – № 9 (112). – С. 5–23.

4. Котов Ю.В., Воскресенский Д.И., Харланов Ю.Я., Овчинникова Е.В. Разработка перспективных АФАР, - МАИ-ОАО Корпорация «Фазотрон-НИИР», отчет по теме № 26610-04100, 2004.

5. Результаты анализа и оптимизации двухчастотной волноводной ФАР / Л.И. Пономарев, В.И. Степаненко // Антенны, 1986. – Вып. 34. – С. 68–84.

6. Multifunctional onboard active phased antenna array / D.I. Voskresenskiy, E.V. Ovchinnikova// MIKON 15th International Conference of Microwaves, Radar and Wireless Communications, Poland, Warszawa, May 17–8 th, 2004.



7. Многофункциональная бортовая активная фазированная антенная решетка для РЛС / Д.И. Воскресенский, Ю.Н. Гуськов, Ф.И. Емельченков, Е.В. Овчинникова // Труды всероссийской научно-технической конференции «Информационные и теле-коммуникационные технологии», 2004 г.

8. Тенденции развития широкополосных фазированных антенных решеток / Д.И. Воскресенский, Ю.В. Котов, Е.В. Овчинникова // Антенны, 2005. – № 11 (102).

9. Воскресенский Д.И., Пономарев Л.И., Филиппов В.С. Выпуклые сканирующие антенны. – М.: Сов. радио, 1978. – 150 с.

# ПОДХОД К ИНТЕГРАЦИИ ИНФОРМАЦИОННЫХ РЕСУРСОВ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ДЗЗ В ИНТЕРЕСАХ ПРОИЗВОДСТВА ИНФОРМАЦИОННЫХ ПРОДУКТОВ В РЕГИОНАЛЬНОМ ЦЕНТРЕ МОНИТОРИНГА

**А.Н. Черный** (НИИ КС им. А.А. Максимова)

Аннотация: предлагается подход к интеграции информационных ресурсов приема и обработки данных Д33 на основе онтологии. Данный подход может лечь в основу универсального интерфейса доступа к интегрируемым ресурсам, что повысит оперативность и расширит возможности регионального центра мониторинга по производству информационных продуктов. Это будет обеспечено за счет поиска и извлечения информации из баз данных интегрируемых ресурсов с учетом их структуры и семантики, что обеспечит смысловую интероперабельность извлекаемой информации и разрешение семантических конфликтов. Ключевые слова: региональный центр мониторинга, интеграция ресурсов, информационные продукта, обработка данных Д33, онтология, метаданные, интероперабельность, семантика, гетерогенность, база данных, интерфейс.

В настоящее время спектр управленческих задач, решаемый в региональных центра мониторинга (РЦМ) с привлечением информационных продуктов обработки данных ДЗЗ (ИНФПРО), постоянно расширяется. При этом для оперативности информационного обеспечения принятия управленческих решений все чаще требуются уникальные ИНФПРО, порой даже разового использования, которые должны производиться непосредственно в РЦМ. Производство таких ИНФПРО возможно лишь с привлечением информационных и вычислительных мощностей внешних информационных ресурсов, занимающихся приемом и обработкой данных ДЗЗ и формированием базовых или стандартных ИНФПРО «массового» применения (далее – информационные ресурсы).

Существующие информационные ресурсы гетерогенны, что может проявляться в:

- различии номенклатуры предоставляемой информации;

– различии используемых моделей данных – данные в различных базах данных (БД) представлены разными способами в различных моделях данных (например, реляционная, объектно-ориентированная модели данных, XML, слабоструктурированные, неструктурированные данные и т. д.);

 – синтаксической неоднородности – данные по-разному представляются при передаче их в соответствии с протоколами взаимодействия (например, бинарные, текстовые, XML и т. д.);

– структурной неоднородности – данные в различных БД по-разному представлены и организованы в структуру;

 семантической неоднородности – данные представлены в различных системах понятий, а схожие понятия могут по-разному интерпретироваться;

 технической неоднородности – БД работают под управлением различных операционных систем, на различном техническом обеспечении, предоставляют различные способы коммуникации для доступа к ним, имеют различные интерфейсы и протоколы взаимодействия и т. д.;

- неоднородности методов доступа к данным.

Следует сказать, что производство специфичных для РЦМ ИНФПРО требует обращения к нескольким информационным ресурсам с целью использования хранимой в их БД информации. При этом последовательное обращение к различным информационным ресурсам посредством предоставляемых им механизмов удаленного доступа не всегда приводит к желаемым результатам. Избыточность информации, необходимость преодоления гетерогенности получаемых из информационных ресурсов геопространственных данных и обеспечения их совместимости, специализация интерфейсов доступа – все это существенно усложняет и снижает оперативность производства ИНФПРО в РЦМ.

В этой связи в интересах РЦМ встает задача интеграции информационных ресурсов, которая заключается в таком «соединении» их БД и механизмов обработки данных ДДЗ, при котором пользователю предоставляется единый (унифицированный) интерфейс доступа к этим информационным ресурсам, позволяющий извлекать информацию из их БД по запросу, получать интегрированный ИНФПРО и формировать новые ИНФПРО с использованием предоставляемых интегрируемыми ресурсами инструментов. При этом система интеграции должна быть «умной» и позволять освободить пользователя от необходимости самостоятельного отбора информационных ресурсов, в которых находится необходимая информация последовательного обращения к каждой БД для извлечения информации и ручного сопоставления, и объединения данных, полученных из различных БД. Но самое главное – поиск информации в интегрируемых информационных ресурсах должен осуществляться с учетом не только структуры БД, но и смыслового их наполнения, т. е. с учетом семантической составляющей.

В этом случае постановка задачи может быть сформулирована следующим образом: 1. Рассматривается некоторая совокупность информационных ресурсов  $S = \{S_i\}$ , осуществляющих прием и обработку данных ДЗЗ.

2. Каждый из информационных ресурсов имеет свою базу данных (БД) определенной структуры –  $C_i$ , в которой хранятся результаты стандартной обработки данных ДЗЗ ( $\{K_i\}$ ), производимых в информационных ресурсах, и некоторая номенклатура ИНФПРО ( $\{P_i\}$ ).

3. Каждый информационный ресурс предоставляет доступ к «своей» БД и инструменты ( $\{U_i\}$ ) для производства  $\{P_i\}$  в режиме удаленного доступа.

4. Требуется разработать единый информационно-поисковый интерфейс доступа G к интегрированным с использованием механизма интеграции T информационным ресурсам  $\{S_i\}$ , который позволял бы по запросу  $Zn(f_n)$  получать от каждого информационного ресурса релевантную информацию  $\{J_n(f_n)\}$ , необходимую для формирования ИНФПРО  $J_n(f_n)$ :

$$G: U_i S_i \xrightarrow{T} S: Z_n (f_n) \xrightarrow{R} \{J_{ni}(f_{ni})\} ; \forall Z_n(f_n) \in Z;$$
  

$$Z_n (f_n) = \{Z_{ni}(f_{ni})\};$$
  

$$S_i = [C_i; K_i; G_i; U_i];$$
  

$$S = C; \{K_i\}; \{U_i\}; \{P_i\},$$

где  $f_n$  –характеристики требуемого ИНФПРО; Z – прогнозируемая совокупность запросов; T – механизм интеграции информационных ресурсов,  $T: U_i S_i \xrightarrow{T} S; C \xleftarrow{T} \{C_i\}$  – объединенная механизмом T структура БД интегрируемых ресурсов; R – механизм получения релевантной запросу  $Zn(f_n)$  информации.

Таким образом, основой разрабатываемого G является механизм интеграции T, от которого зависят также и возможности G – мощность множества Z.

Мощность множества Z будет существенно увеличена, если механизм интеграции T будет формироваться на основе обеспечения семантической интероперабельности интегрируемых информационных ресурсов.

Одним из перспективных подходов к решению подобной задачи является подход на основе использования технологии связанных данных и метаданных. Эта технология позволит связать между собой распределенные данные с учетом их семантики, чем облегчит процедуры поиска данных, обращения к ним и их изъятия.

Эта технология тесно связана с понятиями онтологии предметной области и метаописанием данных. Они являются базой для создания единого пространства связанных семантически между собой информационных ресурсов. Использование онтологии позволит создать единый унифицированный интерфейс для доступа к данным изначально хранящимся в БД информационных ресурсов, реализуя тем самым виртуальный подход к их интеграции.

Следует заметить, что в существующих ресурсах в качестве хранилища данных широко используются реляционные базы данных, структура которых может быть представлена атрибутами соответствующих таблиц:

$$C_i = \{TBy = \{ATj\}\},\$$

где *ТВу* –описание *у*-й таблицы структуры *i*-й БД; {*ATj*} – атрибуты *у*-й таблицы структуры *i*-й БД.

Тогда идея интеграции информационных ресурсов [1–4] (суть механизма интеграции T) будет заключаться в том, чтобы последовательно с использованием стандарта IDEF5 и средств языков RDF и OWL преобразовать структуры  $C_i$  из табличного вида в вид, предназначенный для описания онтологий, в результате чего формируются начальные онтологические модели структур  $O_i:S_i \rightarrow S_i$ (RDF). Затем путем добавления в эти модели семантических связей, связывающих онтологии  $O_i$  между собой, сформировать обобщенную онтологическую метамодель интегрируемых ресурсов. В этой метамодели будут содержаться информация об обобщенной структуре интегрируемых БД и онтология метаданных, что позволит связать их вместе в некотором «облаке связанных данных» (рис. 1). Обращаясь в это облако, можно с использованием механизма R, в соответствии с запросами  $Zn(f_n)$ , выбирать требуемые для производства ИНФПРО  $J_n(f_n)$  и извлекать из БД релевантную информацию  $\{J_{ni}(f_{ni})\}$ , которая ляжет в основу производства в РЦМ требуемого ИНФПРО  $J_n(f_n)$ .

В рамках приведенной постановки задачи можно предложить способ (механизм) получения релевантной запросу  $Z_n(f_n)$  информации – R (рис. 2), который в довольно обобщенном виде можно представить как совокупность следующих процедур:

– формулировка запроса  $Z_n(f_n)$  в терминах онтологии;

– выбор совокупности информационных ресурсов  $\{S_i\}$ , которые могут быть привлечены для исполнения запроса  $Z_n(f_n)$  и формирования им задания  $Z_{ni}(f_{ni})$  на выбор необходимой информации;

– поиск и извлечение информации из БД информационных ресурсов  $\{J_{ni}(f_{ni})\};$ 

 – формирование требуемого ИНФПРО с использованием полученной по запросу информации.

Формулировка запроса  $Z_n(f_n)$  является итерационной процедурой, что обеспечивает ее точную трансляцию в терминах словаря общей онтологической модели O. Это будет впоследствии играть важную роль в получении в достаточной степени релевантной запросу  $Z_n(f_n)$  информации.







Рис. 2. Иллюстрация механизма получения релевантной информации

Простым и эффективным способом получения точного смысла запроса  $Z_n(f_n)$  может стать его создание с помощью конструктора запросов, что позволяет сразу обозначить объект поиска в терминах, присутствующих в модели O. В этом случае запрос  $Z_n(f_n)$  будет состоять из элементов – конструктов, которые набираются с помощью соответствующих подсказок-ориентиров, используемых в модели O.

После окончания формирования запрос  $Z_n(f_n)$  поступает в систему выполнения запросов, которая осуществляет в «облаке связанных данных» поиск и отбор информационных ресурсов  $\{S_i\}$ , которые могут участвовать в исполнении запроса  $Z_n(f_n)$ . Затем осуществляется генерация и рассылка заданий  $\{Z_{ni}(f_n)\}$  отобранным информационным ресурсам.

Далее, применительно к каждому получившему задание  $Z_{ni}(f_{ni})$  информационному ресурсу в ходе поиска информации в его БД происходит трансляция этого задания на основании семантических связей, заданных в модели O объектов запроса, в объекты локальных семантических представлений. Для этого получив задание  $Z_{ni}(f_{ni})$  *i*-й информационный ресурс обращается к модели O для определения через идентификатор экземпляра адресованной ему задачи, наименования экземпляра объекта для поиска, а также наименований экземпляров свойств и значений этих свойств

Затем, используя полученные данные задачи, выполняется запрос к модели данных ресурса и формируется идентификатор экземпляра искомого объекта в семанти-

ческом представлении, а через него – значение свойства, определяющего универсальный идентификатор ресурса.

Контент адаптер *i*-го информационного ресурса выполняет трансляцию объекта семантического представления в объекты реального информационного ресурса, по которым производится выборка информации из БД  $J_{ni}(f_{ni})$  и передача в систему выполнения запросов результатов выполнения задания, и уведомление о завершении работы.

Система выполнения запросов после получения  $\{J_{ni}(f_{ni})\}$  и уведомлений о завершении выполнения заданий от всех информационных ресурсов, которым оно направлялось, интегрирует полученную информацию  $\{J_{ni}(f_{ni})\}$  и формирует ИНФПРО  $J_n(f_n)$ , релевантный запросу  $Z_n(f_n)$ .

Таким образом, предполагается, что развитие предлагаемого подхода к интеграции информационных ресурсов может лечь в основу универсального информационно-поискового интерфейса доступа к ним, что повысит оперативность и расширит возможности регионального центра мониторинга по производству информационных продуктов за счет поиска и извлечения информации из БД интегрируемых ресурсов с учетом не только их структуры, но и их семантики, что обеспечит смысловую интероперабельность извлекаемой информации и разрешение семантических конфликтов.

# Список литературы

1. Семерханов И.А. Методы и алгоритмы автоматизированной интеграции информационных ресурсов на основе онтологического подхода: дисс... канд. техн. наук. – СПб, 2014. – 140 с.

2. Михайлов И.С. Исследование и разработка методов и программных средств обеспечения структурной и семантической интероперабельности информационных систем на основе метамоделей// Электронный ресурс. – Режим доступа:

https://docviewer.yandex.ru/?url=http%3A%2F%2Fwww.raai.org%2Fconference%2Fcai-08%2Ffiles%2Fcai-08 paper 184.doc&name=cai-

08 paper 184.doc&lang=ru&c=56eabacc31e1. (Дата обращения - 21.03.2016).

3. Загорулько Г.Б., Загорулько Ю.А. Использование онтологий в инструментальной среде разработки интеллектуальных систем поддержки принятия решений// Электронный ресурс. – Режим доступа: http://naukainform.kpi.ua/CriMiCo/Crimico/2011/ 055\_056.pdf. (Дата обращения – 11.03.2016).

4. Онтологические модели систем и процесса системной инженерии / В.И. Межуев // Искусственный интеллект, 2010. – № 4. – С. 606–615.

5. Интергация данных на основе онтологий для обеспечения информационной поддержки управленческих решений / П.А. Ломов, М.Г. Шишаев // Труды ИСА РАН, 2008. – Т. 39. – С. 159–172.

# МЕТОДИКИ ПРОВЕРКИ ВЕЛИЧИНЫ ПРОЕКЦИИ ПИКСЕЛЯ СЪЕМОЧНОЙ СИСТЕМЫ МСУ-МР НА МЕСТНОСТЬ

# И.Г. Симановский, Е.А. Зеленин, Л.Е. Черненко, П.Г. Михайлюкова, Б.В. Райченко (AO «CTT груп»)

Аннотация: статья посвящена разработке расчетной и экспериментальной (по снимкам) методике оценки величины проекции пикселя Многозонального сканирующего устройства малого разрешения (МСУ-МР) на местность в направлении, совпадающем с направлением полета космического аппарата и перпендикулярном ему. Предлагается рассчитывать значения параметров GSI и GIFOV при помощи известных геометрических параметров съемочной системы и данных бортового синхронизирующего координатно-временного устройства, а экспериментальные результаты получать построением яркостных профилей, пересекающих на снимке стабильные объекты с контрастными границами (например, острова), последующей математической обработкой и сопоставлением с истинным размером объектов, определяемым из баз геопространственных данных. Для обеих методик приведены основные формулы и алгоритмы. Исследованы зависимости проекции пикселя от угла сканирования и от номера пикселя в строке. Показано, что величина проекции пикселя на местность в направлении, поперечном полету космического аппарата (КА), на краях снимка МСУ-МР в несколько раз превышает соответствующее значение в надире. Учтено влияние на величину проекции пикселя крена и тангажа. Приведены результаты апробации описанных методик по снимкам МСУ-МР, полученным с КА «Метеор-М» № 2. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных результатов вычисления величины проекции пикселя на местность, отмечено их хорошее согласие. Ключевые слова: «Метеор-М», дистанционное зондирование Земли, МСУ-МР, проекция пикселя, пространственное разрешение, интервал дискретизации, поле обзора, крен, линейный сканер, спутниковые изображения

## Введение

МСУ-МР, установленное на российских гидрометеорологических КА «Метеор-М» № 1 и «Метеор-М» № 2, находит применение в широком спектре гидрометеорологических задач. Важной характеристикой снимков, полученных при помощи МСУ-МР, является проекция пикселя на местность. Эта величина заметно изменяется при удалении от надира снимка к его краям, различается в продольном и поперечном полету КА направлениях и, что особенно существенно, может меняться с течением времени, так как зависит от актуальной ориентации КА в пространстве. Для ее мониторинга предлагается параллельно использовать две методики: расчетную и экспериментальную. Расчетная методика зависит от данных, которые получают при помощи бортового синхронизирующего координатновременного устройства (БСКВУ), и может использоваться для быстрой оценки величины проекции пикселя на местность для всех пикселей строки в каждой строке изображения. Экспериментальная методика основана на анализе изображений, получаемых МСУ-МР, и может быть полезна как в условиях недоступности данных от БСКВУ, так и для своевременного обнаружения ошибок ориентации КА.

#### Расчетная методика

Проекция пикселя на местность определяется наземным интервалом дискретизации GSI (Ground-projected Sample Interval) и мгновенным полем обзора GIFOV (Ground Instantaneous Field of View).

Величина GIFOV зависит от мгновенного угла обзора пикселя IFOV и пропорциональна разности геоцентрических углов на границах поля обзора пикселя *n*:

$$\operatorname{GIFOV}_{n}^{\operatorname{nonep}} = R \cdot [\varphi(\theta_{n} + w/2f) - \varphi(\theta_{n} - w/2f)], \tag{1}$$

где R – радиус Земли; f – фокусное расстояние оптической системы; w – размер чувствительного элемента фотоприемника;  $\theta$  – угол сканирования;  $\varphi$  – геоцентрический угол, соответствующий пикселю n (углы отсчитываются от надира):

$$\varphi_n = \arcsin[(R+H)\sin\theta_n / R] - \theta_n, \qquad (2)$$

где Н – расстояние прибора от Земли.

Согласно [1], для линейного сканера, которым является МСУ-МР, GSI будет изменяться в направлении поперечном движению КА по формуле:

$$GSI(\theta)^{\text{nonep}} = \frac{GSI_{\text{надир}}^{\text{nonep}}}{H} \frac{H + R(1 - \cos \phi)}{\cos(\theta)\cos(\theta + \phi)},$$
(3)

где  $GSI_{\text{надир}}^{\text{попер}}$  – наземный интервал дискретизации в надире:

$$GSI_{\text{hadup}}^{\text{nonep}} = H\omega / v_{\pi} = H\Theta / N, \qquad (4)$$

где  $\omega$  – угловая скорость сканирующего зеркала;  $v_{\alpha}$  – частота дискретизации;  $\Theta$  – полный угол обзора оптической системы; N – количество пикселей в строке.

Проекция пикселя на местность вдоль движения КА в надире  $GSI_{\text{надир}}^{\text{прод}}$  определяется скоростью движения подспутниковой точки V и частотой передачи строк изображения v:

$$GSI_{\text{HAJUD}}^{\text{прод}} = V / v = 2\pi R / Tv,$$
(5)

где Т – период обращения КА.

Величина GSI<sup>прод</sup> также будет зависеть от угла сканирования  $\theta$ , уменьшаясь при его увеличении. Это связано с уменьшением радиуса окружности  $R_{\theta}$  (рис. 1, *a*), по которой движется точка, соответствующая углу  $\theta$ , по сравнению с радиусом Земли в надире *R*.

При съемке вдоль направления движения КА всем пикселям строки соответствует геоцентрический угол поворота  $\phi_{прод}$  (рис. 1,  $\delta$ ). Зависимость GSI<sup>прод</sup> от угла сканирования определяется по формуле:

$$GSI_{\theta}^{npod} = GSI_{haqup}^{npod} \cdot (R_{\theta} / R) = 2\pi R \cos \phi / Tv,$$
(6)

где ф – геоцентрический угол, соответствующий углу в и определяемый формулой (2).



Рис. 1. Геометрические параметры съемки МСУ-МР поперек (*a*) и вдоль (б) движения КА (оптическая ось направлена в надир); *в* – влияние тангажа на геометрию съемки

Значения параметров f, w,  $\Theta$ , v, N следует брать из эксплуатационной документации на МСУ-МР. Высота H определяется для каждой строки изображения из данных БСКВУ.

Анализ зависимости величины проекции пикселя от радиуса Земли в подспутниковой точке показал, что для экваториального и полярного радиусов при нулевом крене результаты расчетов отличаются менее чем на 0,4 % (при крене 3° отклонение не более 0,6 %). Таким образом, в качестве значения радиуса Земли R можно использовать средний радиус Земли, равный 6371 км.

Следует учитывать, что для разных спектральных каналов МСУ-МР значения GSI<sup>nonep</sup> одинаковы, а GIFOV<sup>nonep</sup> различаются. Это связано с разными фокусными расстояниями объективов и размерами чувствительных элементов фотоприемников.

На величину проекции пикселя могут существенно влиять явления крена и тангажа КА, которые вызывают несовпадение оси симметрии оптической системы MCУ-MP с осью надира и вносят поправки в величины, вычисляемые по формулам (1) - (4), (6).

Креном называется поворот вокруг оси x на рис. 1, a. С учетом крена углы сканирования  $\theta_n$ , соответствующие центрам пикселей n, отсчитываемым от начала строки снимка МСУ-МР, определяются формулой:

$$\theta_n = \Theta[(n-0,5) / N - 0,5] + \psi,$$

$$n = 1, 2...N,$$
(7)

где  $\psi$  – угол крена, знак которого выбирается в зависимости от направления вращения.

Крен будет приводить к асимметрии зависимости GSI и GIFOV от угла сканирования, а также к смещению положения надирного пикселя от центра строки MCV-MP. Полагая в (7)  $\theta_n = 0$ , положение надирного пикселя можно определить по формуле:

$$n_{\rm HaJup} = N(0, 5 - \psi / \Theta) + 0, 5, \tag{8}$$

Тангажу соответствует поворот вокруг оси *у* на рис. 1, *а*. На рис. 1, *в* изображено влияние тангажа на геометрию съемки. Видно, что, в случае ненулевого угла тангажа  $\alpha$  увеличивается расстояние *H*' от КА до подстилающей поверхности (точка *A*') и уменьшается радиус сечения шара плоскостью сканирования R'=O'A'. Легко найти:

$$R' = R\cos(\alpha + \phi'), \tag{9}$$

$$H' = H(\cos\alpha + \sqrt{2(R/H)^2 (1 - \cos\phi') - \sin^2\alpha}), \qquad (10)$$

где φ' – геоцентрический угол, соответствующий α и вычисляемый аналогично (2):

$$\varphi' = \arcsin[(R+H)\sin\alpha/R] - \alpha, \tag{11}$$

Таким образом, для получения прямой зависимости GSI<sup>nonep</sup>, GIFOV<sup>nonep</sup> и GSI<sup>npod</sup> от номера пикселя в строке, а также учета влияния крена и тангажа на величину проекции пикселя достаточно подставить в формулы (1) – (4) угол  $\theta_n$ , определяемый формулой (7) и *H*'; *R*' вместо *H*; *R*. Для *GSI<sup>npod</sup>* влияние крена и тангажа учитываются подстановкой в формулу (6) геоцентрического угла с внесенными поправками.

Углы крена и тангажа могут быть получены при помощи данных БСКВУ.

#### Экспериментальная методика

Расчетная методика позволяет быстро получать значения *GSI* и *GIFOV* для всех углов сканирования, но существенно зависит от актуальных значений углов ориентации КА в пространстве и, соответственно, от данных, получаемых БСКВУ. Как отмечалось во Введении, эти данные могут быть недоступны. Экспериментальная методика определения величины проекции пикселя более трудоемка, однако не имеет этих ограничений, поскольку использует конечный информационный продукт МСУ-МР – изображение. Также она может служить для решения обратной задачи – оценки ориентации КА по экспериментальным значениям проекции пикселя, измеренным на разных расстояниях от надира. Для определения экспериментальной величины проекции пикселя МСУ-МР на местность *W* предлагается в ручном или автоматическом режиме определять на снимке размер сечения стабильных объектов с контрастными границами в пикселях и сопоставлять его с фактическим размером сечения, определяемым на основе точных векторных карт.

Алгоритм методики заключается в следующем. Вдоль прямой, пересекающей выбранный географический объект в направлении параллельном или перпендикулярном трассе полета, строится яркостный профиль L(n). Далее проводится кусочнополиномиальная интерполяция профиля кубическим сплайном  $L_{инт}(n)$  и строится модуль производной от нее  $|L_{инт}(n)|$ . Максимумы этой зависимости, соответствующие положению границ, представляют собой линии с формой, близкой к распределению Гаусса [2, 3]. При помощи измерения расстояния в пикселях между ними  $\Delta n_{пикс}$  и определения размера объекта на местности в выбранном сечении  $S_{of}$  (на основе данных GSHHG [4, 5]) вычисляется величина проекции пикселя на местность W (в кило-

метрах) по формуле:  $W=S_{ob}/\Delta n_{пикс}$ . Для повышения точности методики рекомендуется для каждого расстояния от надира посчитать W для нескольких объектов и взять среднее арифметическое от всех измерений.

В качестве объектов исследования предпочтительны острова, так как их береговая линия представляет собой непрерывную границу, нахождение которой сравнительно легко автоматизировать. Следует выбирать небольшие в поперечном сечении (4–7 пикселей на снимке) острова, чтобы снизить погрешность, связанную с усреднением по пикселям, лежащим на разных расстояниях от надира. Если выбор острова невозможен, рекомендуется использовать полуострова, узкие мысы и другие объекты с контрастной границей «вода – суша».

Рассмотрим особенности изобразительных свойств снимков в разных спектральных каналах МСУ-МР (рис. 2).





Рис. 2. Острова Ветар и Восточный Тимор (Индонезия) в шести спектральных каналах МСУ-МР 1–6 и профили яркости, соответствующие сечению, показанному на фрагменте снимка для третьего спектрального канала желтой линией

Изображение в третьем канале MCУ-MP (1,6–1,8 мкм) имеет максимальную контрастность, что связано с относительно высоким коэффициентом отражения объектов суши и низким коэффициентом отражения воды в данном спектральном диапазоне [6]. Несколько меньший уровень контраста наблюдается во втором канале MCУ-MP (0,7–1,1 мкм). Существенно менее контрастны изображения в первом (0,5–0,7 мкм) и в четвертом канале (3,5–4,1 мкм), однако, как видно из рис. 2, границы острова еще однозначно определяемы по профилю яркости.

Снимок соответствует виткам 1749–1757 (КА «Метеор-М» № 2).

Как видно из рис. 2, в каналах 5 и 6 определить границы выбранных островов предложенным методом нельзя. Это связано с тем, что в соответствующих спектральных диапазонах (10,5–11,5 мкм и 11,5–12,5 мкм) регистрируется собственное излучение объектов, зависящее от их температуры. Температуры суши и воды часто близки (особенно в экваториальных районах), что приводит к сложностям при определении границы «вода – суша». Несмотря на то, что выбор подходящих для реализации методики объектов в этих каналах существенно уже, чем в каналах 1–4, они могут быть найдены (рис. 3).

Стоит отметить, что, если экспериментальная методика используется для контроля ориентации КА, необязательно проводить исследования для всех спектральных каналов. В этом случае рекомендуется выбирать канал 3 как самый контрастный для большинства подходящих объектов. Среди требований к исследуемым фрагментам снимков стоит выделить отсутствие на них облаков и солнечных бликов.

Предложенные методики позволяют определить величину проекции пикселя на местность (W), однако не подходят для оценки пространственного разрешения ( $\Delta s$ ), которое определяется наименьшим различимым на снимке объектом. Величина  $\Delta s$  всегда превышает W, что определяется различными процессами, в частности, их большое различие может объясняться выпадением криоосадков на оптических элементах МСУ-МР.



Рис. 3. Фрагмент снимка МСУ-МР – полуостров в Хабаровском крае в пятом (*a*) и шестом (*б*) спектральных каналах; *в* – модуль производной от интерполированного яркостного профиля, построенного вдоль прямой, обозначенной на (*a*) и (*б*). Черная линия – пятый канал, красная линия – шестой. Снимок соответствует виткам 1749–1757

Для оценки пространственного разрешения можно воспользоваться известным способом [7], который заключается в измерении ширины на полувысоте (FWHM) функции рассеяния линии (ФРЛ), измеренной на контрастной границе. ФРЛ может быть найдена дифференцированием функции рассеяния границы (яркостного профиля, пересекающего границу). Тогда пространственное разрешение рассчитывается по формуле  $\Delta s = FWHM \cdot W$ . Оба экспериментальных метода могут быть совмещены: например, расстояние между максимумами производной на рис. 3, в определит W, а их ширина на полувысоте величину  $\Delta s$ .

#### Апробация методик

Для нахождения Шпопер и Шпрод были выбраны снимки, полученные МСУ-МР (КА «Метеор-М» № 2) на разных витках полета. Измерения проводились в третьем спектральном канале. На рис. 4 и в табл. 1 приводятся основные этапы определения Шпопер по снимкам и результаты измерений. Размер островов определялся при помощи данных GSHHG. Измерения 2-6 проводились по острову Анхель-де-ла-Гуарда (29°15′36″ с. ш. 113°22′13″ з. д.), находившемуся на различных витках в разном положении относительно надира. Визуально хорошо заметно «сжатие» острова (увеличение GSI<sup>попер</sup> и GIFOV<sup>попер</sup>) при приближении его изображения к краям кадра (рис. 4, а).

Расчетные GSI<sup>попер</sup> и GIFOV<sup>попер</sup> были получены с использованием следующих известных параметров: f = 150 мм, w = 0,18 мм, N = 1572,  $\Theta = 110,5^{\circ}$ , H = 832 км. Угол крена  $\psi \approx 2,26^{\circ}$  определялся сопоставлением характерных точек снимка MCУ-MP с опорными картографи-



Рис. 4. Экспериментальное определение проекции пикселя МСУ-МР на местность в направлении, перпендикулярном полету КА (остров Анхель-де-ла-

Гуарда): *а* – слева направо: векторные данные GSHHG, фрагменты снимков МСУ-МР для измерений № 3–6 (табл.), где желтая линия – выбранное сечение; *б* и *в* – профили яркости (черные точки), интерполированные профили (красные линии), модули производной от интерполированных профилей (синие линии) для измерений № 3 и № 6 соответственно

ческими данными (векторная карта береговых линий). Аналогично было установлено, что наличием тангажа для указанных снимков можно пренебречь.

№		СРЕДНЕЕ	PA3MEP B	PA3MEP B	
ИЗМЕРЕНИЯ	ВИТКА КА	РАССТОЯНИЕ ОТ НАЧАЛА СТРОКИ, ПИКСЕЛЕЙ	ВЫБРАННОМ СЕЧЕНИИ, ПИКСЕЛЕЙ	ВЫБРАННОМ СЕЧЕНИИ, КМ	W <sup>nonep</sup> , км
1*	1777–1785	131	6,93	16,76	2,42
2	1785–1791	326	22,56		1,41
3	1771–1777	742	31,70		1,01
4	1757–1763	1162	23,11	31,92	1,38
5	1734–1742	1530,63	6,44		4,96
6	2373–2374	1559,675	4,45		7,17

Результаты определения проекции пикселя на местность в направлении, перпендикулярном полету КА, по снимкам и основные параметры измерений

\* Измерение № 1 проводилось по острову Масира (20°28'16" с. ш. 58°48'55" в. д.).

Сравнение расчетных GSI<sup>попер</sup> и экспериментальных  $W^{\text{попер}}$  результатов определения проекции пикселя MCУ-MP на местность показывает их очень хорошее согласие (рис. 5, *a*). Различие расчетных значений GSI<sup>попер</sup> и GIFOV<sup>попер</sup> в третьем спектральном канале не превышает 2,5 %, при этом GSI > GIFOV. В других спектральных каналах (*f* = 150 мм, *w* = 0,2 мм для каналов 1, 2; *f* = 40 мм, *w*<sub>попереч</sub> = 0,05 мм для каналов 4, 6), наоборот, GIFOV превышает GSI приблизительно на 9 % и 2 % соответственно.

Положение надира рассчитывалось по формуле (8) и составило 754 пикселя от начала строки, что приблизительно соответствует измерению № 3 в табл. 1 (рис. 4,  $\delta$ ).

Также были проведены расчеты величины GSI<sup>прод</sup> в зависимости от номера пикселя строки (рис. 5,  $\delta$ ). В расчетах использовались T = 101,41 мин, v = 6,5 Гц. Экспериментальные значения в надире  $W_{\text{надир}}^{\text{прод}}$  были определены при помощи островов Ветар и Восточный Тимор по снимку, соответствующему 1749–1757-му виткам КА (рис. 2).

Среднее арифметическое от двух экспериментальных значений  $W_{\text{надир}}^{\text{прод}}$  составило величину 1,011 км; соответствующая расчетная величина  $\text{GSI}_{\text{надир}}^{\text{прод}}$  составила 1,012 км. Таким образом, разница между расчетным и экспериментальным результатами составила 0,1 %. При измерениях в направлении поперечном трассе полета КА  $\text{GSI}_{\text{надир}}^{\text{прод}} = 1,021$  км; экспериментальная величина отличается от расчетной менее, чем на 1 %. Полученные численные значения соответствуют требованию технического задания на MCУ-MP, в котором заявлено, что проекция пикселя на местности должна быть не хуже 1 км в надире. Также были проведены оценки  $\Delta s$  при помощи измерений FWHM на контрастной границе, показавшие, что пространственное разрешение в надире превышает соответствующую величину проекции пикселя на местность приблизительно в 1,3 раза.



Рис. 5. Зависимость величины проекции пикселя на местность от номера пикселя строки в третьем спектральном канале MCУ-MP: *a* – поперек полета KA; *δ* – вдоль полета KA. Точки – экспериментальные значения, сплошные линии – расчетные зависимости с учетом крена, штриховые линии – расчетные зависимости при нулевом угле крена 379

#### Заключение

Проведенная апробация предлагаемых в работе расчетной и экспериментальной методик определения проекции пикселя на местность демонстрирует их хорошее согласие – в надире результаты отличаются менее чем на 1 %. Обе методики рекомендуется использовать в комплексе, при этом возможна их полная автоматизация. Также предлагается метод оценки величины пространственного разрешения; апробация показала, что в надире эта величина превышает величину проекции пикселя на местность приблизительно в 1,3 раза.

Апробация проводилась по снимкам, полученным с КА «Метеор-М» № 2, но может быть использована и для оценки изображений МСУ-МР, которые будут установлены на планируемых в ближайшие годы к запуску КА «Метеор-М» № 2-1 и «Метеор-М» № 2-2, что обусловливает актуальность методик.

#### Список литературы

1. Schowengerdt R.A. Remote Sensing: Models and Methods for Image Processing – Third Edition – Amsterdam: Elsevier; Burlington: Academic Press. – 2007. – 515 p.

2. A computational approach to edge detection / J. Canny // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1986. – V. 8. – № 6. – P. 679–698.

3. Toward a symbolic representation of intensity changes in images / A.F. Korn // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1988. – V.  $10. - N_{\odot} 5. - P. 610-625$ .

4. A Global Self-consistent, Hierarchical, High-resolution Shoreline Database / P. Wessel, W. H. F. Smith // Journal of Geophysical Research. – 1996. – V. 101. – № B4. – P. 8741 – 8743.

5. GSHHG – A Global Self-consistent, Hierarchical, High-resolution Geography Database. – Режим доступа: https://www.ngdc.noaa.gov/mgg/shorelines/gshhs.html. (Дата обращения: 22.06.2016).

6. Дейвис Ш.М., Ландгребе Д.А., Филлипс Т.Л. и др. Дистанционное зондирование: количественный подход. Пер. с англ. – М.: Недра, 1983. – 415 с.

7. Gamma camera spatial resolution as measured by the bar phantom / B. Kasal, P. F. Sharp // Physics in Medicine and Biology, 1985. – V.  $30. - N_{\odot} 3. - P. 263-266$ .

# МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ БЕССБОЙНОЙ РАБОТЫ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

## С.А. Голованов, А.Б. Уманский

(АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова»)

Аннотация: в статье рассмотрены вопросы оценки вероятности появления сбоев в космических аппаратах длительного пребывания на околоземной орбите. Устанавливается связь вероятности появления одиночных сбоев с характеристиками программно-аппаратного комплекса. Предлагается метод оценки необходимых характеристик программного обеспечения, при которых реализуется заданное значение вероятности сбоя. Ключевые слова: цифровая вычислительная система, космические аппараты, программное обеспечение, сбой.

#### Введение

В настоящее время центральным элементом в современных системах автоматического управления (САУ) космических аппаратов (КА) является бортовая цифровая вычислительная система (ЦВС) [1].

На сегодня складываются тенденции к улучшению (уменьшению) массагабаритных характеристик ЦВС КА. Данное улучшение иногда влечет за собой ухудшение защитных характеристик, таких как толщина защитного кожуха, мажоритирование и т. д., что влечет за собой увеличение негативного влияния факторов окружающей среды на внутреннюю аппаратуру ЦВС. В свою очередь, вероятность возникновения сбоя при работе ЦВС напрямую связанна с сопротивляемостью аппаратуры внешним воздействиям.

На практике для ЦВС КА снижение масса-габаритных характеристик ведет к увеличению числа задач, решаемых программным средствами, в том числе задач связанных с обеспечением работоспособности ЦВС. Поэтому на практике бывает необходимо оценивать программно-аппаратный комплекс со стороны вероятности возникновения сбоя во время выполнения ключевых программ, таких как программы восстановления, контроля информации, выдачи и обработки команд периферии, в конкретных условиях эксплуатации. Данный вопрос наиболее актуален для малогабаритных КА длительного пребывания на околоземной орбите, работающих в экстремальных условиях, обусловленных факторами космического пространства (ФКП) [2].

# Оценка вероятности появления одиночных сбоев в аппаратуре на околоземной орбите

Основной опасностью для аппаратуры системы управления, функционирующей в космическом пространстве, являются дозовые и одиночные радиационные эффекты, вызываемые потоками протонов, электронов и тяжелых заряженных частиц, приводящие к сбоям в работе аппаратуры [2].

Первый вид воздействия – дозовый эффект – можно парировать только на этапе создания конструкции КА путем варьирования толщин корпуса КА, материала его изготовления и применения стойкой к дозовым нагрузкам элементной базы.

Другим видом воздействия, помимо дозового эффекта, являются одиночные радиационные эффекты, вызывающие сбои и катастрофические отказы в работе ЦВС [3].

В отличие от дозового эффекта данный эффект оказывает наибольшее влияние в момент выполнения программы процессором, так как данный эффект быстротечен и влияет на память, искажая хранимую информацию, и микропроцессор, искажая содержимое регистров, приводя в неисправное состояние транзисторы.

Данные воздействия можно описать формулой вероятности возникновения одиночного сбоя аппаратуры, экспоненциальная составляющая была получена экспериментально и связанна с постепенной деградацией характеристик электронной аппаратуры из-за ФКП [4]:

$$P(t) = 1 - e^{(-kt)},$$
(1)

где t – время нахождения аппаратуры на околоземной орбите во включенном состоянии, с; k – частота возникновения одиночных эффектов (сбоев или отказов) в аппаратуре, с<sup>-1</sup>. Частота возникновения одиночных эффектов во всей аппаратуре имеет вид [4]:

$$k = \sum_{i=1}^{i=j} n_i \Big[ \sigma_{T_{3} \mathbf{u}_i} F_{T_{3} \mathbf{u}_i} \Big( \ge L_{0_i} \Big) + \sigma_{\Pi p_i} F_{\Pi p_i} \Big( \ge E_{0_i} \Big) \Big], \tag{2}$$

где  $\sigma_{T34i}$  – значение насыщения сечения возникновения одиночных эффектов (сбоев или отказов) при воздействии ТЗЧ в элементе *i*-го типа, мм<sup>2</sup>;  $F_{T34}i$  – интегральный спектр линейной передачи энергии средней плотности потока ТЗЧ, част./мм<sup>2</sup>·с; L0*i* – пороговое значение линейной передачи энергии ТЗЧ, при котором возникают одиночные эффекты (сбои или отказы) от воздействия ТЗЧ в элементе *i*-го типа, МэВ·мм<sup>2</sup>/мг;  $\sigma_{\Pi Pi}$  – значение насыщения сечения возникновения одиночных эффектов (сбоев или отказов) при воздействии протонов в элементе *i*-го типа, мм<sup>2</sup>;  $F_{\Pi Pi}$  – интегральный энергетический спектр средней плотности потока протонов, пр./мм<sup>2</sup>·с;  $E_{0i}$  – пороговое значение энергии протонов, при котором возникают одиночные эффекты (сбои или отказы) от воздействия плотности потока протонов, пр./мм<sup>2</sup>·с;  $E_{0i}$  – пороговое значение энергии протонов, при котором возникают одиночные эффекты (сбои или отказы) от воздействия плотности потока протонов, пр./мм<sup>2</sup>·с;  $E_{0i}$  – пороговое значение энергии протонов, при котором возникают одиночные эффекты (сбои или отказы) от воздействия плотности потока протонов, пр./мм<sup>2</sup>·с;  $E_{0i}$  – пороговое значение энергии протонов, при котором возникают одиночные эффекты (сбои или отказы) от воздействия протонов в элементе *i*-го типа, МэВ;  $n_i$  – количество элементов *i*-го типа, используемых в аппаратуре; *j* – количество типов элементов (транзисторы МП, регистры, микросхемы памяти), используемых в аппаратуре.

# Анализ связи вероятности возникновения одиночных сбоев с характеристиками программно-аппаратного комплекса

При работе ЦВС возможно возникновение сбоев в различных элементах системы. Сбои ведущие к искажению ячеек памяти и работы микропроцессора влекут за собой возникновение непредвиденных ситуаций, в особенности при выполнении программ. На практике для ЦВС КА зачастую выделяют наиболее важные программы, отвечающие за работоспособность системы, например, программы настройки модулей, восстановления информации и т. д. [3]. Исполнение данных программ влияет на работоспособность ЦВС, поэтому бывает необходимо оценивать вероятность появления одиночных эффектов в элементах используемых программой при ее выполнении.

В упрощенном виде с точки зрения аппаратуры программы используют память и микропроцессор. Для оценки вероятности возникновения сбоя в них

можно использовать формулы (1) и (2). Преобразуем формулу (1) к виду вероятности бессбойной работы:

$$1 - P_{\Pi O}(t) = e^{-(k_n + k_{M})t}, \qquad (3)$$

где  $P_{\Pi O}$  – вероятность возникновения одиночного сбоя во время выполнения программного обеспечения (ПО);  $k_{\Pi}/M_{\Pi}$  – частота возникновения одиночных сбоев в используемой памяти и микропроцессоре,  $c^{-1}$ ; t – время выполнения ПО, с.

Поскольку на этапе программирования ЦВС конструкция КА является уже утвержденной и не подлежит изменениям, поэтому примем коэффициент  $k_{\rm MII}$  постоянным, а  $k_{\rm n}$  будет иметь вид:

$$k_{\pi} = n_{\pi} \Big[ \sigma_{T34\pi} F_{T34\pi} \Big( \ge L_{0\pi} \Big) + \sigma_{\Pi p\pi} F_{\Pi p\pi} \Big( \ge E_{0\pi} \Big) \Big], \tag{4}$$

где *n*<sub>п</sub> – количество используемой памяти программ.

Как видно из (4), коэффициент  $k_{\pi}$  имеет зависимость от количества элементов и их качества  $F(L_{0i}, E_{0i})$ , а из формулы (3) видно влияние времени выполнения программы ЦВС.

Таким образом, получаем зависимость вероятности возникновения аппаратного сбоя, зависящей от емкостной и временной характеристики программы. При подстановке коэффициента формулы (4) в формулу (3) видно, что при увеличении времени работы программы (переменная t) и/или объемов используемой памяти (переменная  $n_n$ ) вероятность возникновения одиночного сбоя растет. Иными словами, используя формулы (3) и (4), можно сказать, будет ли ПО эффективно функционировать на данной аппаратуре и в данных условиях.

На практике вероятность возникновения аппаратного сбоя в элементах памяти и микропроцессора за время выполнении наиболее важных программных компонентов стараются сделать близкой к 0 %, однако в условиях космоса это невозможно, поэтому при конструировании системы выбирают «приемлемое» значение данной вероятности, исходя из расчетов и требований руководящей документации. Соответственно, можно рассчитать такой безразмерный коэффициент *x*:

$$\min_{n_{\rm I}\to 0} P_{\rm IIO}(t) = 1 - e^{-k_{\rm MII}\Delta t},$$

где  $\Delta t$  – приращение времени, в данном случае равное длительности одного такта микропроцессора, с.

Переменные  $\Delta t$  и  $k_{\rm MII}$  – постоянные, определяемые характеристиками микропроцессора.

Откуда следует, что целесообразно выбирать «приемлемое» значение вероятности возникновения сбоя такое, чтобы выполнялись условия:

$$\begin{cases} P_{\Pi \text{Опр}}(t) = 1 - e^{-x} \\ P_{\Pi \text{Опр}}(t) > \min_{n_{\text{п}} \to 0} P_{\Pi \text{O}}(t), \text{при } x > k_{\text{мп}} \Delta t \end{cases}$$

где *Р*<sub>ПОпр</sub> – «приемлемое» значение вероятности возникновения сбоя.

Тогда с учетом формул (3) и (4):

$$e^{-x} = 1 - P_{\Pi \text{Onp}}(t) \le e^{-(n_n \left[\sigma_{\text{T3}} q_{\text{In}} F_{\text{T3}} q_{\text{In}} \left( \ge L_{0n} \right) + \sigma_{\text{TIpn}} F_{\text{TIpn}} \left( \ge E_{0n} \right) \right] + k_{\text{MR}})t}$$

Откуда можно получить соотношение памяти к времени выполнения ПО, при котором будет достигнуто желаемое значение вероятности возникновения одиночного аппаратного сбоя при выполнении ПО:

$$n_{\rm n} \leq \frac{x - k_{\rm Mn}t}{t \left[\sigma_{\rm T34n} F_{\rm T34n}\left(\geq L_{\rm 0n}\right) + \sigma_{\rm Пpn} F_{\rm Пpn}\left(\geq E_{\rm 0n}\right)\right]};$$
  
$$t \leq \frac{x}{n_{\rm n} \left[\sigma_{\rm T34n} F_{\rm T34n}\left(\geq L_{\rm 0n}\right) + \sigma_{\rm Пpn} F_{\rm Пpn}\left(\geq E_{\rm 0n}\right)\right] + k_{\rm Mn}}.$$

Используя данные соотношения в процессе программирования, можно оценить характеристики программ при заданном значении второй величины, соответственно, итеративным процессом доработки ПО можно добиться необходимых временных и емкостных характеристик программ, при которых реализуется требуемое значение вероятности сбоя. Также с использованием полученного соотношения можно проанализировать необходимость доработки системы в целом, переносимость программ, необходимость оптимизации какого-либо параметра программы.

## Заключение

Полученные соотношения позволяют на этапе разработки и подготовки аппаратуры определять емкостные и временные характеристики программного комплекса ЦВС, необходимые для достижения требуемых вероятностных характеристик работоспособности.

#### Список литературы

1. Бортовые цифровые вычислительные системы семейства «Малахит» для работы в экстремальных условиях / В.М. Антимиров, А.Б. Уманский, Л.Н. Шалимов // Вестник СГАУ, 2013. – № 4 (42). – С. 19–27.

2. Методики исследования и предотвращения развития катастрофического отказа вследствие одиночного тиристорного эффекта / А.С. Тарараксин, Р.Р. Нигматуллин, Д.В. Савченков, С.А. Соловьев, А.В. Яненко // Проблемы разработки перспективных микро- и наноэлектронных систем: сб. трудов научно-технической конференции. – М.: ИППМ РАН, 2012. – С. 628–633.

3. Вычислительный модуль повышенной надежности для систем управления космическими аппаратами / А.В. Есиновский, А.В. Леонтьев, А.Б. Уманский // – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2014. – С. 67–72.

4. Шишонок Н.А. Репкин Ф.В. Барвинский Л.Л. Основы теории надежности и эксплуатации радиоэлектронной техники. – М.: Советское радио, 1964. – 551 с.

# СИНТЕЗ ИЗОБРАЖЕНИЙ И СТЕРЕООБРАБОТКА ДАННЫХ С КА «КАНОПУС-В»

### А.Э. Зубарев, А.Ю. Сечин

(АО «Ракурс»)

Аннотация: в работе предлагается автоматическая технология, позволяющая создавать объединенные (сшитые) изображения из микрокадров, полученных из одного пролета КА «Канопус-В». При объединении микрокадров перевычисляются RPC-коэффициенты для сшитого изображения. Это позволяет проводить стереообработку сшитых изображений, строить модели рельефа. В работе исследуется точность для сшитых изображений и точность их стереообработки. Ключевые слова: фотограмметрия, Д33, RPC-коэффициенты, «Канопус-В», модель рельефа.

#### Введение

Обработка данных «Канопус-В» имеет важное значение для задач картографирования и оперативного мониторинга Земли. Данный КА не создавался специально для картографических целей, однако изображения по внутренней геометрической точности позволяют обеспечить решение картографических задач для масштабного ряда: 1:25 000 и мельче. Несмотря на хорошую геометрическую точность каждого отдельного микрокадра, производительность обработки данных КА «Канопус-В» значительно уступает аналогичным продуктам, таким как SPOT-5, ALOS и Cartosat-1. Поэтому в данной работе мы рассмотрели возможность автоматизации и получили значительный выигрыш в производительности обработки данных «Канопус-В» и возможность расширить линейку конечной продукции.

# Теоретические аспекты

Основной проблемой при обработке данных «Канопус-В» является большое количество микрокадров, которое на 2 порядка превосходит аналогичные зарубежные аналоги, т. е. при обработке одной и той же по площади территории конечный пользователь получает порядка 100 изображений вместо 1. Готового продукта с уровнем обработки, включающим объединенное из макрокадров изображение, поставляемое с RPC-коэффициентами, нет в линейке НЦ ОМЗ АО «Российские космические системы», основного поставщика отечественных данных ДЗЗ в РФ. Поэтому нами была разработана методика, позволившая получить такой продукт, а также оценить его качество на основе имеющейся наземной информации.

Мы рассмотрели два варианта обработки: в первом варианте производится измерение связующих точек и вычисляются уточненные RPC-коэффициенты по результатам уравнивания, во втором варианте нет никакой предварительной обработки (рис. 1).

В результате первичной обработки формируется набор данных, состоящий из объединенного изображения и файла с RPC-коэффициентами, которое может быть полноценно обработано любой ЦФС.



## Описание исходных данных

Исходный набор данных ДЗЗ для тестирования был предоставлен Госкорпорацией «Роскосмос» и включил в себя: снимки с 4-х витков (г. Екатеринбург) и снимки с 2-х витков (г. Новокузнецк) (табл. 1). При выборе изображений основным условием были схожие условия освещенности (азимут и высота солнца не должны превосходить 1–2 градуса). КА «Канопус» не оборудован системой стереосъемки, поэтому съемка должна проводиться с интервалом по возможности в несколько дней, рекомендуемый угол конвергенции 20–30 градусов. Схема покрытия микрокадрами представлена на рис. 2.

## Таблица 1

Основные характеристики съемки						
№ ОРБИТЫ	ДАТА СЪЕМКИ	ВЫСОТА СОЛНЦА	АЗИМУТ СОЛНЦА	КОЛИЧЕСТВО МИКРОКАДРОВ		
г. Екатеринбург						
3208	18.02.2013 09:59	19,0	149,3	76		
3223	19.02.2013 09:41	18,5	147,2	89		
13903	23.01.2015 09:55	12,7	155,4	79		
13979	28.01.2015 10:04	14,2	155,4	52		
г. Новокузнецк						
14069	03.02.2015 08:21	17,6	157,6	114		
14479	02.03.2015 08:28	28,0	159,8	113		



Рис. 2. Схема покрытия микрокадрами и расположения опорных точек. Слева – район г. Новокузнецка: 227 микрокадров (2 маршруга), угол конвергенции 14,3 градуса. Справа – район г. Екатеринбурга: 296 микрокадров (4 маршруга), угол конвергенции от 4,2 – 36,0 градусов

При оценке качества информации использовались данные, полученные на основе наземной съемки в WGS-84, с точностью, на порядок (0,2 м) превосходящей разрешение исходных данных ДЗЗ, что позволяет исключить ошибки входных данных в данном исследовании. Ввиду ограниченного количества опорных знаков (8 шт.) и их сосредоточения в ограниченной области, а также малого угла конвергенции (14,3 градуса) на территорию г. Новокузнецка получить достоверную оценку оказалось проблематично. На территорию г. Екатеринбурга использовалось 58 опорных точек, из них только 25 подлежали точному измерению на снимках ввиду различия во времени года, освещенности, наличию «мертвых» зон и различия в разрешении абрисов и микрокадров.

#### Результаты

На основе разработанной методики (для случая без использования предварительного уравнивания) были созданы для каждого маршрута объединенные изображения, измерено 40 связующих точек и выполнено их совместное уравнивание с 25 опорными точками. В результате были получены следующие результаты. При 5 опорных и 20 контрольных точках СКО на контрольных точках в плане составила 2,8 м, по высоте – 2,8 м.

На основе рис. 3 можно сделать следующий вывод: абсолютная плановая точность снимков, полученных из разных витков, уже при одной точке – порядка 3 м (1,5 пикс.), высотная – порядка 5 м. При 3-х опорных точках картина распределения ошибок стабилизируется для метода «сдвиг» и при 5 для метода «аффинная», из чего можно сделать вывод, что оптимальное количество опорных точек для достижения точности порядка 1–1,5 пикс составляет 3.



Рис. 3. Зависимость точности в плане и по высоте от количества опорных точек для объединенных снимков

Так же было выполнено уравнивание блока микрокадров с аналогичным количеством опорных и контрольных точек. В результате чего было измерено порядка 4000 связующих точек, что заняло при уравнивании более 30 минут и затребовало оперативной памяти порядка 9 Гб. При этом оценки точности различаются незначительно (табл. 2), причем высотная точность выше при уравнивании объединенных снимков, а плановая выше при уравнивании микрокадров.

## Таблица 2

	г. HOBC	ЖУЗНЕЦК	г. ЕКАТЕРИНБУРГ	
СКО, м				
	МИКРОКАДРЫ	объединенные	МИКРОКАДРЫ	объединенные
Плановая	3,4	2,6	1,2	2,2
Высотная	7,0	5,8	4,2	3,1

# Сравнение точности после уравнивания для блока микрокадров и объединенных снимков

На основе уравненных объединенных снимков были получены стереопары и выполнено сравнение результатов векторизации по снимкам более высокого разрешения (Pleiades 0,5 м). В результате сравнения было выявлено, что множество объектов размером порядка нескольких пикселей генерализуется и при низкой высоте солнца над горизонтом плохо идентифицируется. Однако крыши, которые достаточно освещены, согласуются с результатами векторизации с ошибкой порядка 1-го пикселя в плане и порядка 4-х м по высоте, что определяется углом конвергенции и сопоставимо с СКО по высоте.



Рис. 4. Наложение результатов векторизации по стереоснимкам высокого разрешения Pleiades на объединенные снимки «Канопус-В»

Окончательные выводы:

1. Разработана высокопроизводительная и полностью автоматизированная технология создания объединенных снимков из блока микрокадров «Канопус-В».

2. Точность полученных объединенных снимков не хуже точности исходного блока микрокадров, и в дальнейшем есть возможность повешения точности за счет усложнения модели RPC при объединении.

3. Время обработки объединенных снимков с учетом создания и вычисления новых RPC меньше времени обработки аналогичного блока микрокадров приблизительно в 10 раз при условии полной автоматизации.

4. Процесс создания объединенных снимков распараллеливается на все доступные ядра рабочей станции и не требует значительной величины оперативной памяти.

5. Появляется возможность стереообработки объединенных снимков и построения цифровых моделей рельефа.

## Список литературы

1. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ». Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ, 2008. – Т. 105.

2. Инструкция по фотограмметрическим работам при создании цифровых топографических карт и планов, ГКИНП-02-036-02.

# СИСТЕМА ОБЗОРНЫХ КАМЕР МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

### И.Г. Лосик, А.П. Иванов, Д.Н. Полюков (*ОАО «Пеленг»*)

Аннотация: в работе оцениваются перспективы использования систем обзорных камер, как дополнительного способа контроля состояния за космическим аппаратом (КА) и его окружением. Рассмотрены предпосылки возникновения данного направления контроля, а также мировые аналоги подобных систем. Представлена концепция системы обзорных камер, ее функционал и характеристики.

#### Введение

До недавнего времени системы контроля составных частей и окружения КА не использовали видеонаблюдение. Такие системы были основаны на датчиках разнообразных назначений. Преимуществом использования датчиков является возможность получать точные значения конкретной физической характеристики в определенной зоне. В то же время это обусловливает ряд их недостатков:

- дискретность контролируемых зон;

- трудоемкость отслеживания причинно-следственных связей в физических процессах;

- трудоемкость анализа данных с большого количества датчиков.

Таким образом, существует необходимость расширения возможностей контроля. Одним из таких способов является видеонаблюдение. Визуальная информация может существенно дополнить и расширить представление о процессах, влияющих на состояние аппарата.

В настоящее время подобные системы уже используются некоторыми зарубежными компаниями. Например, систему на основе камер GoPro использует компания SpaceX. Такие камеры имеют невысокую стоимость и обладают широкими углами обзора и устойчивостью компонентов к вибрациям. Для повышения живучести штатный пластиковый корпус заменяется на металлический.

Толчком к разработке данного направления послужил ряд факторов:

 во-первых, потребность получать больше сведений о ключевых этапах полета КА или нештатных ситуациях;

 во-вторых, увеличение количества космического мусора на околоземных орбитах и, как следствие, риска поражения КА;

– в-третьих, это прогресс построения камер, уменьшение их физических размеров и себестоимости.

В связи с этим была проработана концепция системы визуального наблюдения за космическим аппаратом, его узлами и окружением. Помимо осуществления сьемки с различных ракурсов, записи и отправки целевой информации, разрабатываемая система должна иметь масштабируемую, модульную конструкцию, не требующую существенных доработок КА для своей установки, должна быть надежной и экономически доступной. Важным аспектом также является адаптивность способов управления и передачи данных, что позволит использовать систему в составе различных КА.

## Параметры системы

Разработанная обзорная съемочная система представляет собой блок управления системами (БУС) с подключенными к нему обзорными видеокамерами (рис. 1). БУС

выполняет функции центрального консолидатора информации, принимая и сохраняя ее на внутреннюю память, для дальнейшей передачи в радиолинию. В составе системы используются камеры разрешением 1920×1080 и углом обзора 120°, что позволяет получать детализированное широкоугольное изображение. К БУС возможно подключить до 6 камер, это дает возможность перекрывать зоны обзора для получения изображения всего аппарата. Важной характеристикой камеры является реализация сжатия видеопотока по стандарту Н.264, таким образом, значительно снижается объем исходящей целевой информации при высоком качестве. Для сьемки элементов конструкции при недостаточном естественном освещении видеокамера оснащена подсветкой. Небольшие габариты и вес позволяют устанавливать камеру в различных местах и положениях. Суммарный вес системы не превышает 7 кг, а энергопотребление – 50Вт, что не требует серьезных конструктивных доработок КА.

Подробные характеристики системы обзорных камер приведены в табл. Стоит также отметить, что БУС может использовать различные интерфейсы, что позволит расширять линейку используемых камер.



Рис. 1. Функциональная схема системы обзорных камер

Характеристики системы оозорных камер мониторинга состояния КА				
Габариты БУС, мм	Не более 220×220×80			
Масса БУС, кг	Не более 3			
Fagaran	70×63,5×230,2;			
таоариты камеры, мм	70×63,5×156,5(без объектива)			
Масса камеры, г	632			
Поле зрения объектива	120°			
Энергопотребление включая камеры, Вт	Не более 50			
Количество поддерживаемых камер, шт.	От 1 до 6			
Интерфейс обзорной камеры для передачи целевой информации и управления	Ethernet (100/1000 base-TX)*			
Максимальный суммарный выходной поток целевой информации, Мбит/с	До 400			
Максимальное время записи, не менее, мин	30			
Видео разрешение	1920×1080 30fps			
Интерфейс передачи целевой информации	LVDS*			
Интерфейс управления	MIL-STD-1553*			
Сжатие	H.264(x27), MJPEG, MPEG4			

**TO** A

\* Возможно использование иных интерфейсов.

<sup>392</sup> 

## Заключение

Представленная концепция дает широкие возможности для анализа состояния КА на ответственных этапах полета, таких как запуск, развертывание, переориентация и т. д., позволяет точнее и шире анализировать процессы, происходящие с КА и в его окружении. Система может использоваться в составе различных КА. Информация, полученная с помощью обзорных камер, может использоваться как для технических, так и коммерческих нужд.

# ВОПРОСЫ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ. ТРУДЫ ВНИИЭМ

Приложение за 2016 год

# МАТЕРИАЛЫ

четвертой международной научно-технической конференции

# АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Материалы издаются в авторской редакции

Подписано в печать 10.11.2016. Формат 70 ×100 1/16. Печ. л. 31,77. Тираж 100 экз.

Адрес редакции: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 107078, Российская Федерация, г. Москва, ул. Вольная, д. 30. E-mail: vniiem@vniiem.ru.

Отпечатано в ООО «САМ-ПОЛИГРАФИСТ», г. Москва, Волгоградский просп., д. 42, корп. 5. Тел.: (495)545-37-10. www. onebook.ru

© АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016