



КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

КООРДИНАТНО-ВРЕМЕННЫЕ СИСТЕМЫ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

ПРИБОРЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТ И ЗЕМЛИ

СБОРНИК ТРУДОВ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ
ВЫЕЗДНОГО СЕМИНАРА

ПОД РЕДАКЦИЕЙ
Р.Р. НАЗИРОВА

Представленные в настоящем сборнике доклады выездного семинара посвящены, в основном, двум важнейшим направлениям современного космического приборостроения, а именно:

- бортовым координатно-временным системам;
- приборам для исследования атмосфер и поверхностям Земли и других планет.

По первому разделу наиболее значительный цикл работ представлен Отделом оптико-физических исследований ИКИ РАН. Этот цикл подводит итог работы отдела более чем за 30 лет его существования. Представлены работы, посвященные как анализу характеристик оптических датчиков ориентации различного назначения, анализу разработок многозональных съемочных систем авиационного и космического применения, а также вопросам интеграции командных приборов в целях оптимизации облика системы управления космического аппарата в целом.

По второму разделу семинара представлен целый ряд работ, посвященных созданию съемочных систем поверхностей планет и Земли, а также спутниковых спектрометров различного типа и назначения. Большой интерес представляет работа, посвященная созданию Компактного эшелле-спектрометра высокого разрешения с акусто-оптической фильтрацией порядков для спутниковых исследований земной атмосферы. Создание данного прибора предусмотрено научной программой российского сегмента МКС с реализацией в 2008 г., что позволит впервые провести измерения с борта космического аппарата полного содержания парниковых газов (углекислого газа и метана) на луче зрения.

Редакционная коллегия:

*Р.Р. Назиров, О.И. Корablёв, Г.А. Аванесов, В.Г. Родин,
М.Б. Добрян, В.Н. Ангаров, Е.А. Антоненко*

Редактор *В.С. Корниленко*

Компьютерная вёрстка *Н.Ю. Комаровой*

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	6
-------------------	---

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

Проблемы научного космического приборостроения и их решение в рамках задач оптико-физического отдела ИКИ РАН	9
<i>Г. А. Аванесов, А. А. Форш</i>	
Разработка методики создания микроспутниковых (~50 кг) платформ для фундаментальных и прикладных исследований Земли и околоземного космического пространства	16
<i>С. И. Климов, В. Г. Родин</i>	
Разработка систем передвижения марсоходов с пневматическими колесами	25
<i>М. И. Маленков, В. И. Кучеренко, С. А. Владыкин, А. В. Манукян, О. Е. Козлов</i>	
Наземные испытания космических приборов в ИКИ РАН	38
<i>В. Н. Худобин</i>	

Секция 1

КООРДИНАТНО-ВРЕМЕННЫЕ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

Интеграция командных приборов как путь оптимизации системы управления космического аппарата	43
<i>Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, А. И. Карелов</i>	
Исследование влияния космической радиации на электрорадиоизделия и оптико-электронные приборы	55
<i>Г. А. Аванесов, В. В. Акимов, С. В. Воронков</i>	
Исследование точностных характеристик датчиков звездной ориентации КА в инерциальном пространстве	71
<i>Г. А. Аванесов, В. А. Красиков, А. В. Никитин</i>	
Сравнительный анализ точности измерения координат направления на Солнце, полученных с помощью приборов ОСД и БОКЗ-М	84
<i>Т. Ю. Дроздова, В. А. Красиков, А. В. Никитин</i>	
Системы технического зрения в решении задач навигации и терминального управления	96
<i>В. А. Гришин</i>	
Солнечный датчик с интеллектуальными способностями	114
<i>В. А. Котцов, В. Д. Глазков</i>	

Работа однофотонного координатно-чувствительного детектора в составе телескопа сверхвысокой светосилы	120
<i>А. П. Калинин, Н. А. Коровин</i>	

Секция 2
**ПРИБОРЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ
ПЛАНЕТ И ЗЕМЛИ**

Многозональные съемочные системы авиационного и космического применения. Анализ результатов разработки и перспективы развития	143
<i>Г. А. Аванесов, А. С. Васильевский, Я. Л. Зиман, И. В. Полянский</i>	
Проект спутникового гиперспектрометра, предназначенного для малого космического аппарата	152
<i>А. А. Белов, В. В. Егоров, А. П. Калинин, А. Г. Орлов, А. И. Родионов, И. Д. Родионов</i>	
Методы обработки гиперспектральной информации	165
<i>Б. М. Балтер, Д. В. Воронцов, В. В. Егоров, А. П. Калинин, А. Г. Орлов, И. Д. Родионов, И. П. Родионова</i>	
Компактный эшелле-спектрометр высокого разрешения с акустооптической фильтрацией порядков для спутниковых исследований земной атмосферы	176
<i>В. Н. Ангаров, Т. С. Афанасенко, Д. А. Беляев, И. И. Виноградов, В. И. Гнедых, О. А. Григорян, В. С. Жегулев, А. Ю. Иванов, Ю. К. Калинин, А. В. Калужный, А. В. Киселев, О. И. Кораблев, Е. А. Лисин, В. Г. Лякишев, М. В. Повераев, А. В. Родин, О. З. Ростэ, А. К. Рыбакова, А. Ю. Титов, А. Ю. Трохимовский, А. А. Федорова</i>	
На пути к миниатюрному фурье-спектрометру	192
<i>Б. Е. Мошкин, В. А. Вагин, А. В. Григорьев</i>	
Методика калибровки ИК-спектрометров на основе акустооптического перестраиваемого фильтра	201
<i>А. В. Киселев, О. И. Кораблев</i>	
Анализ задач и условий телевизионных наблюдений космических объектов в проекте «Фобос-Грунт»	212
<i>Г. А. Аванесов, М. М. Железнов, Б. С. Жуков, Е. Б. Краснопевица</i>	
Телевизионные средства навигации и наблюдения проекта «Фобос-Грунт»	226
<i>Г. А. Аванесов, Б. С. Жуков, Е. Б. Краснопевица</i>	
Фурье-спектрометр «АОСТ» для исследования Марса и Фобоса с борта КА «Фобос-Грунт»	232
<i>А. В. Григорьев, Б. Е. Мошкин, О. И. Кораблев, Д. В. Пацаев, Л. В. Засова, Р. О. Кузьмин, И. В. Хатунцев, А. А. Федорова, Б. С. Майоров, К. В. Гречнев, Ю. В. Никольский, В. И. Гнедых, А. И. Терентьев, С. В. Максименко, А. В. Шапун</i>	

Разработка аппаратуры для индукционного зондирования подповерхностных структур Марса и Фобоса	240
<i>А. К. Лукомский, С. А. Потёмкин</i>	
Гравиинерциальные измерения в космических исследованиях.	250
<i>А. Б. Манукин, А. Н. Горшков, <u>Б. В. Зубков</u></i>	
Долгоживущая станция на поверхности Венеры в составе миссии «Венера-Д»	264
<i>А. П. Экономов, Л. В. Засова</i>	
Характеристики микроспутника МКА-ММС миссии Met-Net.	273
<i>О. Н. Андреев, С. А. Антоненко, В. Ю. Горетов, В. М. Готлиб, Г. В. Захаркин, <u>Б. В. Зубков</u>, В. М. Козлов, В. Н. Каредин, В. М. Линкин, А. Н. Липатов, В. Н. Назаров, А. К. Тоньшев, АФ. Шлык и др.</i>	
Баллистические расчеты для полета малого космического аппарата к Марсу на электрореактивной тяге	281
<i>В. М. Готлиб, В. М. Линкин, А. Н. Липатов, А. А. Суханов, Н. А. Эйсмонт</i>	

ОБЪЕДИНЕННОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Секций 1 и 2

30 лет разработки сканирующих устройств в Институте космических исследований	289
<i>Г. А. Аванесов, П. П. Моисеев, Э. И. Рожавский, В. А. Котцов</i>	
Перспективные приборы для ядерной планетологии	298
<i>В. И. Третьяков, И. Г. Митрофанов, А. А. Вострухин, А. С. Козырев, М. А. Литвак, А. В. Малахов, М. И. Мокроусов, А. Б. Санин</i>	
Регистрация рентгеновского излучения с помощью CdZnTe-детекторов с различной формой электродов	311
<i>М. В. Шмелева, О. А. Смирнов, В. В. Левин, В. В. Акимов</i>	
Построение кластера на накопителях типа Flash для использования в бортовых информационно-управляющих системах	329
<i>К. В. Ануфрейчик, И. В. Чулков, М. В. Бунтов, Н. П. Семена, А. А. Коновалов, А. В. Никифоров</i>	
О разработке и изготовлении приборов	340
<i>А. М. Коптев</i>	

ПРЕДИСЛОВИЕ

Проведение ежегодных семинаров по вопросам научного космического приборостроения в г. Таруса стало хорошей и полезной традицией для ИКИ РАН и СКБ КП. Появилась трибуна, на которой специалисты, работающие в различных областях космической науки и техники, могут обменяться накопленным опытом и обсудить общие проблемы, посвятить в них представителей других научных организаций и космической промышленности, ставших постоянными гостями семинара.

Тематика докладов, представленных на семинарах, всегда отличалась очень большой широтой и охватывала практически все аспекты научного космического приборостроения. В 2006 г. организаторы семинара предприняли попытку несколько сузить тематику, ограничив ее двумя наиболее актуальными на данный момент направлениями:

- координатно-временные системы с использованием космических технологий;
- приборы для космических исследований планет и Земли.

Судя по отзывам участников семинара, решение оказалось верным. Оно позволило рассмотреть эти направления с гораздо большей полнотой и детальностью, что, скорее всего, оценят читатели сборника.

Семинар выявил, или, точнее, еще раз подчеркнул общие для всех групп, занятых научным космическим приборостроением, проблемы: ограниченность в выборе отечественных электрорадиоэлементов, недостатки финансирования, отсутствие четкой организации в большинстве перспективных космических проектов. Вместе с тем, тон докладов значительно изменился по сравнению с предыдущими годами. В них появился оптимизм, который свидетельствует о том, что космическое научное приборостроение вместе со всей космической промышленностью постепенно выходит из затяжного кризиса и становится на более высокий уровень.

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

УДК 528.8 : 535.8 : 629.78

ПРОБЛЕМЫ НАУЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО
ПРИБОРОСТРОЕНИЯ И ИХ РЕШЕНИЕ В РАМКАХ ЗАДАЧ
ОПТИКО-ФИЗИЧЕСКОГО ОТДЕЛА ИКИ РАН

Г. А. Аванесов, А. А. Фори

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Разработка и изготовление приборов определения ориентации космических аппаратов (КА) и систем дистанционного зондирования небесных тел Солнечной системы в различных диапазонах электромагнитного излучения являются основными задачами отдела оптико-физических исследований ИКИ РАН.

Так, сотрудниками отдела еще в 60-е годы на орбитальной станции «Салют» был подготовлен и в 1971 г. проведен эксперимент по одновременной съемке двумя фотокамерами подстилающей поверхности и произвольного участка небесной сферы [1], который позволяет с хорошей точностью произвести координатную привязку полученных изображений поверхности Земли. В 1998 г. была закончена разработка звездного координатора БОКЗ (блок определения координат звезд) массой 4,2 кг, который позволял определять ориентацию КА по съемке произвольного участка звездного неба. В 1999 г. запущен КА «Ямал-100», в составе которого были два прибора БОКЗ, позволяющие определять ориентацию по съемке произвольного участка небесной сферы. Прибор БОКЗ производит съемку звездного неба с частотой 0,25 Гц и первичную обработку получаемых изображений, определяя координаты, интегральную яркость зарегистрированных объектов. Данные передаются по линии **MIL STD в бортовую вычислительную систему (БВС)**, в которой по разработанному в отделе программно-алгоритмическому обеспечению производится распознавание звезд в бортовом каталоге и определение ориентации. Анализ информации, получаемой с КА «Ямал-100» с 1999 г. по настоящее время, показывает, что среднеквадратическая ошибка определения ориентации оптической оси прибора во внутренней системе координат составляет 1,5 угл. с, а двух других осей — 12 угл. с.

Полученные результаты показали правильность заложенных в прибор БОКЗ конструкторских схмотехнических и логических решений.

Появление быстродействующих сигнальных процессоров позволило разработать модернизированный блок определения координат звезд (БОКЗ-М), в котором при той же массе 4,2 кг распознавание звезд и определение ориентации осуществляется в самом приборе. На выходе прибора выдается кватернион ориентации или матрица направляющих косинусов. В приборе БОКЗ-М, в отличие от прибора БОКЗ, программно-алгоритмическими методами удалось исключить низкочастотную составляющую фоновой засветки и реализовать работу прибора в условиях солнечной вспышки, когда на одну гидирующую звезду приходится 20 протонных событий [2].

Высокая точность определения ориентации прибором БОКЗ-М позволила организовать на КА «Ресурс-ДК» (запущен в 2006 г.) экспериментальный режим по прямому управлению угловым движением КА. При прямом управлении возможна потеря ориентации звездным координатором из-за попадания Солнца в конус с углом 60° (светозащитная бленда рассчитана на работу БОКЗ-М при угле между оптической осью прибора и направлением на Солнце, равном 30°) или при движении КА с угловой скоростью больше 9 град/с (максимальная угловая скорость, при которой функционирует БОКЗ-М). Поэтому в перечисленных выше нештатных ситуациях при реализации управления движением КА «Ресурс-ДК» при помощи приборов БОКЗ-М использовались датчики угловой скорости (ДУС) КА. Проведенные эксперименты подтвердили правильность выбранного направления дальнейшего совершенствования звездных координаторов введением в их состав ДУС, созданных на основе микроэлектромеханической (MEMS) технологии, что позволит создать звездный координатор, самодостаточный для прямого управления движением КА. Выбор ДУС на основе MEMS обусловлен их незначительной массой (~ 1 г), небольшими габаритами ($7 \times 7 \times 3$ мм) и малым потреблением (30 мВт). Трехосный блок определения угловых скоростей (БОУС), на основе MEMS, встроенный в звездный координатор, позволит взять на себя управление КА в нештатных для звездного координатора ситуациях и, при необходимости, увеличить частоту

обновления информации на выходе прибора до 10 Гц. В настоящее время в отделе ведется разработка БОУС на основе ДУС AXDRS401 и в 2007 г. планируется закончить ее научно-исследовательскую часть.

Для проекта «Фобос-Грунт» разрабатывается звездный координатор БОКЗ-МФ с массой 2,0 кг. Два прибора БОКЗ-МФ будут размещены на перелетном модуле и еще два прибора — на возвратном аппарате. При этом, в отличие от прибора БОКЗ-М, он будет функционировать при угловых скоростях до 1 град/с, выдавать информацию с частотой 1 Гц. Эти параметры будут достигнуты путем увеличения поля зрения до 18° (8° для приборов БОКЗ и БОКЗ-М) и частоты функционирования матрицы 1 МГц (500 кГц для приборов БОКЗ и БОКЗ-М). При этом предполагается, что разрабатываемое программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) прибора БОКЗ-МФ позволит сохранить точности, присущие прибору БОКЗ-М.

Другим направлением отдела, связанным с развитием звездных координаторов, является создание совместно с Российским институтом радионавигации и времени (РИРВ) (г. Санкт-Петербург) интегрированного прибора, который получил название «Аппаратура координатно-временного обеспечения» (АКВО). АКВО будет включать звездный координатор, БОУС, бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ), антенное устройство (АУ). Последние два устройства — разработка РИРВ — позволяют принимать сигналы со спутников космических радионавигационных систем. Кроме того, БСКВУ содержит блок формирования и хранения бортовой шкалы времени и блок формирования сетки синхрочастот. Четырехканальное БСКВУ успешно функционирует на КА «Ресурс-ДК», обеспечивая определение навигационных параметров: координат с точностью в пределах 1,5...4 м и линейной скорости — 0,007...0,0012 м/с. В АКВО предполагается использование четырехпроцессорной микросхемы фирмы **Analog Devices**, которая позволит одновременно работать с БСКВУ, БОУС, звездными координатором и БВС. Предварительный схемотехнический анализ показывает, что масса АКВО составит 2,5...3,0 кг.

Прибор АКВО позволит решить весь комплекс задач, связанных с определением навигационных параметров и ориентации искусственных спутников Земли:

- формирование сетки синхрочастот для обеспечения бортовой аппаратуры КА необходимыми синхросигналами;
- фильтрация навигационных измерений, постоянное уточнение по ее результатам параметров орбиты и расчет по ним, с привязкой к системе единого времени UTC, параметров орбитального движения центра масс КА, включающих положение и вектор орбитальной скорости КА в геоцентрической Гринвичской системе координат;
- расчет с привязкой к системе единого времени инерциальной ориентации;
- расчет текущих значений звездного времени и ориентации в геоцентрической Гринвичской системе координат КА;
- расчет в режиме реального времени с частотой не ниже 10 Гц и с привязкой к системе единого времени ориентации КА.

В отделе завершаются работы по наземной отработке статического оптического солнечного датчика (ОСД), летные испытания которого запланированы на 2007 г. ОСД создан на базе линейного приемника с зарядовой связью (ПЗС) с числом элементов 2048 и размером элемента 14×14 мкм и процессора TMS 320C50. Принцип действия ОСД основан на регистрации сигналов, возникающих на ПЗС-линейке при попадании на нее солнечного света, прошедшего через щелевые диафрагмы. Щелевая диафрагма ОСД содержит три группы щелей с тремя щелями в каждой. Такая конфигурация щелей позволила повысить надежность прибора и увеличить его поле зрения [3]. Параметры, характеризующие разработанный ОСД, приведены ниже:

Основные характеристики ОСД

Поле зрения	120×60 угл. град
Энергопотребление	3 Вт
Масса	0,6 кг
Входное напряжение	24...32 В
Точность (3σ) при угловой скорости до 0,1 град/с	≤3 угл. мин
Точность (3σ) при угловой скорости до 1 град/с	≤5 угл. мин
Область спектральной чувствительности	0,4...0,7 мкм
Температура посадочного места	-10...+45 °С

Для дистанционного зондирования Земли в отделе ведутся работы по изготовлению системы многозональной спутниковой съемки (КМСС) и комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО) для космического аппарата «Метеор-М» 1Л. КМСС предназначен для получения изображений суши и водной поверхности в шести зонах видимого и ближнего ИК-диапазонов спектра электромагнитных волн в полосе захвата 1000 км и со средним пространственным разрешением от 60 до 110 м. В состав комплекса входят две камеры МСУ-100 и одна — МСУ-50. Основные характеристики камер приведены в таблице.

Технические характеристики	Камера	
	МСУ-100	МСУ-50
Число камер	2	1
Фокусное расстояние, мм/отн. отверстие объектива	100/4,5	50/6,8
Углы установки отн. местной вертикали, град	±14	0
Шина передачи данных	XDO/ XDR	
Служебная шина	MIL STD 1553B	
Масса, кг	2×3,5	2,5
Энергопотребление, Вт	2×5	5
Срок службы на орбите, лет	Не менее 5	
Датчик изображения	3 линейных ПЗС	
Число элементов в строке	3×7926	
Захват, км	480×2	927
Проекция элемента на поверхность, м	55	115
Спектральные зоны, нм	535...575 630...680 700...900	370...450 450...510 580...690
Частота строк, Гц	156,25	
Информационный поток одной камеры, Мбит/ с	~30	
Разрядность АЦП/ изображения, бит	16/8	
Динамический диапазон линейного ПЗС	5000	

ККВО предназначен для определения ориентации и параметров орбитального движения центра масс КА, формирования и выдачи кода Гринвичского времени для последующей высокоточной привязки пространственной информации, полученной бортовой аппаратурой ДЗЗ, в том числе и КМСС. В состав комплекса входит БОКЗ-М и автономная система навигации (АСН), состоящая из трех блоков: антенного устройства, усилительного устройства разработки РИРВ и блока навигационных модулей разработки РКК «Энергия». ККВО обеспечит получение навигационных параметров и кватерниона ориентации КА, привязанных к единому времени, что позволит на Земле с ретранслированными видеоданными решить задачу географической координатной привязки получаемых изображений. Летные образцы (ЛО) БОКЗ-М для ККВО изготовлены. ЛО КМСС и АСН планируется изготовить в 2007 г.

Для уточнения орбиты Фобоса, получения изображений его поверхности, выбора места посадки на Фобосе, определения дальности до Фобоса в процессе посадки в отделе разрабатывается Телевизионная система навигации и наблюдений (ТСНН), состоящая из двух узкоугольных (фокусное расстояние $f=500$ мм) и двух широкоугольных ($f=18$ мм) камер. Эти камеры на основе матричных ПЗС с числом элементов 1024×1024 в процессе посадки будут получать стереоизображения с последующей их обработкой в БВС для определения дальности и горизонтальной составляющей линейной скорости при снижении перелетного модуля. Были промоделированы схмотехнические решения ТСНН и начата разработка ее ПАО.

Для всей бортовой аппаратуры, которая разрабатывается в отделе, создается контрольно-испытательная аппаратура (КИА), позволяющая проводить научно-исследовательские работы и различные виды испытаний. КИА создается в тесном сотрудничестве с СКБ КП ИКИ РАН.

За многие годы совместных работ сложилась следующая практика разработки КИА: СКБ КП ИКИ РАН разрабатывает и изготавливает аппаратную часть КИА (блок коммутации питания и контроля, электрический эквивалент прибора, необходимые кабели и ПАО проверки КИА), а оптико-физический отдел — имитаторы сигналов и специальное ПАО проверки приборов.

Кроме КИА, для наземной отработки аппаратуры и комплексов в отделе постоянно создается стендовое оборудование. На сегодняшний день в отделе функционируют следующие стенды:

- стенд геометрической калибровки видеокамер (определение элементов внутреннего ориентирования видеокамер и параметров взаимной ориентации внутренней и приборной систем координат);
- стенд фотометрической калибровки видеоспектрометрических камер (определение спектральных и энергетических характеристик съемочных устройств);
- астрономическая обсерватория (натурная съемка звездного неба звездными координаторами при различных угловых скоростях);
- стенд динамических испытаний звездных координаторов (моделирование работы приборов семейства БОКЗ на разных орбитах и при различных режимах ориентации КА).

Литература

1. *Ходарев Ю. К., Зиман Я. Л., Красиков В. А.* и др. //Исслед. природ. среды космич. средствами. 1975. Т. 4. С. 121–157.
2. *Аванесов Г. А., Акимов В. В., Воронков С. В.* //Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 79–83.
3. *Аванесов Г. А., Никитин А. В., Форш А. А.* //Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 70–73.

УДК 629.782 : 528.8

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ СОЗДАНИЯ
МИКРОСПУТНИКОВЫХ (~50 КГ) ПЛАТФОРМ
ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ
ИССЛЕДОВАНИЙ ЗЕМЛИ И ОКОЛОЗЕМНОГО
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

С. И. Климов, В. Г. Родин

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

В последнее десятилетие из-за сокращения финансирования всей космической индустрии, наличия конверсионных систем запуска, качественно новых достижений микроэлектроники и микромеханики, доступности элементов космических систем много внимания стало уделяться использованию малых космических аппаратов (микроспутников — МС (100...10 кг) и наноспутников — НС (10...1 кг)) для проведения научных исследований.

Разработка методики создания микроспутниковых (~50 кг) платформ для фундаментальных и прикладных исследований Земли и околоземного космического пространства является комплексной проблемой научно-технического плана, связанной как с разработкой и использованием современных космических аппаратов (КА), так и с научно-методическими проблемами проведения фундаментальных космических исследований. Все эти проблемы логически связаны иерархией подготовки и проведения на борту КА экспериментов по исследованиям Земли и околоземного космического пространства.

Анализ запусков малых КА (масса до 300 кг), проведенных в период с 1986 по 2000 г., показывает, что эта область космической деятельности интенсивно коммерциализируется. В таблице [1] показано распределение числа запущенных в мире малых КА по категориям: военные, гражданские (бюджетные), коммерческие.

Сравнение периодов 1986–1990 гг. и 1996–2000 гг. демонстрирует явно выраженную тенденцию: за счёт резкого (в четыре раза) сокращения доли запусков КА военного назначения

произошло существенное увеличение доли запусков гражданских (в 2,5 раза) и особенно коммерческих (с 1 до 38 %) КА. Распределение числа малых КА по массовым группам показывает, что почти 50 % из них составляют КА массой до 50 кг. Следует отметить, что в России осуществлено столько же запусков таких КА, что и в остальных странах мира, — около 100 за период 1985–2000 гг. Однако за период 2000–2002 гг. в России, без учета МС типа «Стрела-1» и «Стрела-1М», запущено всего три МС.

Статистика запусков (%) низкоорбитальных малых КА (масса до 300 кг)

Малые космические аппараты	1986–1990 гг.	1991–1995 гг.	1996–2000 гг.
Военные КА	82	68	21
Гражданские КА	17	27	41
Коммерческие КА	1	5	38
Всего малых КА	129	132	123

Статистика запусков в России КА научного назначения говорит сама за себя: в 2001–2005 гг. на орбите находился только «Коронас-Ф» (масса 2260 кг); с января 2005 г. по настоящее время на орбите работает только микроспутник «Университетский» (масса 31,5 кг).

В настоящее время в космической физике и астрофизике накоплен значительный наблюдательный материал, полученный на КА. Большие успехи достигнуты в теоретических исследованиях околоземного космоса, атмосферы и литосферы Земли. Существуют серьезные проработки лабораторного и компьютерного моделирования. Рассмотрение с единых позиций всего комплекса подготовки и проведения фундаментальных космических исследований приводит к необходимости объединения усилий ученых, занимающихся изучением каждого из вышперечисленных направлений.

В рамках разработки методики создания микроспутниковых (~50 кг) платформ для фундаментальных и прикладных исследований Земли и околоземного космического пространства необходимо осуществить комплексный подход к решению поставленных задач:

- разработать новые методы экспериментальных исследований Земли и околоземного космического пространства

- с использованием достижений физического приборостроения, микроэлектроники и микромеханики для реализации их на микроспутниковых платформах (МП);
- разработать методы внедрения современных конструкторско-технологических решений в процесс создания конструкций и систем МП;
- провести теоретический анализ методов управления бортовыми системами микро- и нанокосмических платформ в целях обеспечения высоких требований по их ориентации и стабилизации, предъявляемых экспериментами;
- провести лабораторное и численное моделирование процессов управления бортовыми системами микроплатформ с целью определения критических элементов моделей.

Разработка новых методов экспериментальных исследований Земли и околоземного космического пространства с использованием достижений физического приборостроения, микроэлектроники и микромеханики для реализации их на МП

Перспективные направления развития экспериментальной физики плазмы требуют все более точных и интеллектуальных научных приборов. Более того, ситуация усложняется постоянным сокращением финансирования научных исследований, даже в развитых странах. Это обуславливает необходимость разработки и создания нового поколения научных приборов с малой массой и потребляемой мощностью, высоким уровнем метрологических параметров.

Программа научных исследований на микроспутнике «Чибис» к настоящему времени сформирована в ходе проведения НИОКР «Создание бортовой платформы микроспутника „Чибис“ прикладного и научного назначения на основе современных технологий и разработок» (регистрационный номер 01.20.0303422), включенной в программу фундаментальных исследований Президиума РАН «Изменения окружающей среды и климата, природные катастрофы».

Исходя из аппаратурно-методического опыта, имеющегося у некоторых групп ИКИ РАН, определен модельный состав полезной научной нагрузки микроспутника «Чибис», включающий три комплекса:

- комплекс атмосферных исследований — КАИ;

- комплекс фотометрической аппаратуры — КФА;
- магнитно-волновой комплекс — МВК.

Следует отметить, что аппаратура каждого из этих комплексов имеет аналоги, отработанные в ходе проведения ряда космических проектов.

По МВК с использованием, прежде всего, опыта, полученного при реализации проектов «Венера-Галлей», «Фобос» и «Интербол», по техническим заданиям ИКИ РАН были проведены исследования в области разработки и создания датчиков электромагнитных параметров космической плазмы — магнитометров переменного и постоянного магнитных полей, измерителей напряженности электрического поля и плотности пространственного тока [2].

Для феррозондовых магнитометров (ФЗМ) снижение массы и потребляемой мощности было достигнуто не только путем использования новых электронных компонентов, но и разработкой новой методики измерения. Научные и технологические исследования позволили снизить внутренние помехи ФЗМ, и сейчас типичный уровень шумов разработанных ФЗМ составляет около 10 пТ на частоте 1 Гц, а рекордная величина — ниже 1 пТ.

В результате длительных исследований был создан оригинальный сверхлегкий вариант индукционных магнитометров (ИМ). Эти новые ИМ могут иметь частотный диапазон около шести декад с верхней границей ~ 1 МГц, уровень шумов — несколько фемтотесла и массу около 75 г, включая электронику. Создана облегченная модель электрического зонда для измерения напряженности электрического поля. Разработан новый прибор — волновой зонд, объединяющий в одном корпусе три датчика: щелевой зонд Ленгмюра, ИМ и измеритель электрического потенциала. Его эффективность подтверждена как теоретическими исследованиями, так и результатами модельных экспериментов в плазменной камере. Эти приборы прошли лётные испытания на борту спутника «Січ-1М» [3].

По КАИ и КФА аппаратура также имеет аналоги, отработанные в ходе проведения космических проектов [4, 5]. В них используются последние достижения физического приборостроения и микроэлектроники.

Разработка методов внедрения современных конструкторско-технологических решений в процесс создания конструкций и систем МП

Работы в этом направлении начались в ИКИ РАН в кооперации с российскими предприятиями космической промышленности практически в 1999 г. с микроспутника (МС) «Колибри-2000», который был разработан и при поддержке РКК «Энергия» выведен на орбиту в марте 2002 г. Программа исследований «Колибри-2000» включала задачи мониторинга сильных техногенных воздействий в ионосфере и исследования ионосферных возмущений при развитии магнитных бурь в земной магнитосфере [6, 7]. Все системы и научная аппаратура МС (масса в снаряженном состоянии — 20,5 кг, энергопотребление 30 Вт) без сбоев работали в течение всего времени его баллистического существования. Тем самым была показана принципиальная возможность создания космического аппарата силами Российской академии наук с привлечением к работе (в форме временного творческого коллектива) высококвалифицированных, современных специалистов российской космической индустрии [8].

Основой конструкторско-технологического решения МС «Колибри-2000» явилась доскональная проработка компоновки МС, которая базировалась на главном требовании, предъявляемом к проекту, — необходимости отделения микроспутника от транспортно-грузового корабля (ТГК) «Прогресс» после выполнения им основной задачи на МКС. Это приводило к необходимости использования специализированного пускового устройства. Задача была решена путём разработки транспортно-пускового контейнера (ТПК), предназначенного также для фиксации МС внутри ТГК во время вывода ТГК на орбиту и стыковки с МКС. Для осуществления «запуска» МС «Колибри-2000» ТПК устанавливался космонавтами на «верхней крышке» ТГК, находящегося ещё в состыкованном состоянии со служебным модулем (СМ), т.е. внутри МКС.

Вывод на орбиту, близкую к орбите Международной космической станции (МКС), микроспутника «Колибри-2000» осуществлен после отстыковки ТГК «Прогресс М1-7» и отхода его на ~ 80 км от МКС по специальной радиокоманде в автоматическом режиме.

Реализация проекта «Колибри-2000» продемонстрировала пригодность МС для проведения, в частности, мониторинга условий в ионосфере и дистанционного зондирования параметров атмосферы и поверхности Земли. Идея космического мониторинга с использованием МС получила свое развитие в проекте ИКИ РАН «Чибис» [5].

Следует отметить, что в первую очередь (к сожалению) модельный состав полезной нагрузки (ПН) определялся наличием практически разработанной аппаратуры, так как на создание аппаратуры средства не выделялись. В такой ситуации, без серьёзной проработки модельного состава ПН, определяющего конструкцию и служебные системы, «облик» МС может быть не оптимальным.

По опыту работы космических фирм, который необходимо использовать, такой этап координируется ведущими по проекту. Развитие в ИКИ РАН структуры (подразделения — творческого коллектива), занимающейся комплексом микроспутниковых проблем (от разработки технических заданий до управления в полёте), требует, в первую очередь, формирования штата высококвалифицированных специалистов, владеющих методами внедрения современных конструкторско-технологических решений в процесс создания конструкций и систем МП с использованием достижений физического приборостроения, микроэлектроники и микромеханики.

Примером современной МП, имеющей полезную нагрузку, частично схожую с аппаратурой МВК, является проект ST5 (НАСА). Проект ST5 осуществляется с целью создания и испытания группировки МС для исследования магнитосферы Земли и воздействия на неё солнечной активности [9]. Научная задача ST5 - картирование трёх компонент магнитного поля Земли, являющегося «проводником» потоков заряженных частиц.

Экспериментальный полёт ST5 (запущен 22 марта 2006 г.) имеет целью отработку МС в целом и ряда новых систем, приборов и технологий. Четыре из них считаются основными:

- микродвигатель на холодном газе;
- приёмопередатчик и антенна X-диапазона;
- покрытия с переменной излучающей способностью для терморегулирования;

- радиационностойкие логические CMOS-элементы с ультранизкой потребляющей мощностью.

Остальные:

- а) трёхкомпонентный магнитометр ($\pm 64000/1000$ нТ, квантование $2/0,2$ нТ, блок электроники 550 г, датчик на штанге 55 г);
- б) вращающийся солнечный датчик (250 г, поле зрения $\pm 89,95^\circ$, разрешение $0,125^\circ$);
- в) штанга магнитометра (замок — эффект памяти);
- г) демпфер нутации;
- д) интегральный конструктив для плат электроники;
- е) фотоэлементы с тройным переходом;
- ж) литий-ионные аккумуляторы.

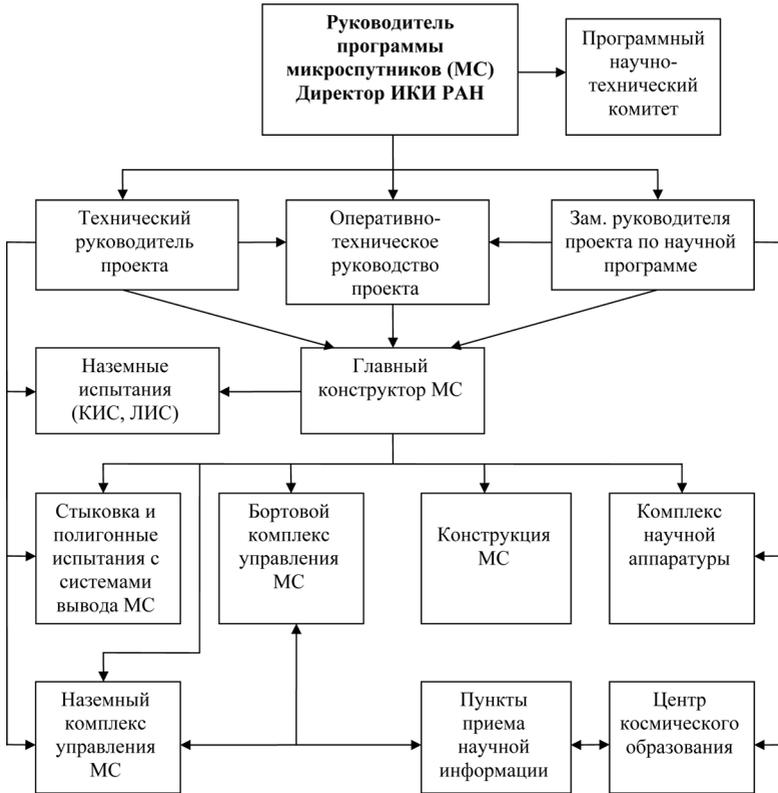
Конечно, в разработку основ создания МП, о чём говорилось выше, входят и направления:

- теоретического анализа методов управления бортовыми системами микро- и нанокосмических платформ в целях обеспечения высоких требований по их ориентации и стабилизации, предъявляемых экспериментами;
- проведения лабораторного и численного моделирования процессов управления бортовыми системами МП с целью определения критических элементов моделей.

Важным направлением для дальнейшего активного развития ИКИ РАН может и должно стать серьёзное отношение к проблеме космического образования [10] (обсуждение этих направлений не входит в задачу данного доклада). В его разработку должны (если ИКИ РАН видит это направление своей перспективной задачей) включиться специалисты различных подразделений Института. Это должно быть «политическим» решением руководства Института и первым действием в этом направлении необходимо четко представить «организационную структуру» этого направления. Пример такой структуры, работавшей над созданием микроспутника «Колибри-2000», представлен на рисунке.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проекты № 06-02-08076 и 06-02-08244).

Структура руководства и управления программой микроспутников



Литература

1. *Пышный И. А., Чепига В. Е.* Запуск малых искусственных спутников Земли с использованием самолётов-носителей. М.: «Машиностроение»/ ООО «Машиностроение — Полёт», 2005. 168 с.
2. *Дудкин Ф. Л., Климов С. И., Корепанов В. Е., Марусенков А. А., Сухинюк А. Е.* Современные тенденции развития космического научного приборостроения // Вопросы миниатюризации в современном космич. приборостроении: Сб. докл. выездного семинара/Под ред. Р. Р. Назирова, Россия, г. Таруса, 2–4 июня 2004. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 112–125.
3. *Korepanov V., Negoda O., Lizunov G., Alleyne H., Balikhin M., Blecki J., Dudkin E., Fedorov A., Juchniewicz J., Klimov S., Krassnosel'skikh V.,*

- Lefevre F.* Project VARIANT: current and field measurements on board SICH-1M satellite//Adv. Space Res. 2000. V. 25. N. 7/8. P. 1337–1342.
4. *Zelenyi L. M., Rodin V. G., Angarov V. N., Breus T. K., Dobriyan M. B., Klimov S. I., Korablev O. I., Korepanov V. E., Linkin V. M., Loupian E. A., Ivanov N. N., Lopatento L. E., Sedykh O Yu.* Micro-satellite «Chibis» — universal platform for development of methods of space monitoring of potentially dangerous and catastrophic phenomena//5th Intern. Symp. of the Intern. Acad. of Astronautics: Selected Proc. Berlin, April 4–8, 2005/Ed. by H. P. Roeser, R Sandau, A Valenzuela. Walter de Grueter, Berlin, N. Y., 2005. P. 443–451.
 5. *Ангаров В. Н., Добриян М. Б., Зеленый Л. М., Назиров П. П., Родин В. Г., Марков А. В., Климов С. И.* и др. Проект микроспутника «Чибис» в составе Международной космической станции для мониторинга катастрофических явлений//Вопросы миниатюризации в современном космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара/Под ред. П. П. Назирова, Россия, г. Таруса, 2–4 июня 2004. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 14–36.
 6. *Klimov S. I., Afanasyev Yu. V., Eismont N. A.* et al. Result of in flight operation of scientific payload on micro-satellite «Kolibri-2000»//Small Satellite for Earth Observation. 4th International Symp. of the Intern. Acad. of Astronautics (IAA), Berlin, April 7–11, 2003./Ed. H. P. Roser, R Sandau, A Valenzuela, 2003. P. 95–98.
 7. *Klimov S. I., Afanasyev Yu. V., Grachev E. A.* et al. Results of in-flight operation of scientific payload on micro-satellite «Kolibri-2000» // Planet. Space Sci. 2005. V. 53. P. 349–356.
 8. *Ангаров В. Н., Высоцкий В. В., Добриян М. Б., Климов С. И.* и др. Специфика разработки и испытаний научно-образовательного микроспутника «Колибри-2000» и основные результаты первого полёта//Современные и перспективные разработки и технологии в космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара/Под ред. П. П. Назирова, Россия, г. Таруса, 25–27 марта 2003. М.: ИКИ РАН, 2004. С. 24–36.
 9. *Лисов И.* Экспериментальная космическая система ST5: три уникальных научных аппарата на орбите//Новости космонавтики. 2006. № 5 (280). Т. 16. С. 28–31.
 10. *Klimov S. I., [Tamkovich G. M.], Angarov V. N.* et al. Aerospace education program realization by means of the micro-satellite//Acta Astronautica. 2005. V. 56, Issues 1-2, January 2005. P. 301–306.

УДК 629.785 : 523.43

РАЗРАБОТКА СИСТЕМ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ МАРСОХОДОВ С ПНЕВМАТИЧЕСКИМИ КОЛЕСАМИ

*М. И. Маленков¹, В. И. Кучеренко¹, С. А. Владыкин¹,
А. В. Манукян¹, О. Е. Козлов²*

¹ ОАО «ВНИИТрансмаш», Санкт-Петербург

² Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Введение

В июне 2004 г. стартовал и в июне 2006 г. финишировал проект INTAS-CNES № 03-53-4063 “Innovative Mars exploration rover using inflatable or unfolding wheel”. Идея выполнения проекта принадлежит отделу робототехники технического центра CNES в Тулузе. Помимо CNES от стран Евросоюза, финансирующих деятельность INTAS, в проекте участвовали CNRS-LAAS (Франция, Тулуза), одно из научно-исследовательских подразделений Парижского университета и EADS SPACE Transportation (Бремен, Германия).

В качестве исполнителей проекта от стран СНГ на конкурсной основе были выбраны два российских предприятия: ОАО «ВНИИТрансмаш» (Санкт-Петербург) и ИПМ РАН им. М. В. Келдыша (Москва), — а также НПО им. С. А. Лавочкина (Химки, Московская область), ОИПИ, Минск.

Рассмотрим отдельные фрагменты российской части проекта, в частности, новые способы передвижения и посадки марсоходов, при которых резко уменьшается роль баллонов одноразового использования. При этом функции посадочных амортизаторов в значительной или полной мере передаются пневматическим колесным шинам большого диаметра с регулируемым давлением. Физические аналоги подобных колес были ранее испытаны в составе макетов на вулканических грунтах и, при определенных характеристиках, показали высокие ходовые качества. Полностью результаты проекта изложены в отчете [1].

1. Анализ прототипов и цель проекта

Все реально работавшие на Луне и Марсе планетоходы имели полноприводной колесный движитель. «Луноход-1», «Луноход-2» и все три американских марсохода снабжены жесткими металлическими колесами диаметром от 0,51 м (луноходы) и менее (марсоходы Sojourner, Spirit и Opportunity). Диаметр эластичных металлосетчатых колес американского лунохода Lunar Roving Vehicle (LRV) составлял 0,84 м. Известно, что колеса указанных диаметров не гарантируют преодоления всех подъемов, образованных слабосвязными грунтами, например, лунным реголитом или марсианскими песками. На одном из таких лунных склонов в 1971 г. застрял LRV экспедиции Apollo-15, и астронавты были вынуждены вынести его из опасного места на руках. В 2005 г. с трудом выбрался из песчаного плена один из американских марсоходов после многодневного буксования. При этом преодолеваемые подъемы не достигали 20° , тогда как углы естественного откоса лунных и марсианских грунтов могут превышать 30° . Поэтому можно совершенно определенно говорить о том, что ученые и инженеры еще не решили проблему опорной проходимости планетоходов на слабосвязных или, как еще говорят, «мягких» грунтах. Необходимо повышать и профильную проходимость, которая характеризуется максимальной высотой камней и выступов (ступенек), преодолеваемых планетоходом. Один из возможных путей решения проблемы повышения опорной и профильной проходимости в принципе известен давно. Это увеличение диаметра колес, которое может быть дополнено увеличением пятна контакта беговой дорожки колеса с грунтом за счет ее эластичности. Подобные конструкции можно получить с помощью надувных или металлоупругих колес. Применительно к планетоходам такой путь рассматривался в США и СССР еще в 60-е годы прошлого столетия. Так, для лунной лаборатории Molab колесо фирмы Bendix имело диаметр $D = 2030$ мм.

Ручная вспомогательная тележка, применявшаяся в экспедициях Apollo до включения в их состав луноходов LRV, была снабжена двумя шинами из полиэфирного волокна. Покрышка надевалась на обод, выполненный из алюминиевого сплава. Это были первые пневмошины на Луне. Но они работали в легких

режимах, не сравнимых с режимами нагружения ведущих колес луноходов. Кроме того, их поломка не угрожала безопасности экспедиции.

В настоящее время в NASA создан полноразмерный макет системы передвижения планетохода с тремя надувными колесами диаметром 1,5 м. По оценке специалистов JPL марсоход с колесами такого диаметра способен двигаться без объезда препятствий почти по всей поверхности Марса, преодолевая по несколько километров в день. Для сравнения они отмечают, что марсоход Sojourner, высотой 0,35 м, за месяц преодолел всего 100 м.

Еще в 1989 г. во ВНИИТрансмаше был разработан проект марсохода с надувными колесами. Благодаря предложенной конфигурации колес и наличию вспомогательных механизмов развертывания, марсоход мог устанавливаться на посадочном блоке в сложенном положении, занимая минимальный объем. После развертывания на поверхности Марса он мог трансформироваться в подвижный аппарат с колеей 2200 мм, переменной базой 1400...3400 мм и колесами диаметром 1,5 м. Позднее во ВНИИТрансмаше были изготовлены ходовые макеты системы передвижения (СП) планетоходов на основе автомобильных резиновых камер диаметром 1,2 м (рис. 1а, б, в). Макеты имели колесные формулы 2×2 (макет № 1, рис. 1а), 3×2 (макет № 2, рис. 1б) с ведущими колесами, расположенными на одной оси. Макет № 3 (рис. 1в) представлял собой один из бортов СП с колесной формулой 4×4. В вертикальном положении он удерживался оператором.

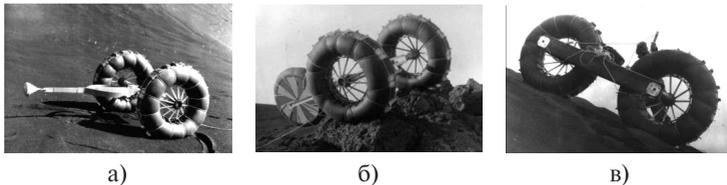


Рис. 1

Как показано в монографиях [2, 3] и других публикациях авторов, альтернативным способом повышения проходимости является применение комбинированного колесно-шагающего

двигателя. На равнинных участках трассы и небольших (до $10...15^\circ$) подъемах реализуются все основные свойства колесного двигателя — простота конструкции, экономичность, высокая надежность, малые динамические нагрузки и т.п. На опасных участках, когда из-за увеличения буксования появляется угроза зарывания колеса в грунт, включается резервный, колесо-шагающий способ движения. В этом режиме преодолеваются подъемы с углом естественного откоса вулканических и кварцевых песков даже при небольших (не более 0,5 м) диаметрах жестких колес.

С учетом собственного и американского опыта в проекте была поставлена цель обосновать и разработать современные концепции СП с надувными и разворачиваемыми колесами большого диаметра, предложить новые способы посадки марсоходов с использованием амортизационных свойств этих колес, а также сопоставить технический облик и проектные характеристики вновь разработанных и традиционных марсоходов. Для облегчения возможности такого сравнения в качестве базы были использованы характеристики посадочного модуля и марсохода европейского проекта ExoMars [4].

2. Экспериментальное определение оптимальных геометрических и пневматических параметров надувных колес

Макеты СП, приведенные на рис. 1, были испытаны на вулканическом песке в районе извержений вулкана Толбачик на Камчатке. Масса каждого макета составляла около 100 кг, колеса — 1600 мм (для макетов № 1, 2), база — 1600 мм (для макета № 3). Распределение масс макетов № 1, 2 было таковым, что на ось ведущих колес приходилось около 90 % всей массы макета. У макета № 3 на горизонтальной площадке масса распределялась поровну между передней и задней осями. Номинальная скорость движения при отсутствии буксования составляла 0,16 и 0,88 км/ч, а диаметр ведущих колес по грунтозацепам — 1280 мм. При испытаниях варьировались геометрия грунтозацепов и величина избыточного давления в шинах.

Предварительные эксперименты показали, что без грунтозацепов шина не развивает необходимого тягового усилия ни при низком, ни при ином давлении. Оказалось, что для колеса данного диаметра высота грунтозацепов должна быть ~ 40 мм,

а угол между ними равен примерно 15° . Дальнейшее увеличение высоты грунтозацепов и их количества не влияло на тяговые характеристики колеса. Были получены количественные данные о преимуществах колесной формулы 4×4 (макет № 3) перед макетами № 1 и 2 по курсовой устойчивости, устойчивости от опрокидывания и проходимости.

Основной этап испытаний, связанный с оценкой показателей опорной проходимости макета № 3, был выполнен на участках с вулканическим песком с различными углами подъема от горизонта до углов естественного откоса песка, составлявших $31 \dots 33^\circ$. При испытаниях контролировались пройденный путь L , крутящий момент M и число оборотов n кормового колеса, время движения на мерном участке t , угол подъема α , напряжение питания U , потребляемый ток I . Нормальная реакция N грунта на колесо определялась расчетным путем. Это позволяло с достаточной точностью определять коэффициенты буксования S , сцепления φ , удельной свободной тяги K_T , сопротивления качению f по следующим формулам:

$$S = 1 - L_\phi / L_T,$$

где L_ϕ — фактически пройденный путь, а $L_T = 2\pi R_n$ — теоретический путь;

$$\varphi = M / R \cdot N,$$

где R — радиус колеса;

$$K_T = \operatorname{tg} \alpha,$$

$$f = \varphi - K_T.$$

Кроме того, при испытаниях периодически контролировалось избыточное давление в шинах колес по разности высот водяного столба в коленах U -образной трубки, одно колено которой было открыто, а второе через гибкий шланг соединялось с внутренней полостью колеса.

На рис. 2 представлены зависимости коэффициентов удельной тяги (сцепления) φ и коэффициентов сопротивления движению f от коэффициента буксования S для макетов № 3 и 2 с ведомым колесом диаметром 1,0 м. Анализ результатов показывает, что у макета № 3 коэффициент сопротивления движению остается практически постоянным и довольно низким

во всем диапазоне коэффициентов буксования при избыточном давлении в шинах 350 мм водяного столба (примерно 3,4 кПа или 0,034 физ. атм.).

Заметим, что макет № 3 преодолевал камни и ров с высотой стенки до 0,7 м.

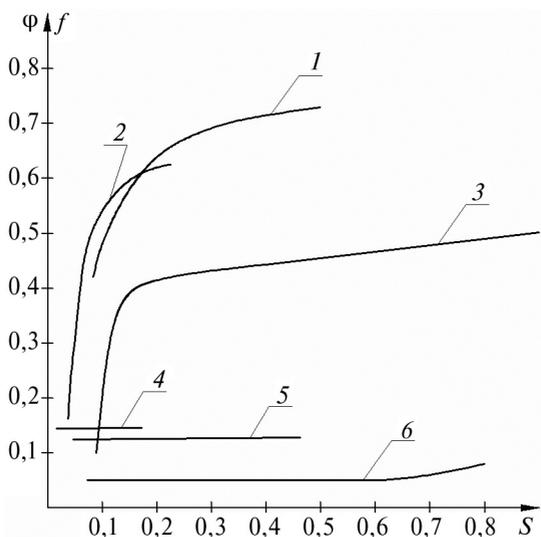


Рис. 2. Графики зависимости коэффициентов сцепления ϕ и сопротивления качению f от коэффициента буксования S :

- 1 — ϕ для макета № 3 при давлении в шине 3,4 кПа;
- 2 — ϕ для макета № 3 при давлении в шине 10,8 кПа;
- 3 — ϕ для макета № 2 при давлении в шине 3,4 кПа;
- 4 — f для макета № 3 при давлении в шине 10,8 кПа;
- 5 — f для макета № 2 при давлении в шине 3,4 кПа;
- 6 — f для макета № 3 при давлении в шине 3,4 кПа.

3. Новые концепции систем посадки и передвижения марсоходов

В процессе выполнения проекта были предложены три основные концепции СП марсохода, из которых в концепциях № 1 и 2 использованы надувные колеса, а в концепции № 3 — жесткие складные колеса, разворачиваемые только на месте эксплуатации. Очевидно, что посадочный модуль с СП концепции № 3 должен иметь в своем составе традиционную жесткую капсулу,

внутри которой размещается марсоход. Поэтому последняя концепция проигрывает традиционным решениям по массовым характеристикам. В концепциях № 1 и 2 развертывание марсохода на поверхности после посадки и установку его в рабочее положение предполагается осуществлять главным образом с помощью собственных механизмов и пневмосистемы СП. Все предложенные СП имеют колесную формулу 4×4. Рассмотрим только наиболее перспективную концепцию № 1. Общий вид СП по этой концепции приведен на рис. 3.

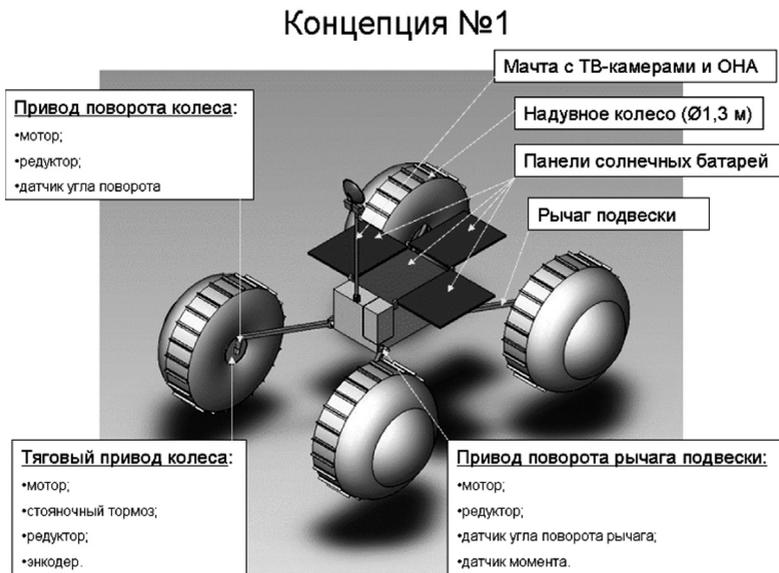


Рис. 3. Общий вид марсохода

Система передвижения имеет единую жесткую раму, на которой с помощью рычагов подвески установлены надувные колеса. Колеса снабжены индивидуальными рулевыми приводами (РП) для их разворота. Рычаги подвески снабжены приводами подвески (ПП), которые обеспечивают укладку и развертывание СП, а также контакт всех колес с грунтом при движении (при этом ПП работают в следящем режиме). Кроме того, рычаги ПП связаны с рамой через упругие шарниры, которые дают возможность увеличивать поперечный габарит СП при развертывании.

В рабочем положении эти шарниры должны быть зафиксированы. Конфигурация марсохода в транспортном положении и при посадке, после завершения этапа аэродинамического торможения (перед первым касанием поверхности), показана на рис. 4. В транспортном положении рычаги подвески скрещиваются, укладываются вдоль корпуса марсохода, поджимаются к бортам и фиксируются в этом положении. После аэродинамического торможения, перед посадкой, колеса надуваются, обеспечивая защитный пояс в горизонтальной плоскости. Снизу защиту от первого, наиболее сильного удара при посадке обеспечивает дополнительный баллон. Для защиты сверху можно применить легкий щиток из пенопласта.

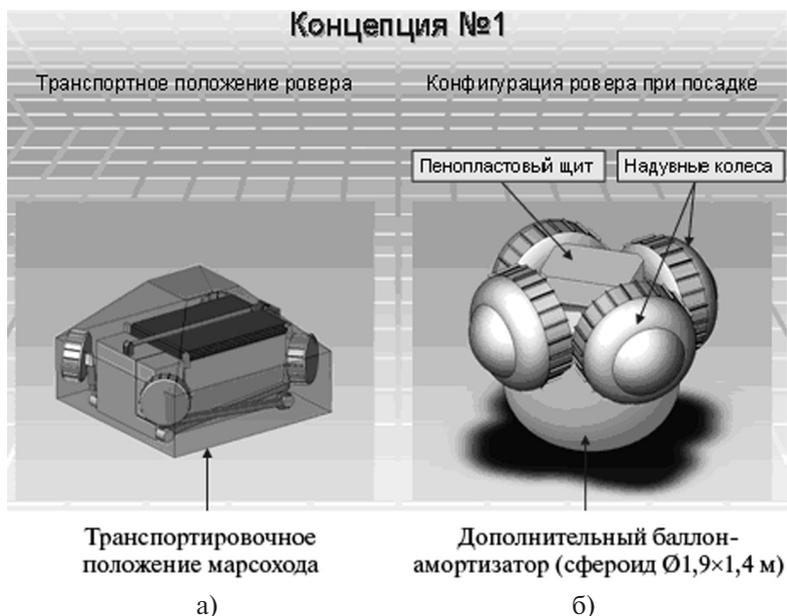


Рис. 4. Общий вид марсохода в транспортном положении (а) и при посадке (б)

После посадки сначала отделяются дополнительный баллон и щиток. При этом марсоход может оказаться в одном из двух устойчивых положений: днищем вниз или днищем вверх. В процессе разворачивания марсохода в рабочее положение из второго,

менее благоприятного положения сначала освобождают колеса, зафиксированные на корпусе марсохода. Далее включением ПП устанавливают рычаги подвески в рабочее положение.

При этом освобождаются шарниры, связывающие рычаги с ПП, и упругие элементы поворачивают рычаги в поперечном направлении, производится фиксация шарниров, а РП устанавливают колеса в исходное положение.

Маневрирование марсохода осуществляется одним из двух способов: поворот на месте, при котором при помощи РП оси колес ориентируют в направлении геометрического центра марсохода, и поворот в движении, при котором оси колес ориентируют в направлении точки, лежащей за пределами марсохода.

Приводы подвески, помимо своих основных функций, могут выполнять некоторые дополнительные: уменьшение клиренса вплоть до посадки днищем на грунт; увеличение клиренса; ориентацию панелей солнечных батарей перпендикулярно солнечному потоку при зарядке аккумулятора. При совместной работе ПП и колесных приводов возможна реализация колесно-шагающего режима движения с различными походками, определяемыми алгоритмами работы приводов.

4. Концепция системы посадки и ее компонентов

Как следует из изложенного, система посадки включает четыре надувных колеса, между которыми расположен дополнительный баллон, и пневмосистему, размещенную в их внутренних объемах. Колеса и баллон выполняются по схеме «покрышка + камеры», где покрышка играет роль силовой оболочки, а камеры обеспечивают герметичность. Покрышка выполняется из ткани типа кевлар или нитей СВМ (сверхвысокомолекулярный материал) с большой удельной прочностью на разрыв. Из ткани изготавливаются беговая дорожка (с напылением силиконовой резиной), боковины, перемычки между камерами, внешняя оболочка ресивера. Каждое колесо имеет две камеры, образующие беговые дорожки, плюс камеру ресивера и снабжено индивидуальной, частично резервированной, пневмосистемой (рис. 5). Ресивер выполняет несколько функций: амортизация при осевых (по отношению к колесам) ударах о поверхность; аккумуляция газовой смеси при движении; обеспечение осевой жесткости надувных колес; участие (наряду с камерами колес)

в рассеивании энергии при первом и последующих касаниях. Грунтозацепы крепятся к покрышке беговой дорожки с помощью заклепок с прокладками из высокопрочных лент. Камеры колеса склеиваются из тканепленочного материала LST-1974-M, а камера ресивера изготавливается из латексной резины Neopren-700. Масса дополнительного баллона с собственным газогенератором составляет примерно 10 кг, масса материала камер и покрышек каждого колеса — 6 кг.

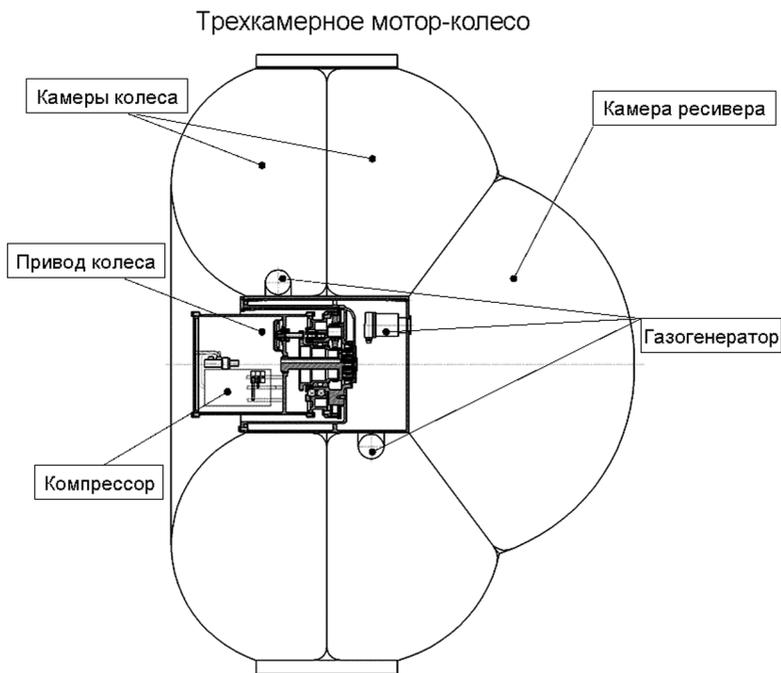


Рис. 5. Трехкамерное мотор-колесо

Пневмосистема колеса состоит из трех азотных газогенераторов, установленных в каждой из трех камер, компрессора и пневмоэлементов (электроклапаны, датчики давления, проверочная горловина, фильтры). Кроме того, в каждом колесе находятся телеметрические датчики температуры и давления, а компрессор соединяется с камерами с помощью газовых каналов и трубок через три торцевых уплотнения. Материалы колес

и компоненты пневмосистемы применялись в системах посадки российских космических аппаратов.

Дополнительный баллон имеет разрывную мембрану диаметром 150...200 мм, с разрывным давлением 70 кПа. Перед посадкой камеры каждого колеса и дополнительный баллон практически мгновенно наполняются газовой смесью до давления 30...50 кПа с помощью азотных газогенераторов. При таком давлении происходит первое касание поверхности Марса покрывкой баллона. В процессе ударного взаимодействия быстрее всего растет давление в баллоне, что приводит к расчетному разрыву мембраны баллона для снижения энергии первого отскока. Прогиб баллона достигает 0,5...0,6 м, а погашенная энергия составляет 50 % энергии спуска. Амортизация последующих касаний поверхности осуществляется уже только камерами надувных колес. Моделирование посадки показало, что перегрузка при первом касании не превышает 70g.

После успокоения аппарата и завершения процесса посадки давление в камерах колес снижается до заданной величины (примерно 5...8 кПа) вследствие неизбежных утечек смеси и автоматической перекачки этой смеси из камер колеса в ресиверы. Автоматически обеспечивается и выравнивание давления между камерами каждого колеса.

После снижения давления в колесах менее 5 кПа начинается подкачка забортной газовой среды с помощью компрессора. При необходимости снижения давления в колесе до 3,4 кПа (для преодоления крутых песчаных уклонов) компрессор перекачивает воздух из камер колеса в камеру ресивера, а при движении на равнинных участках восстанавливает исходное давление в камерах колес и ресиверов и так далее.

5. Сравнительные проектные характеристики СП

Проектные проработки позволили сделать следующую оценку масс компонентов СП (масса одного элемента/суммарная масса): колесный привод с опорами ступицы и уплотнениями — 13,5/54 кг; привод подвески — 3/12 кг; аппаратура пневмосистемы — 4,5/18 кг; трехкамерное колесо со ступицей — 10/40 кг; рулевой привод — 4/16 кг; рама с рычагами подвески — 48...50 кг. Полная масса СП составляет 190 кг, следовательно, масса марсохода при полезной нагрузке 140 кг

составит 330 кг, а масса посадочного модуля, с учетом массы дополнительного баллона, оказывается примерно равной массе посадочного модуля проекта EхоMars с традиционной системой посадки. Эти и другие важнейшие характеристики СП приведены в таблице для номинальной скорости движения обоих марсоходов в колесном режиме 0,028 м/с.

Характеристики системы передвижения

Параметры		Концепция № 1	EхоMars Концепция E
Масса, кг	посадочный модуль	340	340
	система посадки	10	140
	марсоход (ровер)	330	200
	система передвижения	190	60
	полезная нагрузка	140	140
Объем в транспортном положении, м		1,45×1,2×0,6	1,2×1,2×0,4
Колесная формула		4×4×4×4	6×6×4×6
Диаметр колеса по грунтозацепам, м		1,36	0,35
Колесная база, м		1,4...2,57	1,16...1,4
Колея, м		1,7	0,9
Клиренс, м		0...1,45	0...0,37
Тип подвески колес		Адаптивная	Балансирная
Мощность, необходимая для движения, Вт	на горизонтальной поверхности	2	4
	на подъем (α) (в колесном режиме)	12 ($\alpha = 20^\circ$), 20 ($\alpha = 30^\circ$)	14 ($\alpha = 20^\circ$)
Преодолеваемые препятствия	эскарп, м	0,55	0,3
	контрэскарп, м	0,55	0,3
	ров (ширина), м	0,8	0,2

Заключение

Показана конкурентоспособность новых концепций трансформируемых СП с надувными колесами. Четырехколесный марсоход с диаметром надувных колес 1,3 м укладывается в объем, ограниченный габаритами 1,45×1,2×0,6 м. В развернутом

положении марсоход имеет базу 2,5 м, колею 1,7 м, максимальный клиренс 1,45 м. Даже в колесном режиме такой марсоход способен преодолевать ступеньки высотой 0,55 м и подъемы с углом естественного откоса сыпучих грунтов (30...33°). Возможна и реализация резервного колесно-шагающего способа движения. Предложена концепция трехкамерных колес, приведены результаты изысканий отечественных материалов и технологии изготовления надувных колес, а также компонентов пневмосистемы, которые удовлетворяют условиям эксплуатации на Марсе. Новые концепции нуждаются в экспериментальной проверке на макетах СП и надувных колес.

Литература

1. Отчет по проекту INTAS-CNES №03-53-4063 «Innovative Mars exploration rover using inflatable or unfolding wheel», Dr. Michel Maurette, CNES, Toulouse, France, 2006.
2. Планетоходы. 2-е изд., перераб. и доп./Кемурджиан А. Л., Громов В. В., Кажукало И. Ф., Маленков М. И., Мишкинюк В. К., Петрига В. Н., Розенцвейг И. И. М.: Машиностроение, 1993.
3. Передвижение по грунтам Луны и планет/Громов В. В., Забавников Н. А., Кемурджиан А. Л., Кажукало И. Ф., Маленков М. И., Наумов В. Н., Назаренко В. П., Рождественский Ю. В. М.: Машиностроение, 1986.
4. ExoMars09 ESA CDF Study Report, Ref. CDF-14 (A), Aug. 2002.

УДК 629.7.071

НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ В ИКИ РАН

В.Н. Худобин

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Для проведения испытаний научных приборов, предназначенных для установки на борт космического аппарата, исследования их работоспособности в составе бортового комплекса и в условиях космического пространства ИКИ располагает контрольно-испытательной станцией (КИС), основанной в 1976 г.

На проведение испытаний у КИС имеется аттестат аккредитации испытательного центра.

На базе КИС возможно проведение основных видов испытаний.

Термовакуумные испытания — проверка научной аппаратуры (НА) в условиях, приближенных к космическому пространству по воздействию вакуума, «холодного и черного космоса» и солнечного излучения, используются одна большая (ТВУ-100) и две малые термовакуумные камеры (ТВУ-2.5) (рис. 1–3). Одна из малых термовакуумных камер объединена в комплекс с имитатором солнечного излучения ИСИ-0.8.

Электромагнитные испытания — проверка научной аппаратуры на электромагнитную совместимость, проводится на специальном стенде, с помощью которого можно измерять электрические и магнитные поля, а также величины излучаемых токов помех в цепях питания (рис. 4, 5).

Климатические испытания — для проведения климатических испытаний используются три камеры, позволяющие имитировать климатические условия различных районов Земли. Камеры отличаются объемами полезного пространства и рабочими параметрами (объем полезного пространства камер от 0,63 до 3м³) (рис. 6, 7).

Механические испытания включают испытания на вибропрочность, на удар, на линейные перегрузки (рис. 8, 9).

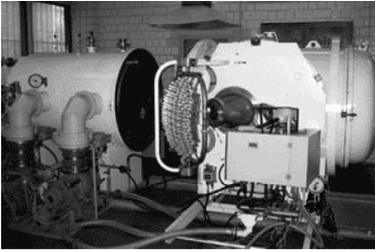


Рис. 1. ТВУ-2.5 с солнечным имитатором



Рис. 2. ТВУ-2.5

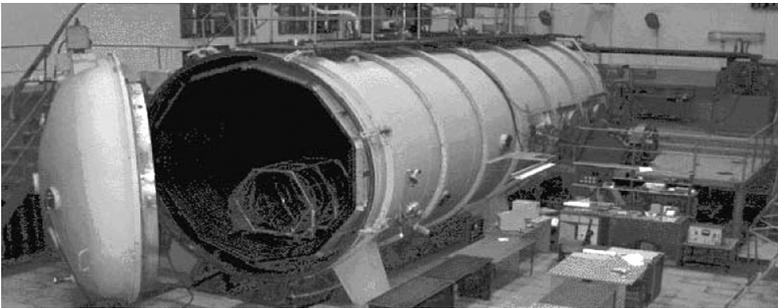


Рис. 3. ТВУ-100

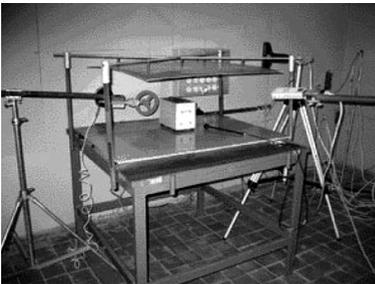


Рис. 4. Комплекс электромагнитной совместимости



Рис. 5. Высокочастотная антенна ЭМС



Рис. 6. Климатическая камера
КРК 2636

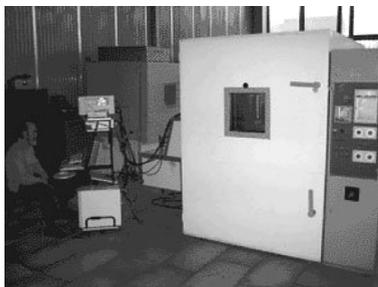


Рис. 7. Климатическая камера
КТК 3000



Рис. 8. Вибростенд ВЭДС-1500

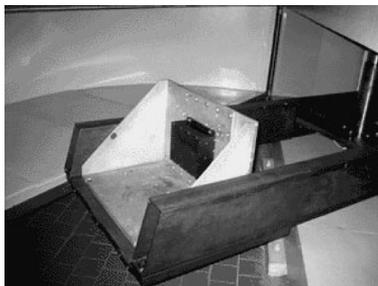


Рис. 9. Центрифуга Ц-100\200

Представленная аппаратура использовалась для проведения испытаний НА по проектам «Интербол», «Марс-96», МКС, «Фобос», прибора ХЕНД и отработки звездных датчиков БОКЗ-М, ОСД, МСУ.

Данная аппаратура будет использоваться для отработки НА проектов «Фобос-Грунт», МКС, а также ДАН, ХЕНД, МГАС, «Фобос-ХЕНД».

Секция 1

**КОординатно-Временные
Системы с использованием
Космических Технологий**

УДК 629.78

ИНТЕГРАЦИЯ КОМАНДНЫХ ПРИБОРОВ КАК ПУТЬ ОПТИМИЗАЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, А. И. Карелов

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Система управления движением космического аппарата (КА) состоит из набора командных приборов, измеряющих параметры углового движения и координаты центра масс и передающих эту информацию в бортовую вычислительную систему (БВС). БВС определяет рассогласование требуемой траектории движения с измеренной. Рассчитываются необходимые для коррекции движения силовые воздействия, воспроизводимые с помощью имеющихся на борту исполнительных органов (маховики, реактивные двигатели).

Параметры угловой ориентации космического аппарата (КА) определяются при совместном использовании гироскопов, оптических приборов (звездных датчиков — ЗД, солнечных датчиков — СД, датчиков горизонта — ИКВ) и магнитометров. При современном уровне развития перечисленной аппаратуры на борту должно быть установлено более одного типа приборов, измеряющих параметры угловой ориентации, для обеспечения надежного управления КА. Установка на борту КА нескольких приборов, решающих одну и ту же задачу, приводит к повышению массы, габаритов, энергопотребления и в результате — стоимости космического проекта. Одним из путей развития систем управления КА является разработка прибора, способного в автономном режиме определять параметры ориентации, обеспечивающие надежное управление КА.

Из-за дрейфов гироскопы никогда не будут способны длительно работать в автономном режиме без корректирующего прибора. Солнечные датчики и датчики горизонта имеют две чувствительные оси, поэтому создание автономного измерителя трехосной ориентации на их основе нецелесообразно. У магнитометров —

низкие показатели точности вследствие флуктуаций магнитосферы и их применение ограничено. Современные звездные датчики (ЗД) имеют ряд недостатков, не допускающих их самостоятельного использования на борту КА, но с уверенностью можно сказать, что при дальнейшем развитии характеристик ЗД они станут основой для построения прибора, способного автономно решать задачу определения трехосной ориентации КА. Сравнительные характеристики современных приборов космической ориентации приведены в таблице.

**Сравнительные характеристики современных приборов
космической ориентации**

Параметры	ЗД	СД	ИКВ	Магнитометр
Точность (3σ)	3 угл. с	1 угл. мин	30 угл. мин	5°
Количество чувствительных осей	3	2	2	3
Масса, кг	2	0,7	3	2
Энергопотребление, Вт	10	5	10	5
Частота выдачи информации об ориентации, Гц	1	5	0,2	0,2
Допустимая угловая скорость, град/с	1	5	5	20

В настоящее время звездные датчики не могут быть использованы в автономном режиме на борту современных КА:

- из-за недостаточной частоты выдачи информации об ориентации;
- низкой допустимой угловой скорости;
- недостаточной помехозащищенности.

Недостаточная частота выдачи информации об ориентации может привести к снижению точности ориентирования КА, а в ряде случаев — к его раскачиванию и возникновению резонансных колебаний в деталях конструкции. Низкая допустимая угловая скорость может вызвать потерю ориентации приборов при маневре КА или после отделения КА от ракетносителя. Главными на сегодняшний день помехами ЗД являются небесные

тела, такие как Солнце, Луна, Земля, попадание которых в поле зрения прибора также приводит к потере его ориентации.

Звездный датчик представляет собой объектив, в фокусной плоскости которого располагается ПЗС-матрица. Собранные объективом фотоны от звезд попадают в элементы ПЗС-матрицы и преобразуются в электрический заряд, который передается в виде аналогового сигнала в аналого-цифровой преобразователь (АЦП). После АЦП-преобразования цифровой сигнал попадает в процессор, где определяются параметры ориентации системы координат, связанной с прибором в инерциальной системе координат, путем сравнения угловых расстояний между энергетическими центрами яркости звезд на кадре изображения звездного неба и звездиз каталога, хранящегося в памяти прибора.

Количество хранящихся в приборном каталоге звезд зависит от размера поля зрения прибора, так как для определения ориентации необходимо, чтобы в поле зрения прибора попадало не менее трех звезд. Увеличение поля зрения прибора приводит к уменьшению количества каталожных звезд и снижению наибольшего значения входящих в каталог звездных величин. Использование меньшего количества каталожных звезд при расчете параметров ориентации сокращает количество вычислений, а работа с более яркими звездами существенно понижает время экспонирования ПЗС-матрицы. Кроме того, с увеличением поля зрения расширяется рабочий диапазон угловых скоростей прибора. Использование большего поля зрения прибора требует увеличения размера и массы светозащитной бленды — оптического узла, необходимого для ослабления боковой засветки объектива от Солнца и других небесных тел, расположенных под определенным углом к оптической оси прибора. Таким образом, при одних и тех же массово-габаритных характеристиках всегда возможна замена одного параметра прибора — помехозащищенности — двумя другими — частотой выдачи ориентации и допустимой угловой скоростью.

Один из перспективных путей развития ЗД — разработка более технологичной бленды [1], позволяющей увеличить поле зрения прибора при сохранении его массы и габаритов. Однако данный путь развития напрямую связан с ростом технологий и в настоящее время трудно реализуем, поэтому дальнейшие

рассуждения о развитии параметров ЗД основаны на сегодняшних характеристиках:

- угол засветки бленды 30 угл. град.;
- максимальное значение звездной величины, регистрируемой прибором, $m_v = 7$;
- размер пиксела ПЗС-матрицы $a = 16$ мкм;
- диаметр входного отверстия объектива $D = 15$ мм;
- фокус объектива $f = 60$ мм.

Частота определения ориентации ЗД и допустимая угловая скорость КА, при которой ЗД не теряет своей работоспособности, напрямую связана с точностью определения им ориентации системы координат прибора (ПСК) в инерциальной системе координат (ИСК). Точность определения ориентации ПСК в ИСК, в свою очередь, во многом связана с точностью определения направления на отдельную звезду. Используемый в ЗД алгоритм позволяет определять направление на звезды, изобразившиеся в поле зрения прибора с субэлементной точностью, т.е. с ошибками, существенно меньшими углового размера пиксела. Для реализации подобного алгоритма необходимо обеспечить покрытие оптическим изображением звезды достаточного количества пикселов. Чтобы придать оптическому изображению звезды нужные размеры, применяют дефокусировку объектива. При небольшой дефокусировке распределение энергии в изображении звезды достаточно хорошо описывается законом кругового нормального распределения вероятностей. Существует множество методов определения энергетических центров функций, описанных дискретной структурой, которые не рассматриваются в данной работе. Единственным общим для всех этих алгоритмов является наличие методических ошибок при определении координат центра изображения звезды [2], величина которых не превышает 1 угл. с. Влияние методической ошибки возможно компенсировать программно-алгоритмическим путем и довести ее величину до $0,15$ угл. с.

Необходимо отметить, что, помимо методических ошибок, на точность работы ЗД влияет множество факторов, таких как неточность изготовления объектива, тепловое воздействие на электронику и элементы конструкции, попадание в пиксели ПЗС-матрицы заряженных частиц радиационных поясов Земли,

а также солнечных и галактических лучей, неточность определения ориентации приборной системы координат относительно системы координат посадочного места прибора и т.д. Однако все перечисленные факторы либо не связаны, либо слабо связаны с такими характеристиками прибора, как частота определения ориентации и допустимая угловая скорость. Наиболее существенно на частоту определения ориентации ЗД и диапазон его рабочих угловых скоростей влияют собственный шум прибора и квантовые свойства света, величина ошибки от которых падает с увеличением времени экспозиции.

Точность определения направления на звезду [3, 4] 7-й величины, выраженная в угловых секундах, оценивается по следующему соотношению:

$$\sigma_{err''} = \frac{Ua}{c/w \cdot f} p'', \quad (1)$$

где $\sigma_{err''}$ — среднеквадратическая ошибка определения направления на звезду; U — дисперсия сигнала, выраженная в пикселях, учитывающая размазывания сигнала по ПЗС-структуре за счет дефокусировки и вследствие движения КА; при угловой скорости КА, равной нулю, значение $U = 0,75$ (получено опытным путем); c/w — отношение сигнала к шуму; $p'' = 206264''$ — количество угловых секунд в одном радиане; a — размер пикселя ПЗС-матрицы.

При отсутствии фоновой подсветки отношение сигнала к шуму записывается в следующем виде:

$$c/w = \frac{Q}{\sqrt{Q + \sigma^2 n_x n_y}}, \quad (2)$$

где Q — выраженный в электронах сигнал от звезды; σ — дисперсия темнового сигнала, отнесенная к одному пикселю; n_x, n_y — размеры изображения звезды в направлениях x и y , выраженные в пикселях ПЗС-матрицы;

$$Q = \frac{\pi}{4} D^2 t V \int_0^\infty N(\lambda) \tau(\lambda) \eta(\lambda) d\lambda, \quad (3)$$

$$V = 1 - e^{-0,125 \left(\frac{n}{U}\right)^2}, \quad (4)$$

здесь t — время экспонирования; V — доля энергии от звезды в круге с диаметром n ; λ — длина световой волны; $N(\lambda)$ — спектральная плотность фотонной освещенности от звезды на объективе; $\tau(\lambda)$ — спектральное пропускание объектива и светофильтра; $\eta(\lambda)$ — спектральная квантовая эффективность ПЗС-матрицы.

На рис. 1 показана диаграмма относительного количества звезд различных спектральных классов. Видно, что преобладают звезды класса К и А, у которых спектральная плотность фотонной освещенности для 7-й величины представлена на рис. 2. На рис. 3 и 4 приведены характерные кривые пропускания системы объектив — светофильтр и квантовой эффективности ПЗС-матрицы.

При дефокусировке звезды 7-й величины на три ($n = n_x = n_y = 3$) элемента ПЗС-матрицы и $U = 0,75$ в соответствии с формулой (4) при определении центра изображения звезды будет использовано 0,865 от всей пришедшей от нее энергии.

Используя выражение (3) и графики, приведенные на рис. 2–4, получаем, что за секунду времени в результате воздействия фотонов от звезды 7-й величины класса К0, собранных объективом в круге диаметром 3 пиксела, на ПЗС-матрице образуется $Q = 5000$ электронов.

На рис. 5 представлены результаты расчета случайной ошибки определения направления на отдельную звезду, вызванной влиянием собственного шума прибора и фотонного шума светового излучения, в зависимости от времени экспонирования.

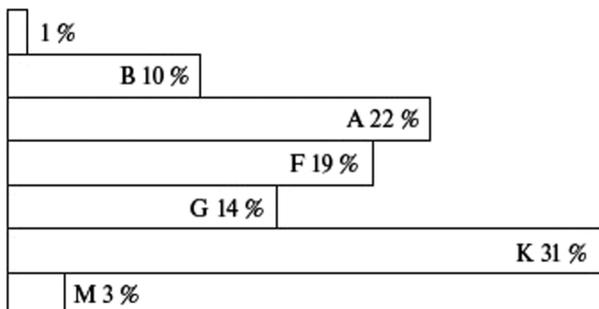


Рис. 1. Диаграмма относительного количества звезд разных спектральных классов

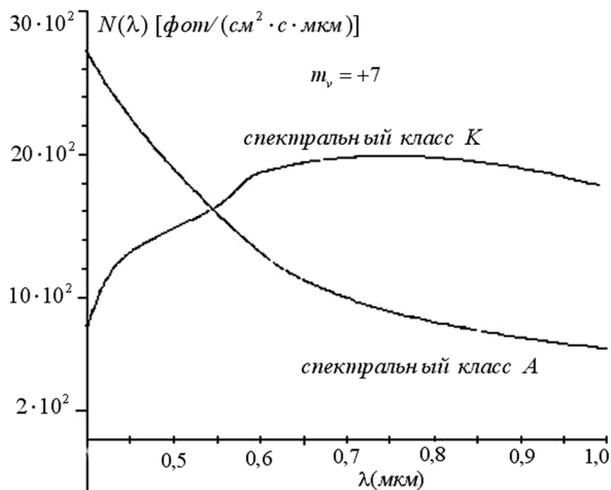


Рис. 2. Спектральная плотность фотонной освещенности от звезд

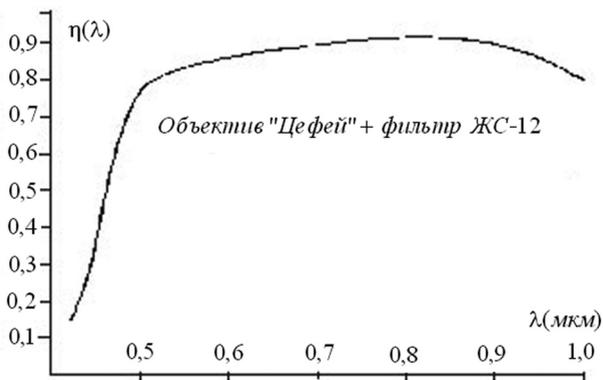


Рис. 3. Спектральное пропускание системы объектив – светофильтр

На графике приведены зависимости среднеквадратических ошибок от времени выдержки для двух приборов, обладающих собственным шумом $\sigma = 70$ электронов, что соответствует современным приборам, и 10 электронов. Тонкой линией на графике показана величина ошибки, вызванной влиянием только

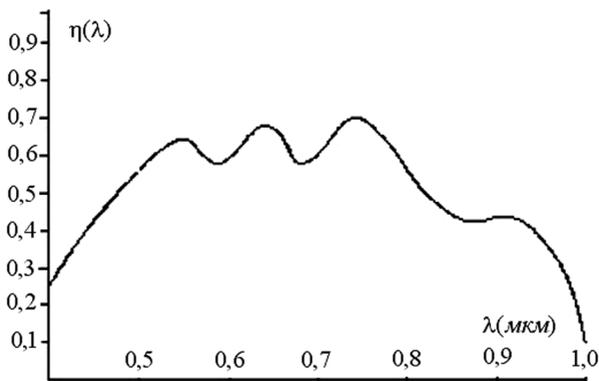


Рис. 4. Спектральная квантовая эффективность ПЗС-матрицы

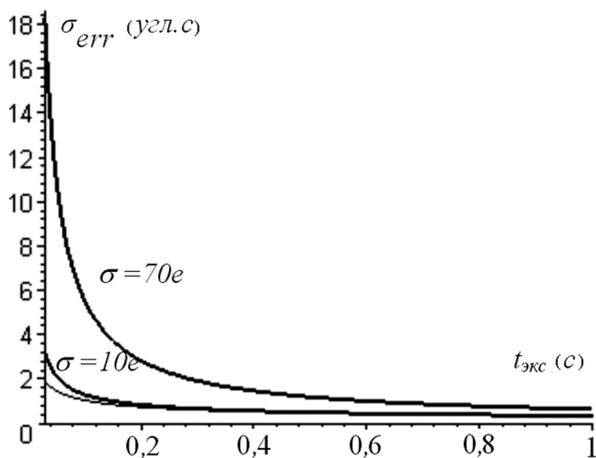


Рис. 5. Среднеквадратическая ошибка определения направления на звезду, вызванная собственными шумами прибора и фотонным шумом светового излучения

фотонного шума. Из графика видно, что для прибора, обладающего собственным шумом в 10 электронов, величина случайной ошибки составляет 1 угл. с при времени накопления сигнала 0,15 с, тогда как ошибка в приборе с шумом в 70 электронов достигает значения 4 угл. с при том же времени экспонирования.

Период определения ориентации складывается из времени экспонирования, считывания информации с ПЗС-матрицы и обработки информации. В настоящее время в 3Д используются ПЗС-матрицы, которые производят экспонирование и считывание последовательно. Использование ПЗС-матриц, способных производить считывание информации одновременно с экспонированием, позволит сделать процесс параллельным и увеличить частоту определения ориентации до 10 Гц.

При возникновении угловых подвижек КА изображение звезды на ПЗС-матрице увеличится вдоль направления движения на величину

$$M = \frac{\omega ft}{a}, \quad (5)$$

где M — выраженная в пикселях величина смаза изображения; ω — скорость вращения КА (считается постоянной за время экспонирования); t — время выдержки (экспонирования).

Распределение энергии в смазанном изображении звезды будет представлять собой свертку статического изображения с прямоугольной функцией, описывающей смаз изображения при движении КА. Дисперсия подобного распределения вероятностей определяется следующей формулой:

$$U^2 = K^2 + \frac{M^2}{12}, \quad (6)$$

где K — дисперсия сигнала, выраженная в пикселях, учитывающая размазывания сигнала по ПЗС-структуре за счет дефокусировки.

При увеличении параметра M , с одной стороны, возрастает полезный сигнал от звезды (за счет пропорционального увеличения выдержки), с другой стороны, растет приборный шум (за счет включения в работу большего количества пикселей). При значительных угловых скоростях оптимальному балансу между указанными факторами соответствует величина $M = 4$, при которой получается минимальное значение среднеквадратической ошибки определения направления на звезду.

С использованием формул (1)–(6) и зависимостей, изображенных на рис. 1–4, получено и показано на рис. 6 значение среднеквадратической ошибки определения направления на звезду при различных угловых скоростях движения КА и времени

накопления сигнала $t = 0,15$ с. Как и на рис. 5, на рис. 6 графики построены для двух приборов, обладающих собственным шумом в 70 и 10 электронов. Тонкой линией на графике изображена величина ошибки, вызванной влиянием только фотонного шума.

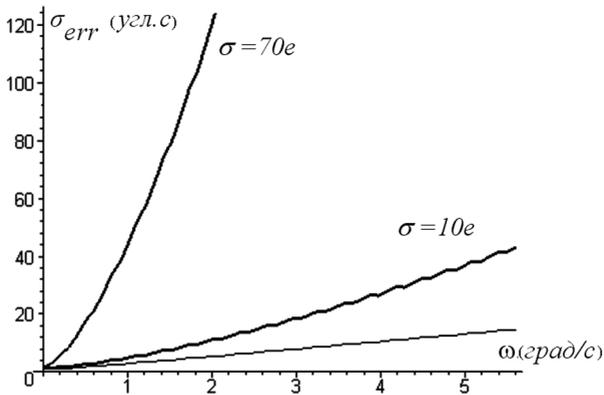


Рис. 6. Среднеквадратическая ошибка определения направления на звезду в зависимости от угловой скорости вращения КА

Из предыдущих рассуждений видно, что два недостатка ЗД, не допускающие в настоящее время их использования на борту КА без дополнительной поддержки, могут быть устранены путем использования более передовых технологий:

- разработки новой бленды;
- изготовления менее шумящего узла ПЗС – усилитель – АЦП (возможно, на одном кристалле)
- применения более скоростных ПЗС-матриц.

Перечисленные пути развития ЗД наверняка будут реализованы в будущем, но на данном этапе представляются долгосрочными. Кроме того, как показано на рис. 6, значение среднеквадратической ошибки определения направления на звезду при угловых скоростях вращения КА более 5 град/с и частоте работы прибора около 10 Гц не может быть ниже 20 угл. с. Остается также нерешенной проблема засветки поля зрения прибора Солнцем, Землей и Луной.

Чрезвычайно перспективным направлением развития ЗД является их интеграция с датчиками угловых скоростей низкой

и средней точности. На практике нештатные ситуации, приводящие к потере ориентации ЗД в результате возникновения высоких угловых скоростей КА или попадания в поле зрения прибора крупного небесного тела, редки, а их длительность не превышает 15 мин.

Интегрирование в ЗД низкоточных датчиков угловых скоростей (ДУС), построенных на основе микроэлектромеханической технологии (МЭМС), позволяет, практически не повышая массы, габаритов и энергопотребления ЗД, значительно повысить их автономность. После отстыковки КА от ракетносителя по показаниям ДУС можно погасить угловые скорости КА до величин, допустимых для включения ЗД. При штатной работе ЗД производится непрерывная астрокоррекция дрейфов ДУС, которая обеспечивает максимально точную их выставку на текущий момент времени. При потере ориентации ЗД на период не более 15 мин ДУС предоставят априорную информацию об ориентации, необходимую для быстрого восстановления работоспособности ЗД. Результатом интеграции ЗД и низкоточных ДУС является автономный прибор, не требующий информации от других измерителей угловой ориентации.

Интеграция ЗД с ДУС средней точности позволит уже на сегодняшний день решить задачи повышения частоты выдачи информации и точности определения ориентации в инерциальной системе координат при высоких угловых скоростях КА. Таким образом, подобная комбинация аппаратных средств представляет собой прибор, способный определять параметры ориентирования, обеспечивающие надежное управление КА без дополнительных приборов, измеряющих угловую ориентацию.

Интеграция пары ЗД — ДУС с системой спутниковой навигации (ССН) позволит решать задачу орбитальной ориентации и расчета положения небесных тел на небесной сфере, а значит, предсказывать появление помехи в данной оптической головке, опять же повышая помехозащищенность системы. Такое объединение позволяет осуществлять управление исполнительными органами непосредственно из блока ЗД — ДУС — ССН, а БВС будет выполнять контролирующие-командные функции.

Интеграционный путь развития командных приборов КА позволяет существенно снизить общую массу, габариты и энергопотребление аппаратуры. Понижается общее число интерфейсных

элементов и элементов питания. Предоставляются новые возможности для оптимизации электронных схем и загруженности элементов. Повышается информативность приборов, а значит, их надежность и автономность. Расположение элементов в одном геометрическом пространстве существенно уменьшает массу их радиационной защиты.

Литература

1. *Якушенков Ю. Г., Луканцев В. Н., Колосов М. П.* Методы борьбы с помехами в оптико-электронных приборах. М.: Радио и связь, 1981.
2. *Ален К. У.* Астрофизические величины. М.: Мир, 1977.
3. *Фори А. А., Чесноков Ю. М.* Оптимизация и выбор параметров ТВ-камер звездных координаторов: Препринт. Пр-2078. М.: ИКИ РАН, 2003. 14 с.
4. *Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Красиков В. А.* и др. Математическое обеспечение определения ориентации КА по изображениям звездного неба //Оптико-электронные приборы в космических экспериментах: Сб. М.: Наука, 1983.

УДК 535.8

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИАЦИИ НА ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЯ И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ

Г. А. Аванесов, В. В. Акимов, С. В. Воронков

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Разработка и создание приборов астроориентации — звездных и солнечных датчиков — является одним из базовых направлений деятельности Оптико-физического отдела Института космических исследований Российской академии наук (ОФО ИКИ РАН).

Производителям приборов космического назначения необходимо знать, как будут изменяться параметры тех или иных электронных элементов и микросхем при воздействии на них радиации космического пространства. Поэтому в отделе в течение последних лет активно реализуется программа радиационных исследований, основные результаты которой представлены в настоящей работе.

1. Исследование влияния протонов на звездные датчики БОКЗ и БОКЗ-М

Начало программе радиационных исследований Оптико-физического отдела ИКИ РАН было положено в 2000 году, после того как от звездных датчиков БОКЗ, функционирующих в составе космического аппарата (КА) «Ямал-100», в периоды после мощных солнечных вспышек стали поступать изображения, содержащие большое количество помеховых объектов (рис. 1).

Одна из особенностей приборов БОКЗ, установленных на КА «Ямал-100», — ограниченный объем видеобуфера. Из-за наличия большого количества помеховых объектов на изображениях переполнение видеобуфера наступало до регистрации полного кадра (см. рис. 1).



Рис. 1. Изображение, полученное с прибора БОКЗ после солнечной вспышки

Изображения, аналогичные зарегистрированным приборами БОКЗ, были также получены аппаратурой с ПЗС-матрицами, установленной на других КА. Снимок, зарегистрированный после солнечной вспышки установленным на КА SOHO коронографом LASCO, представлен на рис. 2.

Из рисунков видно, что в течение двух часов после регистрации солнечной вспышки значительно возросло число помеховых объектов на получаемых с приборов изображениях. В то же время, как видно на рис. 3, детекторы протонов, установленные на спутниках GOES, показали возрастание потоков протонов различных энергий на геостационарных орбитах.

Возвращаясь к изображениям, полученным от приборов БОКЗ (см. рис. 1), видим, что на них присутствовали как точечные, так и трековые объекты, причем длина трековых объектов составляла в некоторых случаях более 100 элементов ПЗС-матрицы. В таких условиях работа программно-алгоритмического обеспечения приборов БОКЗ была нарушена, и параметры ориентации не определялись.

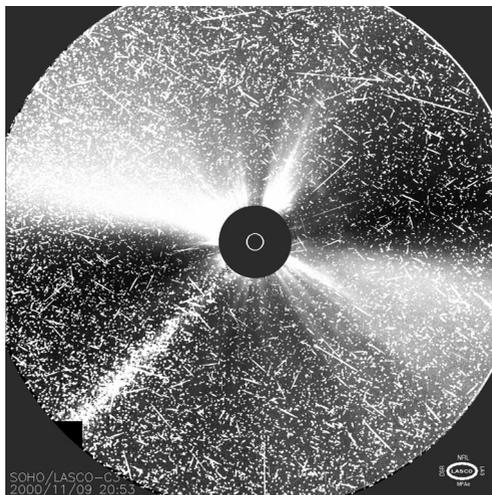


Рис. 2. Снимок, зарегистрированный после солнечной вспышки установленным на КА SOHO коронографом LASCO

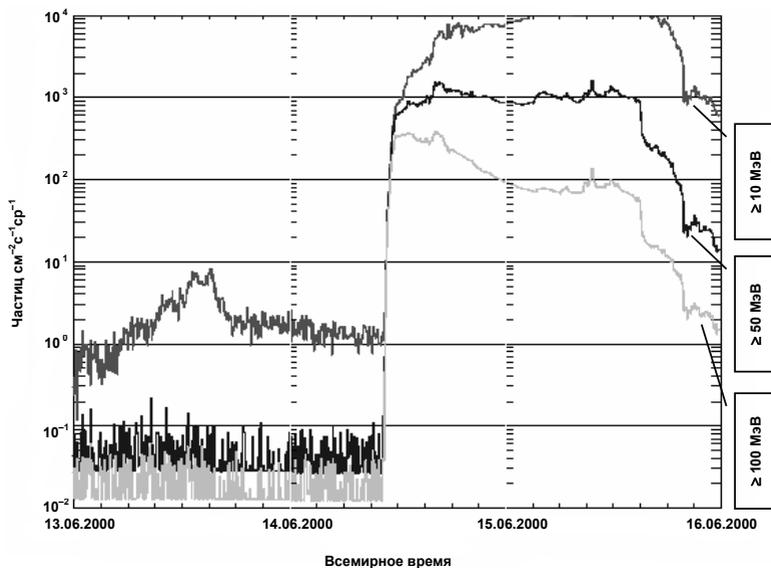


Рис. 3. Данные детекторов протонов, установленных на КА GOES

Проведенный на Земле анализ изображений позволил предположить, что причиной возникновения точечных и трековых помеховых объектов являлись протоны солнечных вспышек, пронизывающих ПЗС-матрицу под разными углами к ее поверхности. При этом доля трековых объектов на изображениях оказалась больше, чем можно было ожидать, исходя из теоретических предположений. Для разрешения всех спорных и сомнительных вопросов в ноябре 2001 года был проведен эксперимент по облучению ПЗС-матрицы «Лев-2» в составе прибора БОКЗ-М на ускорителе протонов в Институте теоретической и экспериментальной физики (ИТЭФ). В процессе эксперимента ставилась задача моделирования условий возникновения помеховых объектов, главным образом имеющих форму вытянутых треков, на изображениях ПЗС. В результате варьирования энергий протонов, а также углов их падения на ПЗС-матрицу были получены изображения, содержащие большое количество длинных треков, подобных тем, что были зарегистрированы приборами БОКЗ после солнечных вспышек. Пример изображения, полученного при испытаниях в ИТЭФ, представлен на рис. 4.

Таким образом, результаты проведенного эксперимента позволяли утверждать, что в периоды после солнечных вспышек помеховые объекты на ПЗС образуются под воздействием потоков протонов. При этом точечные объекты образуются за счет прохождения протонов через ПЗС под углами, близкими к нормали к ее поверхности, а трековые объекты — протонами, проходящими через чувствительный слой под малыми (скользящими) углами к поверхности ПЗС. Кроме того, анализ изображений, полученных при различных углах падения протонов на ПЗС при эксперименте на ускорителе, позволил уточнить данные о толщине слоя ПЗС-матрицы «Лев-2», с которого происходит сбор заряда протонами. На основе экспериментальных данных была проведена модернизация звездного датчика, заключающаяся в перераспределении материала конструкции прибора вокруг ПЗС и направленная на повышение защиты ПЗС от воздействия заряженных частиц космического пространства.

Первый опыт работы звездных датчиков БОКЗ в условиях воздействия повышенных потоков протонов показал необходимость разработки помехозащищенного алгоритма работы

прибора, позволяющего идентифицировать звезды на изображении даже при наличии на нем большого числа помеховых звездоподобных объектов. В настоящее время такой алгоритм разработан и используется во всех новых модификациях звездных датчиков семейства БОКЗ-М.



Рис. 4. Изображение, полученное при испытаниях прибора БОКЗ-М на ускорителе протонов в ИТЭФ

К числу экспериментальных работ на ускорителе протонов в ИТЭФ относятся испытания, целью которых являлась оценка вероятности возникновения одиночных сбоев в электронике БОКЗ-М под воздействием протонов. На рис. 5 показана установка 1, из которой выводятся протоны, и прибор БОКЗ-М 2 с установленным на нем имитатором звезд 3. Перед прибором расположен детектор флюенса 4, обеспечивающий измерение падающего на прибор флюенса протонов.

В процессе эксперимента прибор БОКЗ-М подвергся воздействию протонов с энергиями 100 и 150 МэВ. С помощью имитатора звезд в поле зрения прибора проецировалось изображение

участка небесной сферы, сам прибор БОКЗ-М находился в штатном режиме работы, обновляя каждые три секунды информацию об ориентации. Вывод протонов из ускорителя осуществлялся в импульсном режиме, значение интенсивности потока протонов, падающих на прибор, изменялось в процессе эксперимента от 250 до 3575 частиц/см²-имп. (табл. 1).

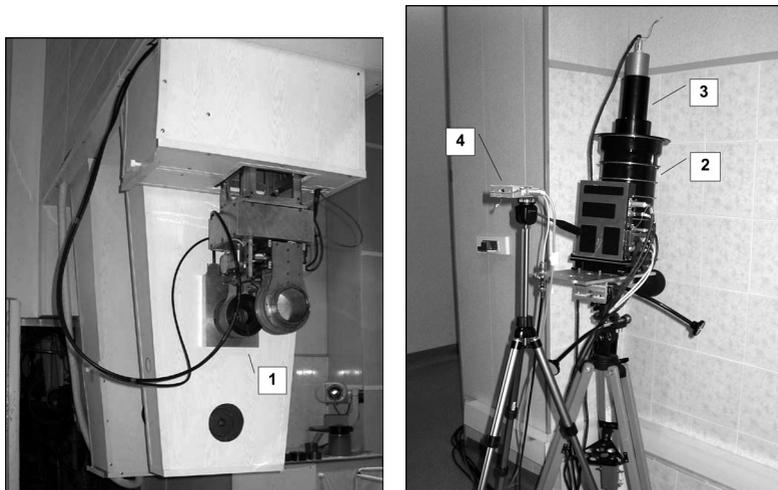


Рис. 5. Испытания прибора БОКЗ-М на ускорителе протонов

Таблица 1

Длительность облучения, мин	Средняя интенсивность потока, частиц/см ² -имп./ энергия, МэВ	Количество импульсов	Общее число протонов	Число сбоев
180	246/100	4109	1009000	0
123	2100/155	2745	5850000	0
43	2260/155	860	1943000	0
24	3010/155	478	1439000	0
13	3575/155	259	926000	0
Итого:				
383		8451	11167000	0

Как следует из табл. 1, при суммарном флюенсе протонов $\sim 1,1 \cdot 10^7$ частиц/см² электроника прибора БОКЗ-М функционировала без сбоев. На основе экспериментальных результатов были получены оценки верхнего предела вероятности одиночного сбоя прибора БОКЗ-М при его функционировании в периоды после солнечных вспышек при максимальных потоках солнечных протонов ($\sim 6 \cdot 10^{-5}$ кадр⁻¹), а также верхнего предела вероятности одиночного сбоя прибора БОКЗ-М при его функционировании в условиях воздействия потока протонов внутреннего радиационного пояса ($\sim 6 \cdot 10^{-4}$ кадр⁻¹).

2. Исследование влияния ионизирующего излучения на электрорадиоизделия, входящие в состав приборов БОКЗ-М и оптического солнечного датчика (ОСД)

Звездные и солнечные датчики, предназначенные для установки вне гермоотсека несущего их аппарата, в течение всего срока активного существования (САС) подвержены воздействию ионизирующего излучения космического пространства. Важным направлением радиационных исследований, проводимых в ОФО ИКИ РАН, является изучение характера изменения функциональных параметров ПЗС-структур при накоплении в них поглощенных доз.

Эксперимент по исследованию стойкости ПЗС-матрицы «Лев-2», входящей в состав приборов БОКЗ и БОКЗ-М, к воздействию гамма-излучения проводился в течение двух лет. Испытания осуществлялись на гамма-терапевтическом аппарате РОКУС-АМ на базе источника ⁶⁰Со. В качестве контролируемых параметров рассматривался средний уровень темнового сигнала ПЗС. На рис. 6 представлена зависимость изменения контролируемого параметра от времени на всем интервале измерений.

Облучение ПЗС-матрицы «Лев-2», находящейся в составе прибора БОКЗ-М, проводилось поэтапно. На рис.6 указаны моменты облучений ПЗС-матрицы при темпе вноса дозы 1 рад/с. На интервалах времени между облучениями ПЗС-матрица находилась в составе прибора БОКЗ-М при комнатной температуре. При этом регулярно проводившиеся измерения ее темнового сигнала показывали, что он продолжает расти даже после окончания облучения (см. рис. 6). В конечном итоге в ПЗС-матрицу

«Лев-2» была внесена суммарная поглощенная доза 16 крад, при этом ее средний темновой сигнал возрос со 183 градаций 12-разрядного аналого-цифрового преобразователя (АЦП) до 620 градаций АЦП, а неоднородность темнового сигнала (СКО) возросла с 6 до 15 градаций АЦП. В настоящее время уровень темнового сигнала облученной ПЗС-матрицы установился на отметке ~600 градаций 12-разрядного АЦП. Такое изменение темнового сигнала ПЗС и его неоднородности допустимо и не влияет на функциональные характеристики прибора БОКЗ-М.

В процессе наблюдения за параметрами облученной ПЗС был обнаружен интересный эффект, заключающийся в уменьшении среднего уровня темнового сигнала ПЗС-матрицы при нахождении прибора во включенном состоянии, сопровождающемся охлаждением ПЗС-матрицы до $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$ и обновлением ее ячеек (рис. 7).

Обнаруженный эффект, получивший условное название «принудительный отжиг», может лечь в основу методики компенсации негативного влияния ионизирующего излучения космического пространства на параметры ПЗС. В соответствии с такой методикой необходимо в космосе периодически включать звездный датчик, подавать питание на ПЗС-матрицу и оставлять прибор во включенном состоянии на некоторое время (до нескольких часов), что должно позволить удерживать значение темнового сигнала ПЗС-матрицы в требуемых пределах в течение всего САС прибора.

Опыт, полученный при исследовании характеристик ПЗС-матрицы «Лев-2», был использован при испытаниях ПЗС-линейки SONY ILX 703A, входящей в состав оптического солнечного датчика в качестве чувствительного элемента. Испытания четырех образцов ПЗС-линеек, принадлежащих к одной партии, проводились на гамма-терапевтическом аппарате РОКУС-АМ (^{60}Co). Три образца ПЗС облучались в активном состоянии при постоянной подаче на них электропитания, один образец ПЗС облучался в выключенном состоянии, питание на него подавалось на короткие интервалы времени для измерения параметров. Испытания образцов проводились в составе прибора ОСД, в качестве контролирующего параметра рассматривался максимальный сигнал ПЗС, образованный при

прохождении светового луча через установленную перед ПЗС щелевую диафрагму. Подсветка ПЗС-линеек в процессе измерений осуществлялась с помощью имитатора Солнца (рис. 8).

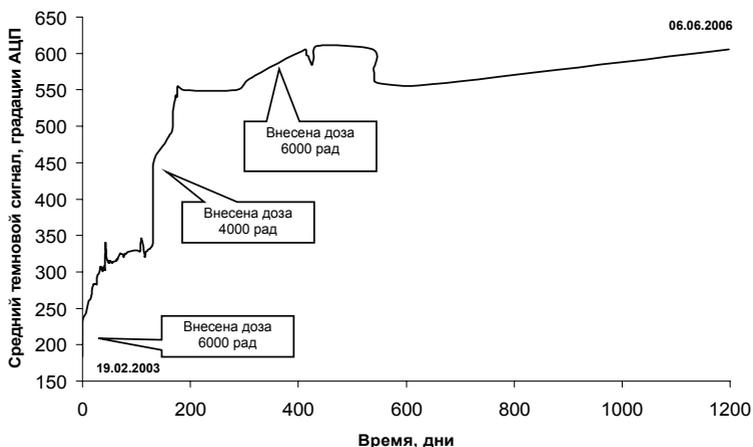


Рис. 6. Изменение среднего темнового сигнала ПЗС «Лев-2» при накоплении поглощенной дозы

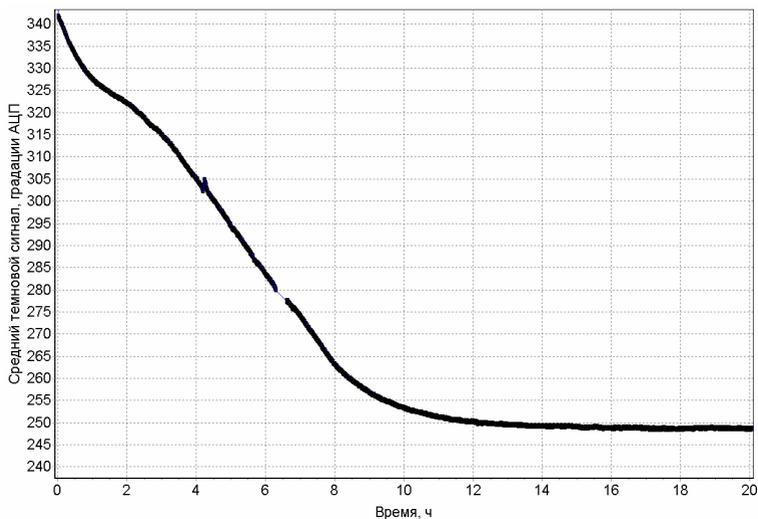


Рис. 7. Эффект «принудительного отжига»



Рис. 8. Испытания ПЗС-линейки SONY ILX 703A в составе ОСД на гамма-установке

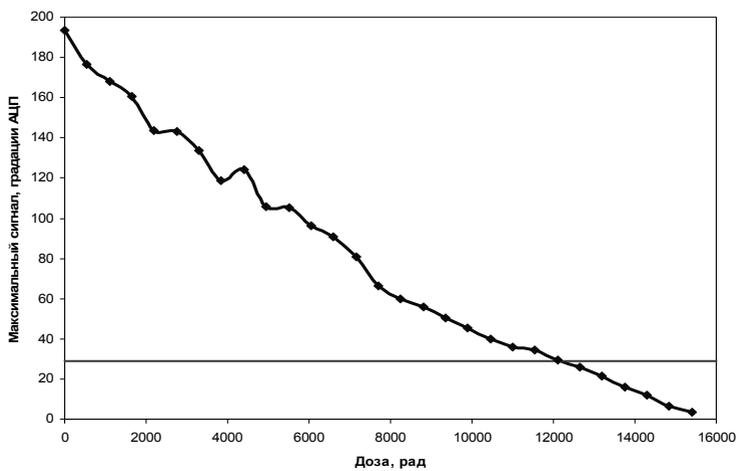


Рис. 9. Изменение максимального сигнала ПЗС-линейки при накоплении поглощенной дозы

На рис. 9 показан график, характеризующий изменение максимального значения сигнала одной из ПЗС-линеек в зависимости от поглощенной дозы. ПЗС-линейка считается пригодной к использованию в приборе ОСД до тех пор, пока максимальный уровень ее сигнала при работе с источником света лежит выше уровня, обозначенного на рис. 9 горизонтальной линией.

Накопленная в ПЗС доза, при которой контролируемый параметр опустился ниже уровня, обозначенного на рис. 9 горизонтальной линией, является предельной рабочей дозой для данной ПЗС. Как видно из табл. 2, для двух образцов ПЗС-линеек, облучаемых во включенном состоянии, предельная рабочая доза составила около 12 крад, в то время как параметры ПЗС, облучаемой в выключенном состоянии, не достигли предельных значений.

В столбце «Полная суммарная доза» табл. 2 приведены суммарные значения поглощенных доз, накопленных в ПЗС-линейках в процессе эксперимента.

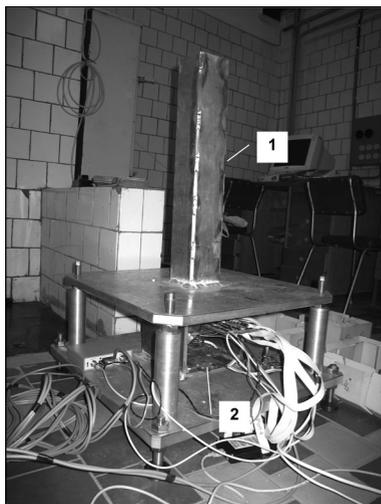
Таблица 2

№ п/п	Режим работы	Предельная рабочая доза, крад	Полная суммарная доза, крад
1	ВКЛ	Не определялась	9,2
2	ВЫКЛ	>21,5	21,5
3	ВКЛ	11,7	13,5
4	ВКЛ	12,1	15,5

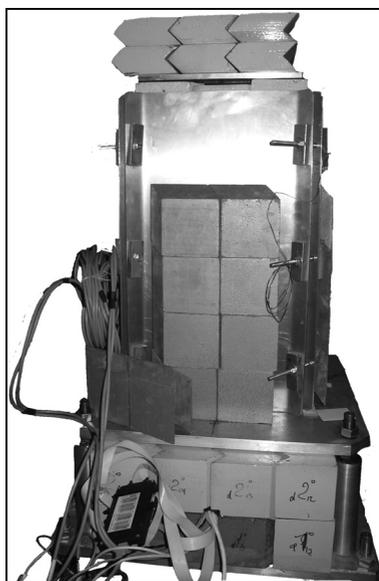
После окончания облучения ПЗС-линеек в течение нескольких месяцев проводились наблюдения за процессом отжига радиационно-индуцированных зарядов, образованных в результате облучения на источнике гамма-излучения. В каждом из наблюдаемых образцов отжиг привел к частичному восстановлению контролируемого параметра до уровня, при котором этот образец может считаться годным для использования в составе ОСД.

3. Гамма-установка низкоинтенсивного ионизирующего излучения

Результаты исследований зависимости поведения критических параметров полупроводниковых приборов от темпа вноса радиационной дозы указывают на то, что радиационная стойкость электрорадиоизделий (ЭРИ) может как улучшаться, так и ухудшаться при понижении мощности вносимой дозы. Приборы космического назначения и входящие в их состав электрорадиоизделия в космосе накапливают поглощенные дозы в условиях низких интенсивностей излучения. Получение достоверных данных о поведении критических параметров ЭРИ при накоплении дозы в условиях низкой интенсивности ионизирующих излучений требует экспериментов при интенсивностях, близких к наблюдаемым в реальных условиях полета. С целью проведения таких экспериментов в ИКИ РАН была создана гамма-установка низкоинтенсивного излучения, позволяющая проводить облучение ЭРИ при интенсивностях излучения от $2 \cdot 10^{-4}$ до $1 \cdot 10^{-2}$ рад/с. Внешний вид установки представлен на рис. 10а, б.



а)



б)

Рис. 10а, б. Гамма-установка низкоинтенсивного излучения

В состав установки входят: металлическая конструкция, блоки свинцовой защиты, источник излучения, датчики дозовой нагрузки, контрольно-измерительная аппаратура.

Рис. 10а позволяет получить представление о способе размещения элементов внутри установки. Капсула, содержащая источник излучения (^{60}Co), опускалась с помощью металлического троса в вертикальный коллиматорный ствол 1. Конечное положение капсулы выбиралось, исходя из требуемой интенсивности излучения в зоне расположения облучаемых элементов 2.

На рис. 10б показана установка в собранном виде, с блоками свинцовой защиты, размещенными на металлической конструкции.

Входящий в состав установки компьютер контрольно-измерительной аппаратуры имеет специальное программное обеспечение, позволяющее управлять режимами работы испытываемых ЭРИ и контролировать их параметры.

Основные технические характеристики гамма-установки низкоинтенсивного излучения

Источник излучения	^{60}Co
Активность источника	0,59 Ки
Размер облучаемой поверхности	10×10 см
Диапазон интенсивностей излучения	$2 \cdot 10^{-4} \dots 1 \cdot 10^{-2}$ рад/с
Габариты установки	550×550×1000 мм

Для проведения первых испытаний на установке было отобрано три типа ЭРИ, но в рамках данной работы будут рассмотрены только результаты испытаний двух образцов ПЗС-линеек Sony PLX 703A. ПЗС-линейки размещались на макетной плате, обеспечивающей управление электрическими режимами их работы и контроль параметров (рис. 11). Перед каждой ПЗС-линейкой располагалась светонепроницаемая маска с тремя щелями, над которой, в свою очередь, крепилась лампочка накаливания, обеспечивающая равномерную подсветку ПЗС при измерениях уровня сигнала. Продолжительность непрерывного облучения ПЗС-линеек на установке при интенсивности излучения $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с составила 4 месяца.

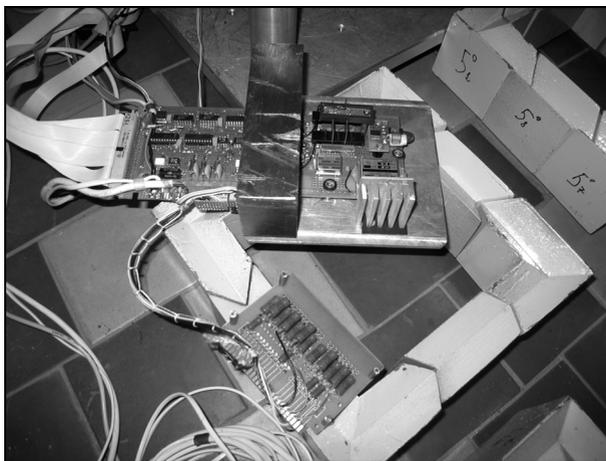


Рис. 11. ПЗС-линейки Sony ILX 703A в составе макетной платы

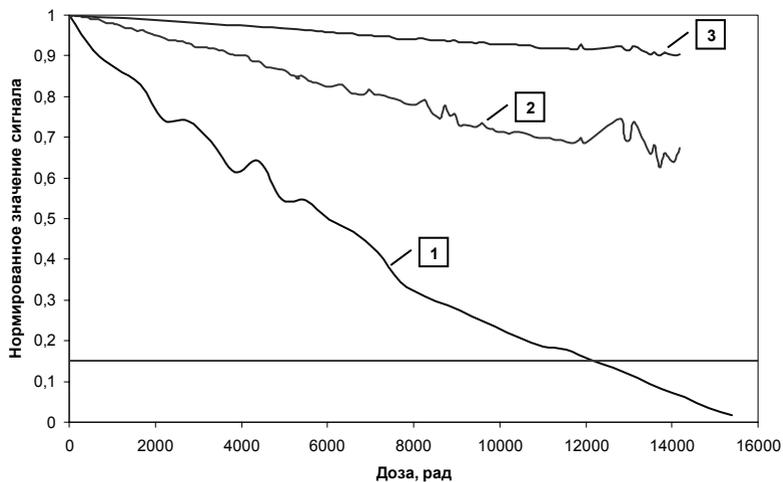


Рис. 12. Сравнение результатов испытаний ПЗС, проводимых при разных интенсивностях излучения: 1, 2 — нормированные значения максимального сигнала ПЗС-линейки, облучаемой при интенсивностях излучения 1 и $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с соответственно во включенном состоянии; 3 — те же значения при мощности дозы $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с в выключенном состоянии

Основной задачей при проведении испытаний ПЗС-линеек на установке являлось получение информации о поведении критических параметров ПЗС при накоплении в них поглощенной дозы с низкой интенсивностью. Дальнейшее сравнение полученных результатов с результатами испытаний этих ПЗС на установке гамма-излучения при интенсивностях излучения ~ 1 рад/с позволяло оценить степень влияния темпов вноса дозы в ПЗС-линейки на их радиационную стойкость.

В процессе эксперимента на гамма-установке низкоинтенсивного излучения в качестве контролируемого параметра рассматривался максимальный уровень сигнала в кластерах, образованных прохождением света через расположенную перед ПЗС светонепроницаемую маску с тремя щелями. На рис. 12 представлена зависимость изменения максимального сигнала ПЗС-линеек Sony ILX703A при накоплении дозы от интенсивности излучения и электрического режима работы ПЗС.

Горизонтальная линия на рис. 12 обозначает минимально допустимый уровень сигнала ПЗС-линейки, при котором она может считаться работоспособной с точки зрения использования в ОСД для определения параметров направления на источник светового сигнала. Кривая 1 была получена во время испытаний ПЗС в составе ОСД на гамма-терапевтическом аппарате РОКУС-АМ в Институте рентгенорадиологии; кривые 2 и 3 — при испытаниях двух образцов ПЗС-линеек на гамма-установке низкоинтенсивного излучения.

Как видно на рис. 12, при вносе дозы с низкой интенсивностью характеристики ПЗС-линейки изменяются гораздо медленнее, чем в случае ускоренного вноса дозы. При этом существенную роль играет электрический режим ПЗС, в котором проходит ее облучение (см. кривые 2 и 3 на рис. 12).

На основе совокупности полученных результатов могут быть сделаны следующие выводы.

1. Интенсивность излучения оказывает определяющее влияние на результаты оценки радиационной стойкости ПЗС-линеек Sony ILX703A.

2. ПЗС-линейка, на которую не подается питание в режиме накопления поглощенной дозы, способна выдержать гораздо большую радиационную нагрузку по сравнению с ПЗС-линейкой, облучаемой в активном электрическом режиме.

Проведение дальнейших экспериментальных работ на установке позволит глубже изучить особенности влияния низкоинтенсивного излучения на характеристики ЭРИ и получать более достоверные оценки их радиационной стойкости.

4. Итоги и перспективы

Испытания, проводимые на источниках гамма-излучения, позволили изучить динамику изменения основных параметров ПЗС-матрицы «Лев-2» и ПЗС-линейки Sony ILX703A при воздействии на них ионизирующего излучения космического пространства и получить оценки радиационной стойкости указанных ПЗС.

При проведении испытаний на протонном ускорителе была экспериментально доказана стойкость приборов семейства БОКЗ-М к возникновению одиночных сбоев и подтверждена их пригодность к использованию на орбитах как геостационарных, так и проходящих через радиационные пояса Земли.

Разработанная в ИКИ РАН гамма-установка низкоинтенсивного излучения представляет собой эффективное средство для проведения исследований, направленных на получение оценок стойкости различных типов ЭРИ к воздействию ионизирующего излучения космического пространства. Результаты первого эксперимента показали, что получаемые на установке оценки радиационной стойкости испытываемых ЭРИ являются более достоверными, чем оценки радиационной стойкости, получаемые в результате «ускоренных» испытаний.

В настоящее время планируется проведение экспериментов, направленных на исследование стойкости ПЗС-матриц нового поколения к образованию устойчивых дефектов изображения при воздействии протонов. Кроме того, в ближайших планах — продолжение исследований на гамма-установке низкоинтенсивного излучения, реализация программы по разработке схемных решений, направленных на защиту микросхем звездных и солнечных датчиков от эффекта «зашелкивания», испытание ОСД на протонном ускорителе с целью оценки вероятности возникновения одиночных сбоев в ЭРИ прибора.

УДК 535.8

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДАТЧИКОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КА В ИНЕРЦИАЛЬНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Г. А. Аванесов, В. А. Красиков, А. В. Никитин

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Введение

В работе проводится оценка статической точности датчиков астроориентации семейства БОКЗ-М во внутренней системе координат.

Задача определения инерциальной ориентации КА обычно решается с помощью приборов звездной ориентации при низких угловых скоростях и гироскопов, сохраняющих точность ориентирования при выполнении маневров с высокими угловыми скоростями.

Эксплуатируемые приборы на КА «Космос-2410», «Космос-2420» и «Ресурс-ДК» на сегодняшний день обеспечили апостериорную вероятность определения начальной ориентации 0,995, а текущей — 0,9994. При этом исследования, выполненные в ходе полетов реальных КА, показали:

- среднеквадратическую ошибку определения углов поворота вокруг осей X , Y : 1,8 угл. с на околоземной орбите и 1,5 угл. с на геостационарной орбите;
- среднеквадратическую ошибку определения угла поворота вокруг оси Z : 14 угл. с на околоземной орбите и 12 угл. с на геостационарной орбите;
- угол допустимой засветки к Солнцу 25° ;
- функционирование при угловой скорости движения КА до 0,15 град/с;
- при использовании двух приборов возможность повышения вероятности безотказной работы практически до единицы и получения равноточных измерений ориентации по трем осям.

Помимо совершенствования основных параметров приборов становится все более актуальным развитие стендовой базы для наземных исследований датчиков звездной ориентации в приближенных к реальным условиям эксплуатации. В настоящей работе приводятся результаты исследований прибора в неподвижном положении относительно небесной сферы. В этом случае результат измерений будет зависеть только от уровня собственных шумов прибора, а также от фотонного шума источников излучения и фоновой засветки. Такое исследование представляет практический интерес как для оценки прибора, так и для его использования в проектах, где задача звездного датчика состоит в наведении КА на объект исследования и стабилизации спутника в этом положении.

Звездный прибор предназначен для определения параметров ориентации осей приборной системы координат. Для исследования точности работы прибора достаточно оценить ошибки определения углов ориентации. Точностные характеристики прибора — абсолютная ошибка выходной информации прибора и ее шумовая составляющая. Основной задачей настоящего исследования является проведение эксперимента по оценке величин абсолютной ошибки и ее шумовой составляющей в статике. На точность определения угловых параметров ориентации приборной системы координат относительно осей инерциальной системы координат влияют следующие основные факторы:

- точность бортового звездного каталога и приведения координат звезд на видимые места (точность реализации инерциальной системы координат);
- точность определения линейных элементов внутреннего ориентирования и обобщенной дисторсии по полю изображения, электронные шумы прибора;
- точность перехода от внутренней системы координат к приборной системе координат;
- количество, расположение и спектральный класс звезд в поле зрения прибора;
- используемая модель измерений, которая базируется на условии коллинеарности направлений на одноименные объекты во внутренней и инерциальной системах координат;

- точность определения координат энергетических центров изображений звезд.

В настоящей работе рассмотрен вклад ошибки определения координат энергетических центров изображений звезд в суммарную ошибку вычисления параметров ориентации прибора.

1. Описание стенда динамических испытаний (СДИ)

Для оценки собственных шумов прибора при определении ориентации необходимо исключить влияние значительного числа факторов. Для этого нужно проводить наблюдения неподвижного участка звездного неба. Это достаточно сложно реализуемая проблема в реальных условиях из-за влияния остаточных угловых скоростей при стабилизации установки для наблюдения реальных звезд. Тем не менее, стенд динамических испытаний [1], применяемый при тестировании программного обеспечения прибора, можно использовать не только для имитации орбитального движения, но и с целью моделирования неподвижного участка звездного неба. К сожалению, при выводе изображений звезд стенд оказывает существенное влияние на величину абсолютной ошибки прибора. Для того чтобы определить вклад стенда в суммарную ошибку, был проведен следующий эксперимент. Участки небесной сферы, которые наблюдались прибором при проведении калибровочных работ в обсерватории ИКИ РАН, воспроизводились на экране монитора СДИ и наблюдались тем же самым прибором. Сравнение результатов обработки показало, что вклад стенда характеризуется величиной среднеквадратической ошибки ~ 2 мкм. Но на ошибку собственных шумов его влияние незначительно.

Стенд динамических испытаний состоит:

- из жидкокристаллического монитора для проецирования изображения участка звездного неба (ЖКМ);
- коллиматора для создания параллельного светового потока от каждой звезды;
- компьютера для управления отображением участков звездного неба на жидкокристаллическом мониторе (ПК стенда);
- контрольно-испытательной аппаратуры для приема информации с прибора (КИА БОКЗ-М).

При проведении исследований была использована схема, представленная на рис. 1.

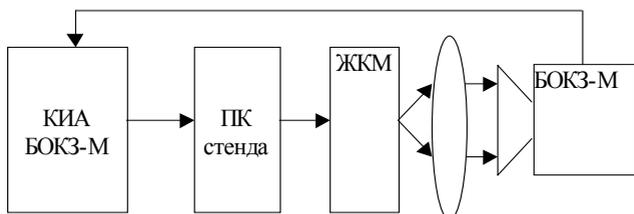


Рис. 1. Схема проведения исследований ошибки прибора на стенде динамических испытаний

ЖК-монитор располагается в фокальной плоскости коллиматора стенда. Изображение каждой звезды формируется в четырех пикселах монитора, при этом яркость каждого из четырех пикселей кодирует значение координат звезд в долях элемента разрешения прибора. Существует также вариант вывода изображения звезды в один пиксел монитора.

Световой пучок, излучаемый элементом монитора, попадает на коллиматор стенда и выходит из него параллельным потоком, который формирует изображение звезды, состоящее из нескольких элементов разрешения ПЗС-матрицы.

С КИА БОКЗ-М задаются углы ориентации в ИСК, которые передаются на компьютер стенда динамических испытаний, отображающий участок звездного неба при заданных углах ориентации.

2. Оценка ошибки определения угловых параметров ориентации осей внутренней системы координат в приборной системе координат

Ошибка прибора характеризует точность перехода от инерциальной системы координат к внутренней системе координат прибора. В общем случае она показывает отличие измеренных направлений на звезды от их истинного положения. Так как, строго говоря, истинное положение звезды неизвестно, то в качестве истинного положения звезд принимается положение, определяемое звездным каталогом на эпоху наблюдений.

Точность определения положения звезд характеризуется ошибками в 1 угл. с.

Абсолютная ошибка ориентации может быть определена как угол между направлением на изображение звезды, выбранной из каталога, и направлением, спроецированным из каталога на ПЗС-матрицу с помощью вычисленных прибором параметров ориентации.

На абсолютную ошибку определения прибором параметров ориентации влияют все факторы, изложенные в предыдущем разделе.

Абсолютная ошибка определения ориентации прибором при классическом подходе к оценке точности характеризуется среднеквадратическими ошибками определения параметров ориентации, вычисляемыми по результатам решения системы уравнений коллинеарности по способу наименьших квадратов:

$$\begin{aligned} x &= x_0 - f \frac{a_{11}l + a_{12}m + a_{13}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n}, \\ y &= y_0 - f \frac{a_{21}l + a_{22}m + a_{23}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n}, \end{aligned} \quad (1)$$

где x — абсцисса энергетического центра звезды; y — ордината энергетического центра звезды; a_{ij} — элемент матрицы ориентации внутренней системы координат (ВСК) в инерциальной системе координат (ИСК); l, m, n , — направляющие косинусы звезды в ИСК; x_0, y_0, f — элементы внутреннего ориентирования прибора.

По окончании процедуры уравнивания анализируются величины остаточных рассогласований, которые вычисляются как разности измеренных координат энергетических центров изображений звезд и координат, вычисленных с помощью полученных значений угловых параметров ориентации. Вычисляется среднеквадратическая ошибка единицы веса по формуле

$$\mu = \sqrt{\frac{\sum V^2}{2n - k}}, \quad (2)$$

где V — величины остаточных рассогласований; n — количество звезд, принятых в обработку; k — число определяемых параметров.

Оцениваются среднеквадратические ошибки определяемых параметров ориентации:

$$\sigma_{\alpha} = \mu\sqrt{q_{11}}; \sigma_{\delta} = \mu\sqrt{q_{22}}; \sigma_A = \mu\sqrt{q_{33}}, \quad (3)$$

где q_{ij} — диагональные элементы обратной матрицы коэффициентов системы нормальных уравнений на последней итерации уравнивания; σ_{α} , σ_{δ} и σ_A — среднеквадратические ошибки определения углов ориентации.

В качестве примера приведем результаты обработки одного из изображений участка звездного неба, полученного прибором БОКЗ-М, зав. № 04. Для оценки величин ошибок были обработаны изображения звезд, снятые прибором на стенде динамических испытаний при угле прямого восхождения 240° и угле склонения 0° . Значения поправок по осям X , Y — V_x и V_y , вычисленные в результате обработки, приведены в табл. 1.

Таблица 1

№	V_x , мкм	V_y , мкм
1	2,34	-0,94
2	-2,63	2,47
3	-1,12	-0,01
4	-3,27	-1,78
5	-1,78	-1,00
6	-2,71	0,61
7	-1,95	-1,36
8	-0,10	2,88
9	4,44	0,73
10	-2,71	3,44
11	1,94	-1,64
12	1,66	2,84
13	5,85	-3,66
Среднеквадратическая ошибка	3,26	2,71

Среднеквадратическая ошибка единицы веса 2,67 мкм, среднеквадратические ошибки определения углов ориентации составили:

$$\sigma_{\alpha} = 2,5''; \sigma_{\delta} = 2,5''; \sigma_A = 39,7''.$$

Величина определения углов вращения вокруг осей X и Y на порядок меньше ошибки определения угла вращения вокруг оси Z вследствие того, что фокусное расстояние объектива значительно больше размеров ПЗС-матрицы: 60 и 8 мм.

Несмотря на то, что изображение каждой звезды формируется в четырех пикселах монитора, координаты энергетических центров изображений звезд искажаются, что оказывает влияние на величины поправок. Поэтому значения ошибок отличаются от оценки величин, полученных в ходе реального полета КА.

Для того чтобы вычлнить влияние стенда динамических испытаний, нужно воспользоваться результатами съемки звездного неба. На положение звезд на небе не влияют флуктуации яркостей стенда и ошибки позиционирования звезд на экране монитора. По результатам съемки звезд на реальном небе получены среднеквадратическая ошибка единицы веса и ошибки углов ориентации: $\mu = 1,5$ мкм, $\sigma_{\alpha} = 1,8''$; $\sigma_{\delta} = 1,7''$; $\sigma_A = 19''$.

Для оценки вклада стенда в суммарную ошибку $\mu_{мон}^{cm}$ запишем соотношения между дисперсиями параметров ориентации по звездам $(\mu_{np}^{ze})^2$ и по стенду $(\mu_{np}^{cm})^2$:

$$(\mu_{np}^{cm})^2 = (\mu_{np}^{ze})^2 + (\mu_{мон}^{cm})^2.$$

Отсюда:

$$\mu_{мон}^{cm} = \sqrt{(\mu_{np}^{cm})^2 - (\mu_{np}^{ze})^2}.$$

По результатам обработки изображений, полученных при съемке звезд классическим способом, была определена величина среднеквадратической ошибки единицы веса в 1,6 мкм.

В итоге вклад стенда в общую ошибку прибора составил 2,2 мкм при выводе изображения звезды в 4 пиксела экрана ЖК-монитора и 4,1 мкм при выводе изображения звезды в 1 элемент разрешения.

3. Оценка влияния флуктуаций источников излучения и собственных шумов прибора на точность определения параметров ориентации

В качестве источников электронных шумов прибора можно выделить следующие: аналого-цифровой преобразователь, ПЗС-матрицу и считывание. На ошибку определения ориентации прибором в неподвижном положении влияют только его электронные шумы, так как вклад остальных факторов в значения углов ориентации постоянен. При этом шумовая составляющая ошибки прибора может быть вычислена как среднее квадратическое отклонение разности между текущим измерением углов ориентации и их средним значением из большого ряда измерений ($n > 20$).

Для определения шумовой составляющей ошибки работы прибора в статическом положении была принята следующая методика измерений.

На СДИ устанавливалось угловое положение инерциальной системы координат (ИСК) относительно приборной системы координат (ПСК).

Положение прибора относительно небесной сферы задавалось путем установки углов ориентации. При этом угол склонения оси Z ПСК устанавливался равным нулю, а угол прямого восхождения оси Z изменялся от 0 до 360° с шагом 16°.

В заданном положении прибора относительно звездного неба вычислялись углы ориентации с интервалом 3 с в течение 120 с. В качестве параметров, характеризующих влияние собственных шумов на точность прибора, было выбрано среднее квадратическое отклонение каждого из вычисленных углов ориентации относительно его среднего значения.

Результаты эксперимента с использованием прибора БОКЗ-М, зав. № 04, отражены на графиках, отражающих зависимость ошибки измерений параметров ориентации от угла прямого восхождения (рис. 2–4). Точка A соответствует большой величине ошибки определения ориентации, а точка B — малой.

Точность определения шумовой составляющей ошибки зависит от числа и расположения звезд, а также от флуктуаций координат энергетических центров звезд.

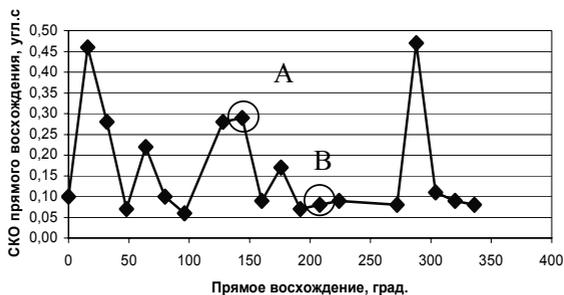


Рис. 2. Среднеквадратическая ошибка определения прямого восхождения оси Z приборной системы координат, связанной с его посадочным местом (ПСК)

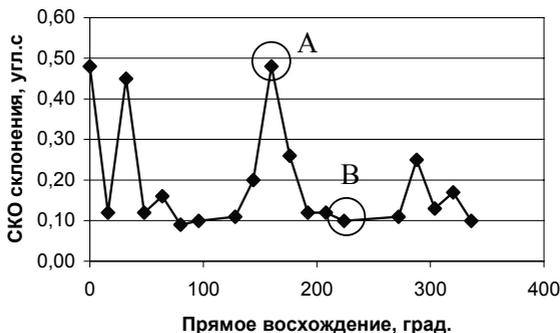


Рис. 3. Среднеквадратическая ошибка определения склонения оси Z ПСК

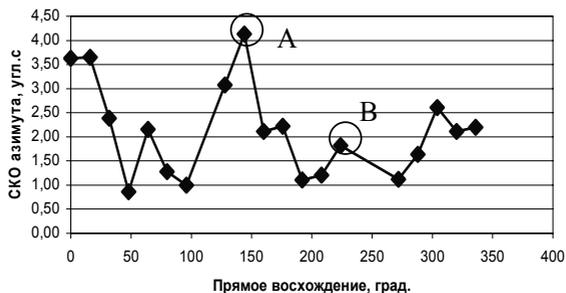


Рис. 4. Среднеквадратическая ошибка определения азимута оси УПСК

Расположение звезд по полю кадра, соответствующее прямому восхождению оси Z в 150° и в 240° , что соответствует точкам A и B , представлено на рис. 5 и 6.

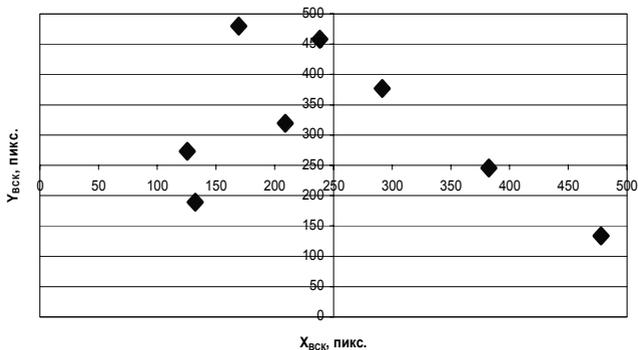


Рис. 5. Расположение звезд в поле зрения прибора при углах восхождения и склонения соответственно $\alpha = 150^\circ$ и $\delta = 0^\circ$ (точка A)

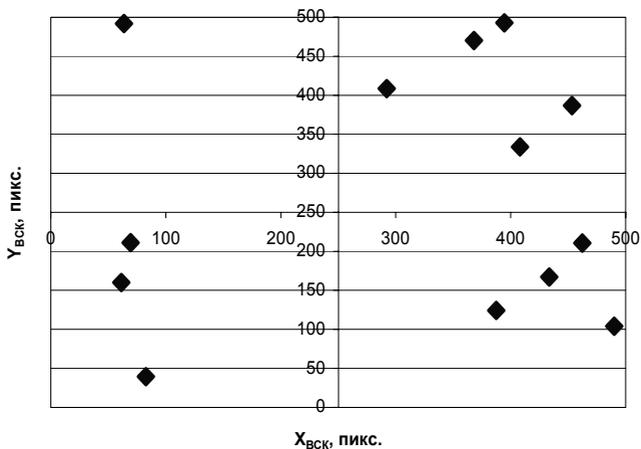


Рис. 6. Расположение звезд в поле зрения прибора при углах восхождения и склонения соответственно $\alpha = 240^\circ$ и $\delta = 0^\circ$ (точка B)

Как видно из рисунков, на шумовую составляющую ошибки оказывают влияние расположение и количество звезд в поле зрения прибора.

Так, на рис. 6 изображены 13 звезд, они равномерно распределены по полю изображения, и шумовая составляющая ошибки прибора 0,1 угл. с. Но на рис. 5 изобразились только 7 звезд, поэтому рассматриваемая ошибка прибора стала выше и составила 0,2 угл. с, так как уравнивание происходит по малому числу измерений.

В среднем уровень ошибки, вызванный влиянием собственных шумов прибора, находится около отметки в 0,1 угл. с. Отсюда вклад фактора, определяемого числом и расположением звезд, составляет 0,2 угл. с.

Влияние шумовой составляющей ошибки прибора на точность определения параметров ориентации характеризуется величинами, приведенными в табл. 2.

Таблица 2

Наименование углового параметра	СКО в статике, угл. с
Прямое восхождение оси Z, σ_α	0,15
Склонение оси Z, σ_δ	0,18
Азимут оси Y, σ_A	1,8

Полученные значения среднеквадратического отклонения углов ориентации вызваны влиянием собственных шумов и определяются флуктуациями координат энергетических центров рабочих звезд. Флуктуации координат звезд, в свою очередь, вызваны влиянием шумов электроники прибора и монитора стенда динамических испытаний.

В качестве примера рассмотрим результаты обработки 30 массивов локализованных объектов, которые были получены при равных нулю прямом восхождении и склонении оси Z. Статистическая обработка массивов локализованных объектов приведена в табл. 3.

Связь среднеквадратической ошибки определения координат энергетических центров звезд со среднеквадратической ошибкой вычисления углов ориентации может быть выражена следующей зависимостью:

$$\begin{aligned}\sigma_x &= \sigma_\alpha \sqrt{2N-3}, \\ \sigma_y &= \sigma_\delta \sqrt{2N-3},\end{aligned}\tag{5}$$

где N — число рабочих звезд.

Выражение $(2N - 3)$ определяет число избыточных уравнений при измерении углов ориентации.

Так, $\sigma_x = 0,29''$; $\sigma_y = 0,27''$ в угловой мере или $\sigma_x = 0,08$ мкм — в линейной мере, что согласуется с точностью определения параметров ориентации в статике.

На определение относительной ошибки оказывали влияние такие факторы как фотонный шум жидкокристаллического монитора стенда. Но как показал эксперимент, его влияние пренебрежимо мало по сравнению с остальными факторами.

Таблица 3

№ п/п	X, пикс.	Y, пикс.	U, градации	M _x , пикс.	M _y , пикс.
0	394,6	493,0	1100	0,0024	0,0087
1	367,8	470,3	830	0,0039	0,0074
2	453,3	386,7	720	0,0071	0,0067
3	63,8	491,8	620	0,0069	0,0066
4	489,9	104,1	500	0,0043	0,0030
5	69,3	211,2	470	0,0048	0,0036
6	387,2	124,1	400	0,0051	0,0039
7	462,1	210,5	380	0,0039	0,0033
8	433,4	167,3	220	0,0050	0,0042
9	82,6	39,2	210	0,0050	0,0054
10	61,2	160,1	200	0,0048	0,0073
11	408,1	333,8	180	0,0069	0,0063
12	292,2	408,5	120	0,0070	0,0066
Среднее				0,0052	0,0048

Краткие выводы

Абсолютная ошибка прибора содержит результат воздействия всех факторов, оказывающих влияние на точность определения ориентации. Среднеквадратическое отклонение абсолютной ошибки определения ориентации прибором составило величину в 1,5 угл. с (при определении вращений вокруг осей

X , Y) и 12 угл. с (при определении вращений вокруг оси Z внутренней системы координат), что соответствует результатам, полученным в ходе реальных полетов КА.

Среднеквадратическое отклонение шумовой составляющей ошибки определения ориентации прибором составило величину в 0,1 угл. с (при определении вращений вокруг осей X , Y) и 2 угл. с (при определении вращений вокруг оси Z приборной системы координат).

Из результатов исследования видно, что абсолютная ошибка на порядок больше величины влияния собственных шумов прибора. Следует отметить, что математический и алгоритмический учет влияния источников абсолютной ошибки позволит довести точность работы прибора до уровня влияния электронных шумов прибора.

По результатам измерений абсолютных ошибок при съемке звезд и на стенде можно выделить вклад стенда в абсолютную ошибку прибора. Влияние стенда динамических испытаний определяется величиной 2,2 мкм в плоскости ПЗС-матрицы. При этом влияния на ошибку собственных шумов прибора флуктуации яркости жидкокристаллического монитора практически не оказывают.

В заключение можно констатировать, что основной вклад в суммарную ошибку обусловлен, в основном, влиянием дисторсии объектива и положением изображения звезды относительно растровой структуры ПЗС-матрицы.

УДК 535.8

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ
ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КООРДИНАТ
НАПРАВЛЕНИЯ НА СОЛНЦЕ, ПОЛУЧЕННЫХ
С ПОМОЩЬЮ ПРИБОРОВ ОСД И БОКЗ-М

Т. Ю. Дроздова, В. А. Красиков, А. В. Никитин

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Введение

Жизнеспособность любого космического аппарата (КА) зависит от точности определения его ориентации. В систему управления КА могут входить различные астродатчики, среди которых немаловажную роль играют датчики определения ориентации по направлению на Солнце. К точности солнечных датчиков, как и к точности любых приборов, предназначенных для определения ориентации КА, предъявляются высокие требования. Поэтому неотъемлемой частью работ на этапах проектирования и испытаний таких приборов является определение точности выдаваемых прибором результатов.

Различные конструктивные, алгоритмические и технологические решения, принятые на этапе проектирования прибора, могут оказать существенное влияние на характеристики и работоспособность будущего устройства. Для выбора оптимальных решений на этапе проектирования, в том числе и с точки зрения точности прибора, необходимо проведение сравнительного анализа выходных данных разрабатываемого устройства при использовании разных конструктивных элементов.

Цель данной работы — проведение сравнительного анализа точности определения направления на центр видимого диска Солнца с помощью двух приборов, имеющих разную конструкцию. Вычисления параметров направления проводились по различным алгоритмам. В рамках исследования оценивались варианты конструкции и варианты алгоритмов вычислений при реализации приборов, предназначенных для определения ориентации КА по направлению на Солнце.

Для проведения исследования были использованы два прибора.

1. Оптический солнечный датчик (ОСД) (рис. 1) — это прибор, предназначенный для определения ориентации космического аппарата по направлению на центр видимого диска Солнца. В качестве светочувствительного элемента ОСД выбрана ПЗС-линейка.

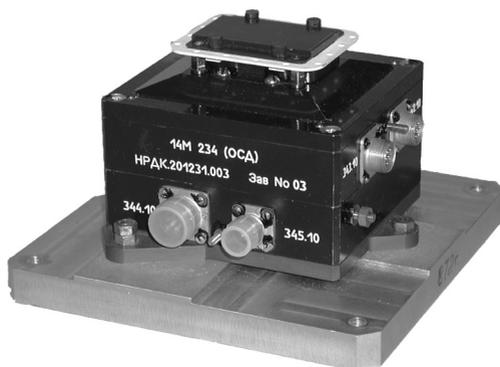


Рис. 1. Оптический солнечный датчик (ОСД)

2. Макет солнечного датчика на основе блока определения координат звезд (БОКЗ-М) (рис. 2). Светочувствительным элементом БОКЗ-М является ПЗС-матрица.



Рис. 2. Блок определения координат звезд (БОКЗ-М)

Сравнительный анализ проведен по результатам двух натуральных экспериментов, рассчитаны точности определения направления на источник излучения с помощью двух приборов. В данной работе представлены результаты сравнительного анализа полученных данных.

Натурные испытания ОСД

Оптический солнечный датчик (ОСД) предназначен для определения ориентации КА по направлению на центр видимого диска Солнца. Принцип работы ОСД основан на преобразовании световой энергии солнечного излучения в электрический сигнал, содержащий информацию о направлении на источник излучения.

ОСД состоит из блока фотоприемного устройства (МФПУ), модуля процессора (МП) и модуля вторичного источника электропитания (МВИП). Блок-схема ОСД представлена на рис. 3.

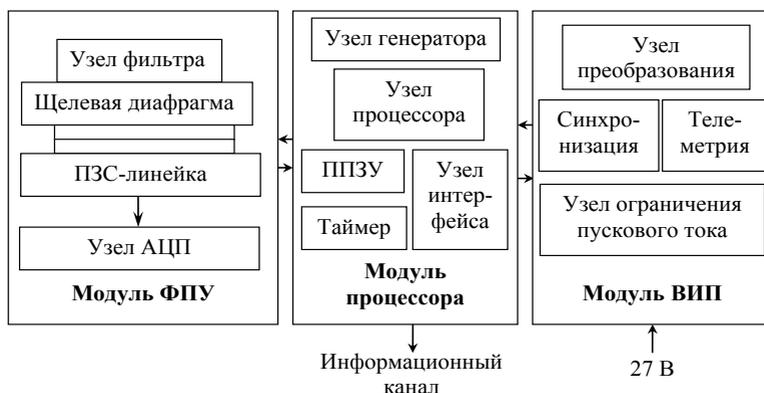


Рис. 3. Функциональная блок-схема ОСД

МВИП предназначен для преобразования напряжения бортовой сети в напряжения питания внутренних электронных компонентов прибора. МП обеспечивает хранение, обработку данных МФПУ и передачу полученных результатов в бортовой комплекс управления КА. Остановимся подробнее на составе и принципе действия МФПУ.

В состав МФПУ входит светочувствительный элемент, кодирующая маска, фильтр и АЦП. Солнечный свет, ослабленный фильтром, проходит через кодирующую маску и попадает на светочувствительный элемент. Светочувствительный элемент ОСД — это ПЗС-линейка Sony ILX703A. Такая ПЗС-линейка содержит 2048 чувствительных элементов размером 0,014 мм каждый. Кодирующая маска имеет 9 щелей, разбитых на три группы. Таким образом, на чувствительную поверхность ПЗС-линейки может попадать до 9 световых пятен. Время экспонирования подбирается таким образом, что каждое световое пятно, попавшее на чувствительную поверхность, вызывает отдельный отклик. При представлении в виде графика уровня сигнала в каждом элементе ПЗС-линейки зависимость имеет вид, представленный на рис. 4. Отклик от каждого светового пятна принято называть кластером.

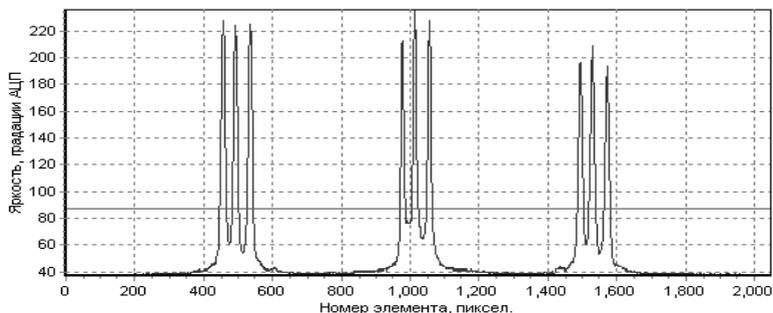


Рис. 4. Сигнал ПЗС-линейки ОСД

На выходе ПЗС-линейки находится 8-разрядное АЦП, где осуществляется квантование аналогового сигнала на 256 уровней.

Основной параметр, используемый для вычисления координат направления на центр видимого диска Солнца, — взвешенные энергетические центры яркости каждого кластера. Расчет координат направления на Солнце осуществляется модулем процессора с использованием программного обеспечения оптического солнечного датчика. На выход прибора поступают данные о направляющих косинусах и углах направления на источник света.

Натурные испытания ОСД проводились на базе звездной лаборатории Отдела оптико-физических исследований ИКИ РАН. При ясной погоде ОСД крепился на штатив с использованием теодолитной подставки под открытым небом таким образом, чтобы Солнце находилось близко к центру поля зрения прибора (рис. 5).

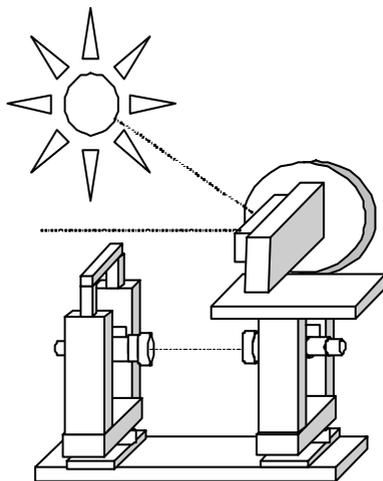


Рис. 5. Схема штатива для натурных испытаний ОСД

Теодолитная подставка обеспечивала вращение прибора в двух плоскостях, что позволяло добиться требуемого положения ОСД относительно направления на Солнце. Кабелями прибор ОСД соединялся с контрольно-испытательной аппаратурой (КИА), расположенной в помещении звездной лаборатории. С помощью КИА осуществлялся прием данных прибора, содержащих параметры направления на источник излучения.

Для проведения натурных испытаний прибор ОСД устанавливался на штатив так, чтобы оптическая ось прибора была параллельна горизонтальной плоскости. Для наведения ОСД на Солнце теодолитная подставка штатива с закрепленным на ней прибором вращалась в горизонтальной и вертикальной плоскостях. С помощью КИА контролировались углы направления на Солнце, выдаваемые прибором. Изменяя взаимное расположение

прибора и стенда при помощи настроечных винтов, необходимо было добиться того, чтобы контролируемые углы направления на Солнце, получаемые от прибора ОСД, отличались от устанавливаемых углов стенда не более чем на 1° . Затем прибор поворачивался на теодолитной подставке в горизонтальной плоскости на угол $2,5^\circ$ по часовой стрелке относительно направления на Солнце.

Измерения параметров направления на Солнце прибором ОСД проводились в течение 15 мин с интервалом между измерениями 1 с. Данные о направляющих косинусах, углах направления на Солнце и времени измерения фиксировались в памяти компьютера контрольно-испытательной аппаратуры.

За время работы ОСД центр видимого диска Солнца прошел дугу размером 4 угл. град. Траектория Солнца в центре поля зрения прибора, полученная по данным ОСД, аппроксимируется полиномом 2-й степени:

$$y = a_0 + a_1x + a_2x^2.$$

Траектория движения Солнца показана на рис. 6.

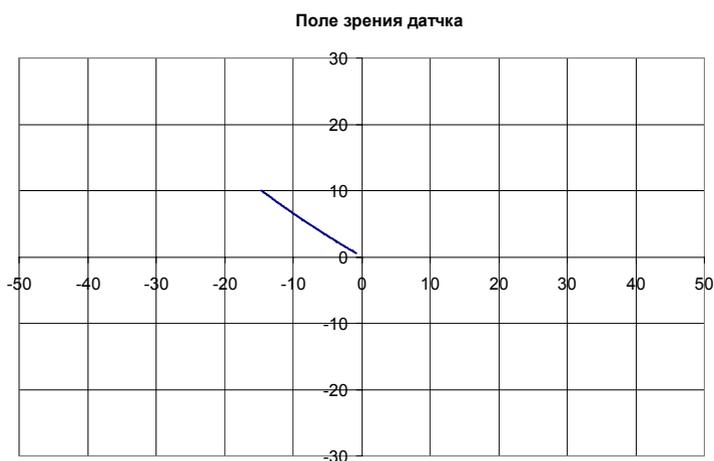


Рис. 6. Траектория движения Солнца в поле зрения ОСД

Программным путем были вычислены коэффициенты данного полинома. Измеренный угол направления на Солнце

сравнивался с вычисленным углом по траектории на момент времени каждого измерения. В результате такой обработки программно построен график зависимости абсолютной ошибки направления на Солнце от времени (рис. 7).

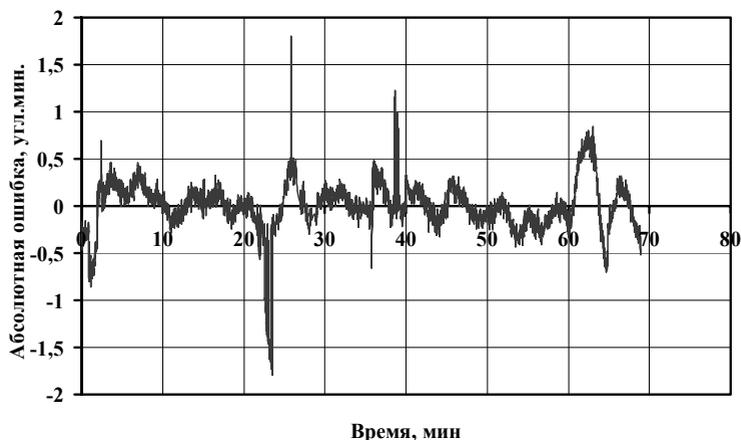


Рис. 7. График зависимости абсолютной ошибки измерения углов направления на Солнце с помощью прибора ОСД

Из графика и расчетов видно, что среднее квадратическое значение абсолютной ошибки прибора ОСД в центре поля зрения не превышает 15 угл. с.

Значение данной ошибки изменяется на интервале от $-0,5$ до $0,2$ угл. мин. Причиной возникновения таких ошибок могут быть как флуктуации источника излучения, так и шумы самого прибора. Единичные и групповые выбросы до значений от $0,5$ до $-1,7$ угл. мин объяснялись качеством изготовления оптического элемента и неблагоприятными погодными условиями при проведении испытаний.

Эксперимент по наблюдению Солнца с помощью прибора БОКЗ-М

Для проведения второго натурального эксперимента был создан макет солнечного датчика на основе блока определения координат звезд (БОКЗ-М). БОКЗ-М предназначен для съемки звездного

неба. В состав БОКЗ-М, так же как и в состав ОСД, входит блок фотоприемного устройства и электронный блок, включающий модуль процессора и модуль вторичного источника питания. Назначения функциональных блоков БОКЗ-М аналогичны назначению блоков ОСД. Однако, в отличие от ОСД, чувствительным элементом фотоприемного устройства БОКЗ-М служит ПЗС-матрица. Съемка Солнца осуществлялась прибором БОКЗ-М со штатным объективом ГОИ, фокусное расстояние которого составляет 60 мм. Так как БОКЗ-М является высокочувствительным прибором, который предназначен для съемки изображений звездного неба, съемка Солнца проводилась с использованием фильтров НС-11 и НС-12. Диафрагмой макета служило отверстие в крышке объектива диаметром 1 мм. Время экспонирования было выбрано таким образом, чтобы уровень сигнала, возникающего в элементах ПЗС-матрицы под действием солнечного света, значительно превышал уровень шлейфа, образованного переносом зарядов в элементах ПЗС в процессе считывания. Таким образом, время экспонирования составило 1 с.

В качестве фотоприемника изображения в приборе БОКЗ-М используется ПЗС-матрица «Лев» размером 520 строк по 536 элементов в строке. В последующую обработку принимается часть матрицы размером 512×512 элементов. Размер каждого элемента матрицы 0,016 мм. Выходной аналоговый сигнал ПЗС-матрицы квантуется с помощью 12-разрядного АЦП на 4096 уровней.

Натурные испытания макета солнечного датчика на основе прибора БОКЗ-М проводились на базе в пос. Балабаново Московской обл. Аналогично испытаниям ОСД, макет крепился под открытым небом на штативе с теодолитной подставкой и кабелями соединялся с контрольно-испытательной аппаратурой. Съемка Солнца с помощью макета солнечного датчика на основе прибора БОКЗ-М проводилась в течение 25 мин. За это время было получено 18 кадров с изображениями Солнца. Изображение представляло собой круглое пятно диаметром порядка 30 элементов ПЗС-матрицы с довольно ярким шлейфом по столбцу. Шлейф — это результат экспонирования в процессе переноса строк в регистр. За время проведения сеанса изображение Солнца переместилось на 6,8 угл. град. по оси X и на 1,9 угл. град. по оси Y . Выходными данными макета солнечного

датчика на основе прибора БОКЗ-М стали кадры, содержащие значения яркости в каждом элементе ПЗС-матрицы.

В отличие от эксперимента с использованием оптического солнечного датчика параметры направления на центр видимого диска Солнца определялись по окончании эксперимента по кадрам, полученным в процессе съемок.

Для выделения полезного сигнала и отсечки шлейфа перед обработкой каждого кадра выбирался порог. Уровень пороговой отсечки составил от 1500 до 2850 градаций 12-разрядного АЦП. Затем определялись координаты энергетических центров изображений Солнца в различных системах координат:

- 1) в элементах дискретизации ПЗС-матрицы;
- 2) в миллиметрах, приведенных к центру матрицы;
- 3) в угловых величинах.

Траектория движения Солнца в поле зрения прибора БОКЗ-М представлена на рис. 8.

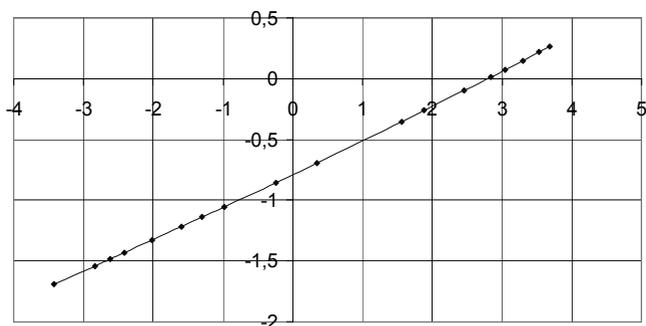


Рис. 8. Траектория движения Солнца в поле зрения прибора БОКЗ-М

Для оценки точности определения направления на Солнце во внутренней системе координат использовался следующий подход. Из теоретических соображений следует, что изображение Солнца должно перемещаться в поле зрения прибора по кривой второго порядка. В качестве аппроксимирующей кривой был выбран степенной полином второго порядка:

$$y = a_0 + a_1x + a_2x_2.$$

В результате аппроксимации таким полиномом набора измерений были получены следующие результаты:

коэффициенты полинома:

$$a_0 = -0,7901,$$

$$a_1 = 0,2737,$$

$$a_2 = 0,003286.$$

Все отклонения измеренных координат y от теоретической кривой объясняются ошибками, обусловленными флуктуацией источника излучения и собственными шумами прибора. Отклонения измеренных координат y от их вычисленных значений колеблются в интервале от 0,7 до 1,0 мкм. Значение средней квадратической ошибки, вычисленной по этим отклонениям, составило 0,5 мкм (в угловой мере 1,7 угл. с). График абсолютной ошибки представлен на рис. 9.

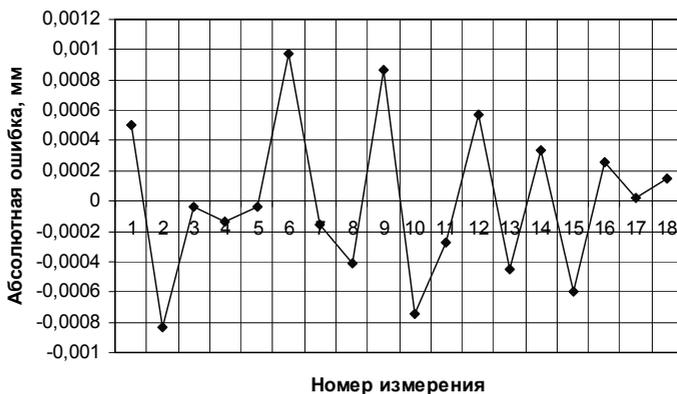


Рис. 9. График зависимости абсолютной ошибки измерения углов направления на Солнце с помощью макета на основе БОКЗ-М

Чтобы сравнить полученные результаты, приборы должны иметь близкие технические характеристики, определяющие их условия работы на борту космического аппарата, такие как поле зрения.

Поле зрения ОСД составляет 120x60 угл. град, в то время как БОКЗ-М имеет круговое поле зрения размером 8 угл. град. При уменьшении фокусного расстояния объектива до 7,3 мм поле зрения прибора увеличится до 60 угл. град. Тогда, пересчитав

полученные данные измерений с использованием новых параметров прибора, вычислим абсолютную ошибку определения направления на центр видимого диска Солнца, которая составляет 14 угл. с.

Сравнение результатов, полученных с помощью приборов ОСД и БОКЗ-М

Для удобства сравнения полученных в процессе эксперимента результатов основные конструктивные и алгоритмические характеристики прибора ОСД и макета солнечного датчика на основе прибора БОКЗ-М сведены в следующую таблицу:

Сравниваемые характеристики и параметры	ОСД	Макет на основе БОКЗ-М	
		Фоточувствительный элемент	ПЗС-линейка 2048 элементов 0,014 мм
Кодирующая маска	Щелевая диафрагма, 9 щелей	Отверстие в крышке объектива	
АЦП	8-разрядное	12-разрядное	
Количество основных параметров для дальнейших вычислений	Координаты энергетических центров 9 кластеров (одномерных)	Координаты взвешенного центра яркости одного пятна (двумерного)	
ПО	Алгоритм выделения, отождествления и обработки 9 одномерных кластеров	Алгоритм выделения и обработки одного двумерного кластера	
Фокусное расстояние	7,4 мм	Получено при эксперименте	Рассчитано теоретически
		60 мм	7,2 мм
Поле зрения	120×60 угл. град.	8 угл. град.	60×60 угл. град.
Точность определения направления на Солнце	1 угл. мин	1,7 угл. с	14 угл. с

Выводы

Изучение полученных в процессе проведенного эксперимента и сведенных в таблицу результатов позволяет сделать следующие выводы:

1. Оба прибора, участвовавших в эксперименте, позволяют определять параметры направления на центр видимого диска Солнца с достаточно высокой точностью, не превышающей 1 угл. мин. Это говорит о превосходстве данных устройств по точности по сравнению с многими зарубежными аналогами.

2. Указанная выше точность обеспечивается использовавшимися приборами в достаточно широких полях зрения, что также может говорить об их конкурентоспособности по сравнению с зарубежными приборами аналогичного назначения.

3. Каждый из вариантов конструктивного и алгоритмического исполнения имеет ряд преимуществ, которые могут быть использованы при производстве приборов. Использование ПЗС-линейки в качестве светочувствительного элемента дает возможность использовать АЦП меньшей разрядности по сравнению с вариантом применения ПЗС-матрицы. В целом использование ПЗС-линейки позволяет упростить схемотехнические решения устройства и, как следствие, снизить себестоимость изготовления прибора.

В свою очередь, использование ПЗС-матрицы позволяет упростить конструкцию кодирующей маски, а также алгоритм вычисления параметров направления на Солнце, что сокращает аппаратные ресурсы прибора, обеспечивающие вычислительные операции.

4. Проведенный эксперимент показал, что для определения направления на центр видимого диска Солнца после некоторых доработок можно использовать звездный датчик. Результат эксперимента говорит о том, что возможно создание единого интегрированного прибора, позволяющего определять ориентацию космического аппарата по двум астрономическим ориентирам: полю звезд и Солнцу.

УДК 629.7.062.2

СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧ НАВИГАЦИИ И ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

В. А. Гришин

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Системы управления движением

Задачи навигации и терминального управления являются ключевыми в процессах управления мобильных объектов различных классов. В число таких объектов входят подводные роботы и аппараты различного назначения, надводные суда, мобильные наземные роботы, летательные аппараты (ЛА), предназначенные для полета в атмосфере, а также космические ЛА. Несмотря на существенные различия сред, в которых осуществляется движение этих аппаратов, системы технического зрения (СТЗ), используемые для решения этих задач, имеют много общего, так как предполагают общий набор методов обработки изображений и решают сходные задачи. Рассмотрим применение систем технического зрения главным образом в задачах управления ЛА различных классов.

В общем случае задача управления полетом летательных аппаратов распадается на две тесно связанные и взаимообусловленные задачи — управление движением центра масс и угловым движением. Управление движением центра масс осуществляется по информации, поступающей от навигационных систем различных классов. В частности, это могут быть инерциальные навигационные системы, радиотехнические навигационные системы, в том числе такие как GPS, ГЛОНАСС, Galileo, действующие в окрестности Земли. Кроме того, используются радиолокационные средства, решающие задачи навигации по цифровым картам местности. В случае полета к планетам и телам Солнечной системы основными являются инерциальные навигационные системы, звездные датчики ориентации и радиотехнические комплексы траекторных измерений.

Управление угловым движением осуществляется в первую очередь по информации инерциальной навигационной системы.

На рубеже 50-60-х гг. XX в. появились системы управления конечными параметрами объекта (системы терминального управления) [1]. Принципиальной особенностью терминального управления является то, что в нем в том или ином виде используется операция прогнозирования конечных (граничных, краевых и т.д.) параметров динамической системы, которыми надлежит управлять. Такие системы используются в контурах наведения центра масс, а в ряде случаев — и в контурах управления угловым движением летательных аппаратов различных классов. Наиболее ярко необходимость использования систем (алгоритмов) терминального управления проявляется в задачах управления процессами стыковки и посадки, которые имеют естественные (и достаточно жесткие) ограничения на длительность, значения координат и скоростей на момент окончания процесса. В таких задачах существенно усиливается взаимосвязь и взаимозависимость контуров управления движением центра масс и угловым движением аппарата.

В этих условиях для обеспечения безаварийной реализации процесса управления необходимо расширение вектора измеряемых параметров по сравнению с классическими радиотехническими системами измерений. Особенно актуально данная задача стоит при реализации посадки на необорудованную площадку, когда измерительные возможности радиотехнических систем обеспечения ограничиваются в еще большей степени.

Задачи навигации и терминального управления отличаются, в частности, разными требованиями к величине допустимых задержек на формирование оценок вектора параметров. В случае терминального управления вектор оцениваемых параметров должен обновляться достаточно быстро (определяется динамикой объекта управления), так как измеритель параметров включен в контур управления. При решении задач навигации допустимы значительно большие величины задержек. Другим отличием является то, что подлежат оценке различные по составу векторы параметров.

В названии настоящей работы не отражен достаточно большой класс задач, а именно — задачи наведения, поскольку в СТЗ задачи наведения решаются теми же средствами, что и задачи навигации и терминального управления.

Автоматическое управление процессом посадки

Автоматическое выполнение посадки будет находить все более широкое применение в системах управления перспективных беспилотных ЛА (БПЛА). В настоящее время БПЛА активно развиваются во многих странах. Количество таких аппаратов и реализуемых проектов по их разработке исчисляется многими сотнями. Развиваются также и системы автоматической посадки. В частности, в январе 2006 г. БПЛА RQ-8A Fire Scout компании Northrop Grumman произвёл полностью автоматическую посадку на палубу корабля. Наибольшая автономность и гибкость достигается в БПЛА, способных осуществлять посадку в автоматическом режиме на неподготовленную площадку. В качестве примера можно привести The NASA/Army Autonomous Rotorcraft Project, реализуемый в настоящее время в NASA Ames Research Center. Во Франции в 2002 г. начат проект RESSAC, предусматривающий, помимо прочего, разработку системы управления и алгоритмов автоматической посадки на необорудованные площадки. Активно ведутся работы в направлении все более тесной интеграции бортовых оптических средств измерения/навигации с классическими инерциальными навигационными системами.

Особенности и принципы функционирования СТЗ

Дешевизна, малые габариты, масса, потребляемая мощность, высокая точность являются весьма привлекательными чертами оптических систем. Большой опыт, накопленный в разработке оптических телевизионных систем самого разного назначения, также способствует расширению их применения в системах управления. Естественные недостатки оптических систем — это, во-первых, необходимость наличия источника света, во-вторых — рассеивание и поглощение света на различных аэрозолях и взвешенных частицах. Воздействие этих факторов существенно влияет на работоспособность и максимальную дальность функционирования СТЗ.

Телевизионные камеры могут обеспечивать потоки информации порядка 10...50 Мбайт/с. Совокупность телевизионного датчика (датчиков) и вычислительных средств, выполняющих обработку видеoinформации, и является системой технического

зрения (СТЗ). Развитие вычислительной техники — рост вычислительной мощности процессоров, создание мультипроцессорных кластерных систем, позволяющих обрабатывать большие массивы информации в режиме реального времени, создает предпосылки для существенного расширения возможностей практического использования высокоинформативных датчиков в системах управления мобильными объектами различных классов [2, 3].

В данной работе рассматривается применение систем технического зрения для решения двух классов задач управления движением — навигации и терминального управления. При этом остается вне рассмотрения очень большой класс СТЗ, решающих задачи распознавания образов. Эти системы отличаются большим разнообразием используемых методов и алгоритмов. Задача распознавания образов является, без сомнения, одной из самых серьезных фундаментальных задач и здесь рассматриваться не будет. В практическом плане, в задачах управления движением, задача распознавания сводится к распознаванию отдельных (заданных) объектов, элементов рельефа, ориентиров и т.д. Степень надежности такого распознавания существенно увеличивается при использовании информации о трехмерной структуре наблюдаемых объектов, которая может быть получена от СТЗ. При этом могут быть использованы хорошо зарекомендовавшие себя методы навигации по профилометрическим измерениям. Такие методы навигации успешно используются уже более 50 лет в навигационных системах крылатых ракет.

Целесообразность использования СТЗ в системах терминального управления обусловлена тем, что они позволяют, во-первых, реализовать измерение тех параметров движения ЛА, которые традиционно измеряются радиотехническими системами обеспечения посадки. Это позволяет существенно повысить устойчивость систем управления к отказам и точность измерения путем комплексирования измерительных систем. Во-вторых, система технического зрения позволяет получить информацию, которая делает возможным исключение человека из контура управления и реализацию посадки в полностью автоматическом режиме. Это является необходимым условием успешного выполнения миссий по исследованию планет и малых

тел Солнечной системы, предусматривающих посадку аппарата на исследуемую поверхность. В таких миссиях исключается участие человека в управлении процессом посадки вследствие большой величины запаздывания в контуре управления, обусловленного конечной скоростью распространения электромагнитных волн в космическом пространстве.

Методы обработки изображений и получения информации о параметрах относительного движения ЛА могут найти также применение и в системах управления пилотируемых ЛА. Применение этих методов позволит существенно снизить аварийность и влияние «человеческого фактора» при выполнении наиболее сложного и опасного маневра — посадки ЛА на заключительной стадии полета.

СТЗ на борту ЛА может быть использована для решения следующих задач:

1. Определение положения прогнозируемой точки посадки в поле зрения.
2. Оценка пригодности профиля наблюдаемой поверхности для посадки ЛА.
3. Измерение координат и углов, а также соответствующих скоростей относительного движения.
4. Решение задач наведения на заданный или автоматически выбранный участок поверхности.

В рамках первой задачи анализируется поток изображения с поиском эпиполя (точки пересечения вектора скорости ЛА с наблюдаемой поверхностью). Данная точка является прогнозируемой точкой посадки.

В рамках второй задачи оценивается профиль наблюдаемой поверхности — формирование «облака» отсчетов координат, выделение потенциально опасных участков, главным образом в окрестности эпиполя, либо областей с большим перепадом профиля поверхности с последующим детальным анализом в этих выделенных областях (инспекция района посадки). Профиль наблюдаемой поверхности может оцениваться также и для решения задач навигации по этому профилю.

В рамках третьей задачи анализируется движение множества выделенных опорных точек в поле зрения и рассчитываются соответствующие перемещения камеры. Скорости оцениваются известными разностными методами [4].

В рамках четвертой задачи формируется эталонное изображение (профиля), которое используется для слежения за выделенным участком поверхности в поле зрения, измерения дальности, ориентации вектора нормали к поверхности. При этом для уменьшения степени влияния перспективных искажений, изменяющихся по площади изображения участка, целесообразно использовать структурные методы распознавания и установления соответствия [2].

В настоящее время разработано достаточно много методов решения задачи определения параметров движения на основе информации, поступающей от телевизионных камер. До последнего времени широкому внедрению этих методов препятствовала высокая вычислительная сложность, делающая затруднительной реализацию систем управления, работающих в реальном времени. Кроме того, точностные характеристики таких систем в сильной степени зависят от статистических параметров изображений, формируемых телевизионными камерами при визировании различных поверхностей.

Алгоритмы измерения координат и оценки профиля наблюдаемой поверхности по видеоизображениям базируются на обработке последовательностей монокулярных и стереоскопических телевизионных кадров. При наличии достаточных вычислительных ресурсов и отсутствии жестких ограничений на массогабаритные характеристики возможно использование более двух телевизионных камер. Обработка изображений предусматривает выделение в них устойчивых инвариантных особенностей (признаков и фрагментов), установление соответствия (идентификацию) выделенных особенностей на последовательности кадров и вычисление координат особенностей и самого объекта. Измерение координат и оценка профиля поверхности в монокулярном режиме возможна только при использовании дополнительной информации, поступающей от инерциальной навигационной системы (ИНС), GPS, дальномера, или визированием объекта с известными геометрическими размерами. Дело в том, что эти параметры по последовательности монокулярных изображений восстанавливаются с точностью до постоянного коэффициента. Стереоскопический режим позволяет обходиться без такой дополнительной информации.

Оценки точности трехмерной реконструкции наблюдаемой поверхности

Приведем оценки точности реконструкции поверхности в монокулярном режиме (при наличии на борту ЛА высокоточной ИНС) [5, 6]. Погрешности реконструкции оцениваются для следующего набора параметров:

- разворот оси камеры относительно горизонтальной плоскости $67,5^\circ$;
- поле зрения камеры в горизонтальной плоскости $63,7^\circ$, в вертикальной плоскости 45° ;
- среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки установления соответствия точек Z' (предполагается, что визирование точки осуществляется с субпиксельным разрешением);
- высота полета 10 000 м;
- количество кадров визирования точки 5.

Такой режим съемки характерен для решения навигационных задач.

На рис. 1 представлена геометрия съемки, где O_i — проекционный центр; α — угол между местным горизонтом и оптической осью; l — прямая, вдоль которой движется камера.

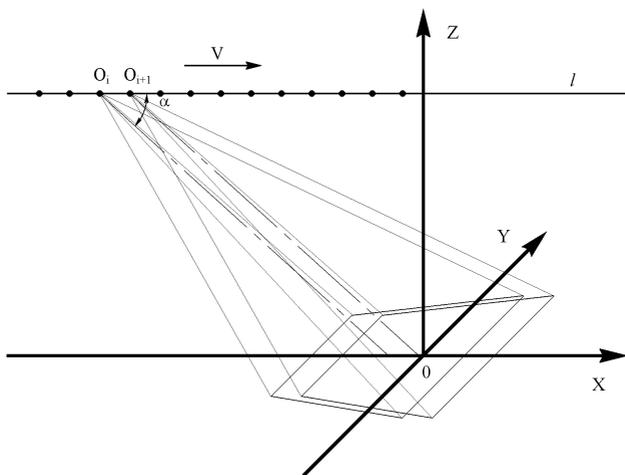


Рис. 1. Геометрия съемки

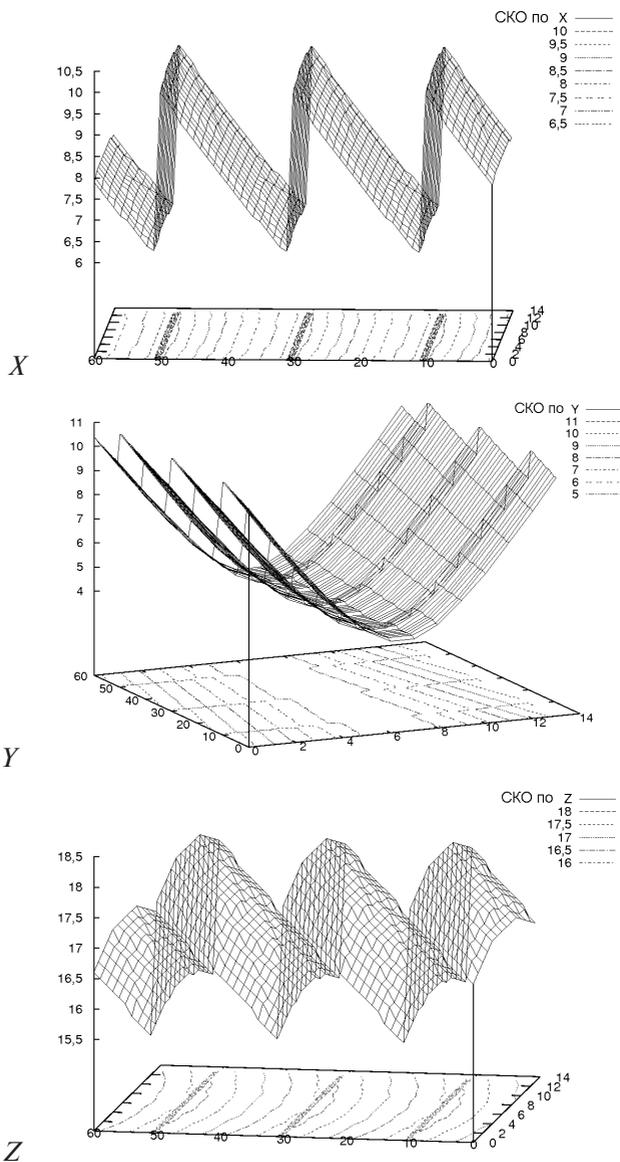


Рис. 2. Результаты оценивания достижимой точности реконструкции профиля наблюдаемой поверхности

На рис. 2 приведены результаты оценивания достижимой точности реконструкции профиля наблюдаемой поверхности по методу максимального правдоподобия для каждой из трех координат пространства.

Достижимая погрешность реконструкции (СКО) оценивалась по неравенствам Крамера–Рао. Полет происходит параллельно наблюдаемой поверхности. На графиках приведены только те точки, которые визировались ровно пять раз. Точки на периферии кадра, которые визировались меньшее количество раз, отброшены. Точность трехмерной реконструкции оценивается примерно величиной порядка 10^{-3} от расстояния до поверхности. Полученные точности реконструкции трехмерной поверхности сопоставимы с точностью радиолокационных измерений и вполне приемлемы для решения навигационных задач в профилометрическом режиме.

Приведем оценки точности реконструкции поверхности в монокулярном режиме (при наличии на борту ЛА высокоточной ИНС) для случая, когда эпиполь находится в поле зрения (пикирование). Погрешности реконструкции наблюдаемой поверхности оцениваются для несколько модифицированного набора параметров:

- разворот оси камеры и вектора скорости полета относительно горизонтальной плоскости 45 и 90° ;
- начальная дальность до точки падения 10000 м;
- количество кадров визирования точки 5 , между моментами съемки кадров камера перемещается на 200 м.

На рис. 3 представлена геометрия съемки, а на рис. 4 приведены результаты расчетов.

Как и следовало ожидать, наличие в поле зрения эпиполя обуславливает резкий рост ошибок реконструкции профиля наблюдаемой поверхности по координате Z (и координате X при $\alpha \neq 90^\circ$) в его окрестности. Вне этой окрестности точность трехмерной реконструкции оценивается примерно величиной порядка $(1...5) \cdot 10^{-2}$ от расстояния до поверхности. Таким образом, в режиме пикирования (посадки), когда эпиполь находится в поле зрения, получение приемлемой точности реконструкции возможно только с существенно меньших дистанций, чем в режиме полета приблизительно параллельно визируемой поверхности. Тем не менее, возможность измерения профиля поверхности,

на которую осуществляется посадка, весьма полезна с точки зрения обеспечения безопасности посадки.

При отсутствии на борту достаточно точной ИНС, обеспечивающей продольный стереобазис, или при отсутствии достаточно точной модели силы тяжести, необходимы либо калибровка линейных размеров по другому измерителю (например, лазерному дальномеру), либо использование стереозрения.

Уменьшить влияние эпиполя на ошибки трехмерной реконструкции и обеспечить независимость от ИНС возможно при использовании стереоскопической съемки. На рис. 5 представлены результаты расчета точности реконструкции наблюдаемой поверхности в стереорежиме для угла $\alpha = 45^\circ$ и $\alpha = 90^\circ$, начальной дальности до поверхности 200 м, смещения камеры между кадрами 4 м. Реконструкция производится по пяти кадрам. Расстояние между камерами 2 м. Уменьшение дальности, для которой проводятся расчеты, обусловлено тем, что на больших дальностях стереоэффект практически отсутствует. Одновременно определяются угловые развороты объекта и его линейные перемещения. СКО определения углов разворота относительно осей OX , OY , OZ — в интервале $0,004...0,038^\circ$ в зависимости от номера кадра и угла α ; СКО определения линейных перемещений по координатам X , Y , Z — в интервале $0,014...0,124$ м также в зависимости от номера кадра и угла α .

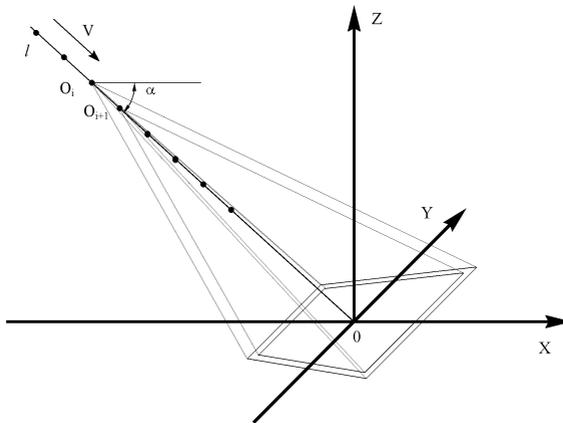


Рис. 3. Геометрия съемки при наличии эпиполя в поле зрения

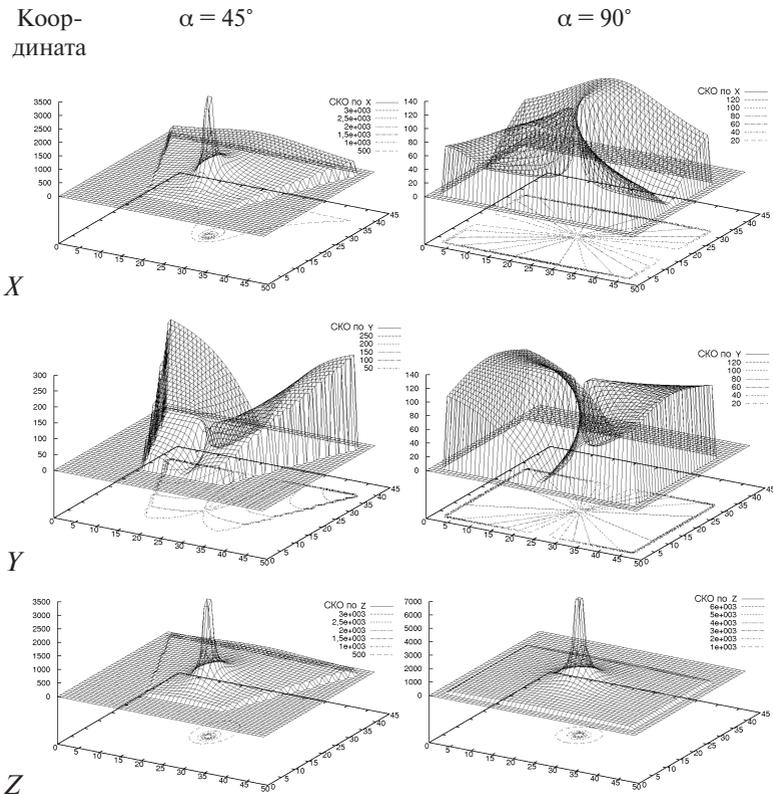


Рис. 4. Результаты оценивания достижимой точности реконструкции профиля наблюдаемой поверхности при наличии эпиполя в поле зрения

Из анализа графиков следует, что влияние эпиполя на точность трехмерной реконструкции практически исчезло и ошибки реконструкции оцениваются примерно величиной порядка $(1...5) \cdot 10^{-2}$ от расстояния до поверхности по всей площади кадра.

Для получения более точных оценок профиля поверхности, на которую предполагается осуществить посадку, целесообразно предварительно проводить инспекцию этой поверхности, осуществляя полет приблизительно параллельно ей. В этом случае ошибки оценивания рельефа поверхности получаются существенно меньше, чем при оценивании профиля поверхности не-

посредственно в процессе выполнения посадки. Естественно, что проведение инспекции поверхности возможно только в том случае, когда ЛА допускает выполнение такого маневра.

Коор-
дината

$\alpha = 45^\circ$

$\alpha = 90^\circ$

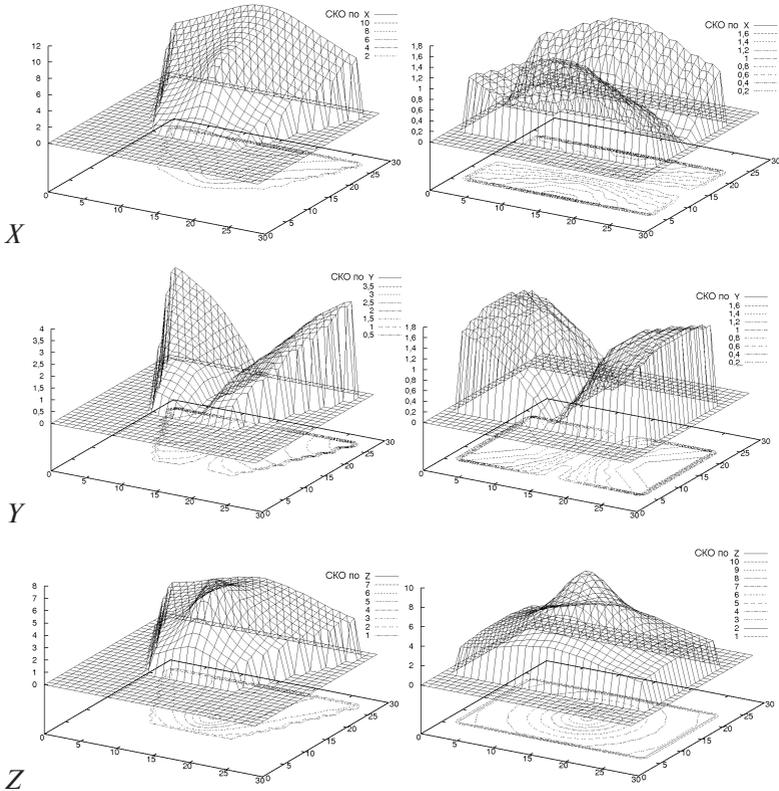


Рис. 5. Результаты оценивания достижимой точности реконструкции профиля наблюдаемой поверхности при наличии эпиполя в поле зрения в стереоскопическом режиме

Управление процессом посадки на малые тела Солнечной системы

Известна успешная посадка космического аппарата на астероид Эрос в 2001 г. Вся обработка видеoinформации осуществлялась

на Земле. В Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology проводились исследования в области алгоритмов информационного обеспечения процесса посадки на малые тела Солнечной системы и оценивания параметров движения [7, 8]. В частности, рассматривался монокулярный измеритель линейных и угловых перемещений. Калибровка измерителя производилась по результатам измерения лазерным дальномером. Система технического зрения (Descent Image Motion Estimation System — DIMES) использовалась для оценивания горизонтальной скорости снижения марсохода (Mars Exploration Rover — MER) [9].

При реализации процесса посадки ЛА на поверхность Фобоса СТЗ может использоваться для решения следующих задач:

- автономный выбор места посадки и слежение за ним;
- индикация края Фобоса;
- измерения высоты ЛА над поверхностью Фобоса и компонентов скорости.

Автономный выбор места посадки может осуществляться по двум критериям. Во-первых, это степень однородности яркости изображения в пределах места посадки. Неоднородность яркости порождается неоднородностью освещения (наличием теней), неоднородностью отражательной способности поверхности и вариациями ориентации местной нормали к поверхности. От профиля поверхности зависят как характер теней, так и вариации ориентации местной нормали. Во-вторых, это прямое измерение дальности до точек поверхности, обладающих достаточной информативностью, и поиск участка с приемлемым профилем поверхности (т. е. допустимыми вариациями дальности). Для слежения за выбранным участком формируется его эталонное изображение и определяется текущее положение этого участка на полученных кадрах.

Индикация края Фобоса производится путем пороговой обработки его изображения на фоне звездного неба.

Высота над поверхностью Фобоса измеряется в стереорежиме. Получение оценки вертикальной компоненты скорости осуществляется конечно-разностными методами. Линейные и угловые перемещения и соответствующие скорости должны измеряться с учетом информации об угловом движении аппарата

в пространстве, поступающей от ИНС, так как оптические методы позволяют определить только перемещения и скорости изображения в поле зрения. При этом разделение угловых и линейных перемещений аппарата при использовании информации только от оптических средств возможно со значительными ошибками.

Необходимо отметить, что при анализе потока в монокулярном режиме имеет место значительное изменение длины и направления векторов потока по полю кадра. Это обусловлено одновременным движением по линейным и угловым координатам. Это, в свою очередь, вынуждает использовать для оценки параметров углового и линейного движения анализ перемещения достаточно большого количества точек.

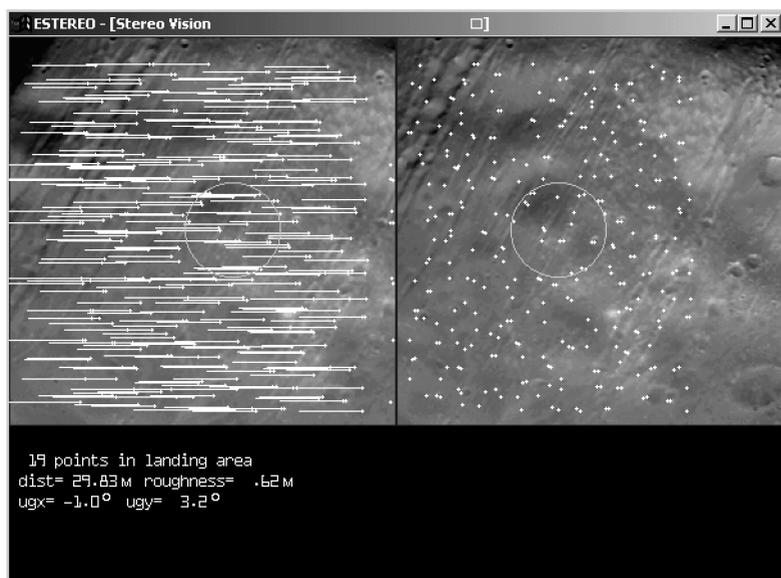


Рис. 6. Результаты работы алгоритма стереозрения

На рис. 6 показаны результаты работы алгоритма стереозрения. Горизонтальные светлые отрезки показывают диспаратность двух изображений. На правом изображении крестиками выделены точки, для которых установлено соответствие с точками левого кадра. В центральной части белым контуром показана

граница площадки, на которую опустится аппарат, в предположении, что вектор относительной скорости параллелен оптическим осям камер. В нижней части рисунка приведена оценка дальности до площадки в метрах (по причине отсутствия изображений высокого разрешения для отработки программы использовались изображения, соответствующие существенно большим значениям дальности). Стереопара синтезирована для дальности ~ 30 м. Приводится также оценка дальности (29,83 м), неровности площадки (0,62 м), а также ориентация нормали к площадке ($-1,0; 3,2^\circ$). Здесь они не равны нулю из-за ошибок оценивания этих параметров при малом числе точек.

На рис. 7 приведены результаты работы алгоритма стереозрения для случая визирования модельной поверхности, развернутой на 20° относительно горизонтальной оси камер для той же дальности в 30 м. Возникающая при этом неровность площадки не превосходит тех же 0,62 м. Оценка разворота площадки ($12,6; 1,3^\circ$) показывает погрешность измерений относительно заданных значений ($20,0; 0,0^\circ$).

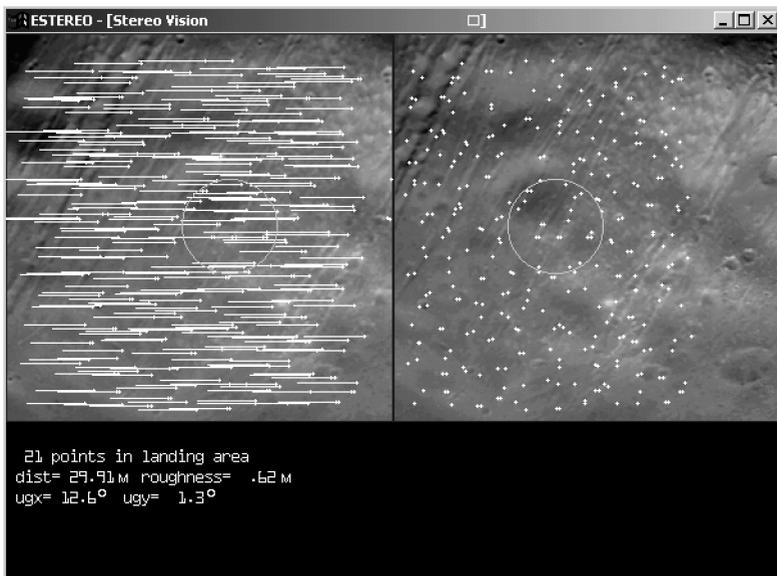


Рис. 7. Результаты работы алгоритма стереозрения при развороте видимой поверхности на 20°

На рис. 8 приведены результаты обработки изображений в монокулярном режиме. Слева приведен первый кадр, справа — второй. Светлыми горизонтальными отрезками показаны векторы перемещения информативных точек изображения (оптический поток). Черным цветом выделены те векторы перемещения, которые забракованы алгоритмом селекции аномальных ошибок привязки. В нижней части рисунка приведены оценки углов разворота относительно трех осей ($0,85; -0,51; 3,59^\circ$). Реальные значения этих углов, использованные при синтезе изображений, равны соответственно $1,0; -0,5; 3,0^\circ$. Первый кадр сформирован для дальности 30 м, второй — 27 м.

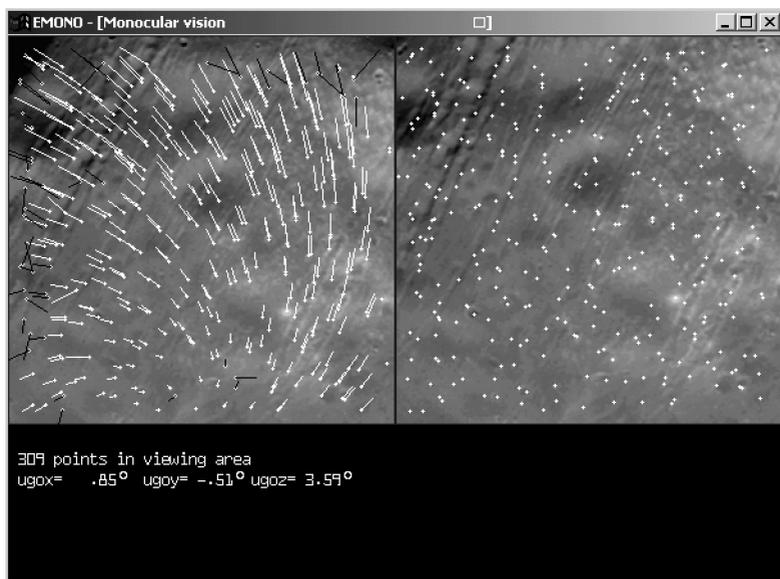


Рис. 8. Результаты обработки изображений в монокулярном режиме

Если оценивать углы разворота изображения без комплексирования с инерциальной навигационной системой, то выявлены заметные ошибки, которые порождает линейное перемещение объекта в пространстве даже в том случае, когда аппарат перемещается строго вдоль оси камеры. Дело в том, что точки изображения, имеющие достаточно высокую информативность,

распределены по площади кадра неравномерно, что порождает асимметрию оптического потока. А это, в свою очередь, порождает ошибки оценивания угловых перемещений.

Для обработки изображений будет использован процессор ADSP-21060 SHARC фирмы Analog Devices, характеризующийся следующими параметрами: 40 MIPS, 25 нс instruction cycle, 120 MFLOPS Peak, 80 MFLOPS Sustained Performance. Реально он будет использован на более низких тактовых частотах с соответствующим снижением производительности.

Данная работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (грант № 06-01-00524-а)

Литература

1. *Бородовский В. Н.* Системы управления текущими и конечными параметрами. Сравнительный анализ и их место в теории и практике систем управления летательными аппаратами//Международ. научно-технич. конф. МНТК-98: Сб. докл. М.: ГОНТИ-6, 1999.
2. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий/Под ред. М. Н. Красильщикова и Г. Г. Себрякова. М.: Физматлит, 2005.
3. *Астапов Ю. М., Васильев Д. В., Заложнев Ю. И.* Теория оптико-электронных следящих систем. М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1988.
4. *Гришин В. А.* Телевизионный датчик системы управления движением //11-я Всерос. конф. «Математические методы распознавания образов», ММРО-11: Сб. докл. М.: ВЦ РАН, 2003. С. 286–289.
5. *Гришин В. А.* Оценка методической погрешности 3D-реконструкции по последовательности изображений методом максимального правдоподобия // Искусственный интеллект в технических системах: Сб. науч. тр. Вып. № 23. М.: Гос. ИФТП, 2003.
6. *Гришин В. А.* Оценка Крамера–Рао методической погрешности 3D-реконструкции поверхности по последовательности изображений //Конф. по теории управления, посвященная памяти академика Б. Н. Петрова: Программа и тез. докл. М.: Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, 2003.
7. *Johnson Andrew E., Matthies Larry H.* Precise Image-Based Motion Estimation for Autonomous Small Body Exploration// Fifth Intern. Symp. on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space: Proc., ISAIRAS '99.

8. *Olson Clark F., Matthies Larry H., Schoppers Marcel, Maimone Mark W.* Robust Stereo Ego-motion for Long Distance Navigation//IEEE Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition, CVPR'2000: Proc. V. 2.
9. *Cheng Yang, Johnson Andrew, Matthies Larry.* MER-DIMES: A Planetary Landing Application of Computer Vision//IEEE Computer Society Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition, CVPR'2005: Proc. V. 1.

УДК 551.5

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК С ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫМИ СПОСОБНОСТЯМИ

В. А. Котцов, В. Д. Глазков

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Датчики солнечной ориентации (ДСО) широко используются в навигационной аппаратуре летательных космических аппаратов и планетоходов, в системах эксплуатации солнечных электростанций для определения направления на Солнце [1].

Солнце дает одно из главных опорных направлений при астроориентации. Оно размещено в центре нашей планетной системы и определяет смену дня и ночи. Его видимые размеры и яркость значительно больше, чем у других астрономических объектов. По многим причинам солнечные датчики — важные компоненты в навигационном оборудовании. Практически все космические аппараты используют солнечные датчики для определения своего положения. Поскольку большинство оборудования спутников использует солнечную энергию, важно быть уверенным, что солнечные панели правильно ориентированы относительно Солнца. Кроме того, некоторые космические аппараты могут иметь инструменты, чувствительные к свету, которые не должны быть подвергнуты прямому солнечному излучению, например, съемочные системы.

Сегодня большое число ДСО разных производителей предлагается для использования на космических аппаратах. В доступных источниках мы нашли около сотни описаний конструкций и характеристик датчиков. Они все отличаются как по своим основным параметрам, так и по надежности. Среди них можно выделить большую группу — аналоговые ДСО. Основное их достоинство — простота конструкции, однако по точности и надежности они часто уступают другим типам.

Наряду с другими типами фотоприемников, в аналоговых приборах широко используют кремниевые приемники излучения [2]. Кремниевые фотоприемники удовлетворяют большинству

требований, предъявляемых к комплектующим элементам для систем ориентации. Они обладают хорошей согласованностью спектральной характеристики со спектром излучения Солнца, сохраняют работоспособность в большом диапазоне температур и освещенностей, отличаются достаточной электрической мощностью и чувствительностью, имеют низкий уровень собственных шумов и надежность при длительной работе, устойчивы к вакууму и механическим нагрузкам, обладают высокой стабильностью и малой инерционностью. Датчики на их основе отличаются малой массой, отсутствием оптических систем и питающих источников. Кремниевые фотоприемники изготавливаются в виде пластин. Эти фотоприемники широко используются в качестве бортовых источников электроэнергии и к настоящему времени накоплен большой опыт их применения.

Принцип работы аналогового датчика основан на зависимости электрического сигнала с выхода фотоприемника от угла падения на него излучения. Аналоговые датчики используют фотоэлементы, чей текущий выходной сигнал пропорционален косинусу угла a между направлением к Солнцу и нормалью к плоскости фотоэлемента. Текущий выходной сигнал на выходе фотоприемника в зависимости от освещенности E_o дается выражением

$$I(a) = E_o \cos a,$$

которое определяется величиной угла a . Однако наличие одного фотоэлемента, хотя и характеризует величину угла, не дает возможности определить положение плоскости.

Наиболее простым и эффективным решением является балансная схема. Такой датчик работает в заданной плоскости и использует два фотоприемника, симметрично отклоненных от его оси симметрии в указанной плоскости. Этот датчик может функционировать, например, в наземных энергетических гелиоустановках. Реакцию для каждого из этих двух фотоприемников можно записать в следующем виде:

$$I_1(a) = E_o \cos(\varphi_0 - a),$$

$$I_2(a) = E_o \cos(\varphi_0 + a).$$

Учитывая разность этих двух выражений, получаем

$$\Delta I = E_o [\cos(\varphi_0 + a) - \cos(\varphi_0 - a)] = 2E_o \sin \varphi_0 \sin a = C \sin a,$$

где $C = 2 E_0 \sin \varphi_0$ — постоянная, которая зависит от электрических характеристик фотоэлементов и геометрической конструкции размещения пары фотоэлементов.

Для получения полного полусферического обзора датчика необходимо добавить вторую пару фотоприемников, которая будет работать в плоскости, ориентированной перпендикулярно предыдущей. При этом линия пересечения этих плоскостей совпадает с осью симметрии датчика. Приходим к схеме датчика квадрантного типа. Квадрантные датчики хорошо известны, их теория подробно описана в литературе [3]. Опыт применения аналогового квадрантного датчика наведения в международном космическом проекте ВЕГА для наблюдения кометы Галлея показал его высокую эффективность [4]. По сравнению с телевизионным цифровым датчиком наведения он обладает большей приемистостью и быстродействием.

Предлагается схема пирамидального квадрантного ДСО. Она обладает уникальным фотометрическим инвариантом, использование которого может существенно повысить надежность этого прибора. Рассмотрим подробнее особенности функционирования датчика.

Собирающая оптика отсутствует. Поток излучения одинаково падает на все грани пирамиды. Обозначим фотоприемники на гранях пирамиды в последовательности их размещения по круговому обходу (1–4). Тогда одну пару составят фотоприемники с четными номерами, вторую — с нечетными. Ориентация каждого фотоприемника в пирамидальной конструкции ДСО можно определить его угловым положением относительно оси симметрии пирамиды — $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ и φ_4 . Из симметричности пирамиды следует, что значения всех углов равны по абсолютной величине, а их знаки противоположны для углов каждой пары. Каждая такая пара фотоприемников отслеживает составляющие зенитного расстояния Солнца $z_{\odot 1}$ и $z_{\odot 2}$ в плоскости своей пары. Для простоты примем, что освещенность фотоприемников при нормальных условиях $E_0 = 1$, а их площади равны. Тогда, при условии линейности, для сравнения сигналов достаточно рассматривать только зависимость разности сигналов от изменения углового положения Солнца.

Сумма сигналов нечетной и четной пар фотоприемников в зависимости от изменения углового положения Солнца будет иметь вид

$$\Sigma_1 = E_o (\cos(\varphi_1 + z_{o1}) + \cos(\varphi_3 - z_{o1}))z_{o2},$$

$$\Sigma_2 = E_o (\cos(\varphi_2 + z_{o2}) + \cos(\varphi_4 - z_{o2}))z_{o1}.$$

Несложно доказать, что при условии выполнения косинусной зависимости сигнала на каждом фотоприемнике от изменения зенитного расстояния Солнца обе величины будут равны:

$$\Sigma_1 = \Sigma_2.$$

Из формул следует, что равенство должно сохраняться при изменении наклона граней пирамиды и для большого диапазона изменения положений Солнца.

Выполнение этого условия говорит о правильности функционирования ДСО и подтверждает возможность использования полученной оценки положения Солнца. Уход Солнца из рабочей области ДСО, несимметричное затенение фотоприемников, деградация или разрушение отдельных фотоприемников — все это приведет к нарушению такого баланса. Таким образом, пирамидальная конструкция квадрантного датчика приводит к появлению новых, интеллектуальных способностей устройства — осуществлению самоконтроля. Равенство сумм сигналов нечетной и четной пар фотоприемников является инвариантом для контроля при нормальном функционировании датчика. Важно, что такой контроль осуществляется в самом процессе измерений.

Вычислительная часть датчика легко реализуется аналоговой электроникой и не требует задержек.

Совокупность установленных друг на друга пирамидальных конструкций с различным наклоном граней обеспечит работу ДСО со ступенчатым изменением поля зрения. Применение двух связанных пантографических структур, развернутых в двух перпендикулярных плоскостях, позволяет рассмотреть конструкцию с непрерывным изменением наклона граней пирамиды с фотоприемниками. Это позволяет проектировать ДСО, адаптивные по полю зрения и точности.

Теперь рассмотрим усеченную пирамиду и введем еще один фотоприемник, размещенный на новой (пятой) грани. Ее нормаль совпадает с осью симметрии пирамиды. Очевидно, что суммы сигналов нечетной или четной пар фотоприемников должны коррелировать со значением сигнала этого пятого фотоприемника. Анализ зависимостей показывает, что при нахождении Солнца в поле зрения ДСО и правильном функционировании

прибора, сигнал пятого (эквивалентного остальным) фотоприемника будет равен суммам сигналов нечетной или четной пар фотоприемников с точностью до постоянного коэффициента. Величина этого коэффициента зависит от выбранного угла наклона граней пирамиды. Применение пятого фотоприемника дает возможность дополнительного независимого контроля, повышает надежность. Эта дополнительная информация позволяет также выявить дефектную пару фотоприемников.

Если на гранях пирамидального ДСО установлены, например, кремниевые фотоприемники, подобные тем, которые применяются в панелях солнечных батарей, то напрашивается мысль использовать фотоприемники одновременно и в качестве источника питания ДСО. Схемная реализация солнечного датчика имеет несколько вариантов решений. Другой вариант технического решения фотоприемной части ДСО дает применение малогабаритных фотоприемников, ориентированных соответственно заданному развороту граней пирамиды. Это приводит к миниатюризации конструкции датчика.

Вариант модели усеченной фотоприемной пирамиды с пятым фотоприемником представлен на рисунке. На четырех гранях показанной пирамиды размещены одинаковые фотоприемники, поле зрения каждого из которых ограничено блендой для защиты от боковых засветок. Пятый фотоприемник, размещенный на верхней грани, имеет другой размер с учетом требований согласования с величиной контролируемого значения суммарных сигналов.

ДСО, принцип действия которых основан на использовании зависимости выходного сигнала от угла падения излучения на плоскость фотоприемника, позволяют обеспечить большой угол обзора, но имеют сравнительно низкую точность определения углового положения. Они наиболее просты по конструкции и могут использоваться на малых спутниках или в качестве резервных систем. Точность этих приборов в значительной степени зависит от линейности преобразования сигналов, влияния засветок и температурного воздействия.

В заключение перечислим основные достоинства предлагаемой конструкции ДСО. Пирамидальный солнечный датчик квадрантного типа не имеет входной фокусирующей оптической системы, может иметь малые габариты и массу.



Модель усеченной фотоприемной пирамиды с пятым фотоприемником

Датчик автоматически прекращает выдачу информации при неравномерном затенении, бликах и выходе из строя отдельных элементов. Он обеспечивает непрерывный самоконтроль правильности функционирования в процессе определения углового положения. Выдача информации об угловой ориентации осуществляется в реальном времени. Датчик может иметь многоступенчатую структуру по полю зрения с возможностью самоорганизации. Возможна также реализация конструкции датчика с переменным полем зрения изменением наклона граней пирамиды. Фотоприемные элементы могут служить одновременно и источником питания датчика. Ввод пятого элемента в усеченной пирамиде обеспечивает дополнительный контроль функционирования.

Литература

1. Черемухин Г. С. Приборы ориентации на Солнце. М.: Техпромиздат, 1998. 342 с.
2. Глиберман А. Я., Бурмистрова Л. В. Использование кремниевых фотопреобразователей в солнечных датчиках ориентации//Гелиотехника. 1973. № 3. С. 7–15.
3. Астапов Ю. М., Васильев Д. В., Заложнев Ю. И. Теория оптико-электронных следящих систем. М.: Наука, 1988. 328 с.
4. Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Тарнопольский В. И. и др. Телевизионная съемка кометы Галлея. М.: Наука, 1989. 295 с.

УДК 519.677

РАБОТА ОДНОФОТОННОГО КООРДИНАТНО-ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ДЕТЕКТОРА В СОСТАВЕ ТЕЛЕСКОПА СВЕРХВЫСОКОЙ СВЕТОСИЛЫ

А.П. Калинин¹, Н.А. Коровин²

¹ Институт проблем механики Российской академии наук, Москва,

² ЗАО «Научно-технический-центр (НТЦ) „Реагент“», Москва

В настоящее время в сверхчувствительных оптических датчиках, используемых, в частности, в оптической астрономии, все большую популярность завоевывают координатно-чувствительные детекторы (КЧД) на микроканальных пластинах (МКП). Этот прибор обладает чувствительностью на уровне счета отдельных фотонов, что наделяет его большими преимуществами по сравнению с приборами с зарядовой связью (ПЗС). Кроме того, счет фотонов дает информацию о точном моменте времени прихода каждого фотона, что во многих случаях делает такой детектор незаменимым. Однако, в силу сложных зависимостей выходной информации от принятых сигналов, обработка их в реальном времени встречает значительные трудности. Главная из них — проведение возможно более точного количественного анализа работы прибора. Такой анализ позволяет добиться максимальной точности получаемой информации. Анализу, который дает возможность добиться более точных показаний как от существующих, так и от создаваемых приборов, посвящена данная работа.

В основу работы КЧД положен следующий принцип. Фотон (рис. 1), попав на фотокатод, выбивает электрон, улавливаемый МКП. Каждая из пластин представляет собой, по сути, множество микроскопических каналовых электронных умножителей, на выходе которых образуется электронная лавина. Шевронные сборки из двух и более пластин используются для увеличения коэффициента усиления. Лавина, вышедшая из сборки МКП, улавливается коллекторной системой (анодами). Наличие коллекторной системы делает детектор координатно-чувствительным, т. е. позволяет установить координаты попадания фотона

на поверхности фотокатода. Это достигается благодаря возможности определения коллекторной системой центра тяжести электронной лавины, который хорошо коррелирует с координатами попадания фотона на фотокатод. Кратко опишем возможные варианты таких коллекторных систем [1].

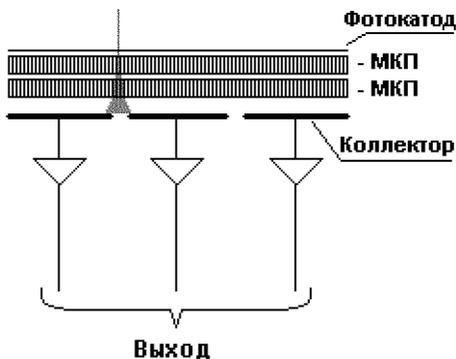


Рис. 1. Функциональная схема КЧД

Некоторые коллекторные системы имеют для каждого пикселя требуемого пространственного разрешения отдельный коллектор. Такие системы ставятся на небольшом расстоянии от МКП, где лавина не успевает значительно разойтись. К ним относятся, во-первых, накопительные коллекторные системы — это, к примеру, ПЗС-матрица, использующая МКП просто как усилитель. Применять их в нашем случае нерационально из-за отсутствия возможности регистрировать время прихода фотона. Это время является ценной информацией при наблюдении быстродинамических объектов*, поэтому до создания КЧД такие объекты изучались простыми ФЭУ, не имеющими пространственного разрешения и работающими в паре с обыкновенным телескопом, служащим для наведения ФЭУ на различные части объекта по очереди. Другие системы такого же рода — это матрицы большого количества анодов, к примеру, сетки из перпендикулярных проволок. Мы будем называть эти системы матричными. Однако такие системы требуют очень большого числа

* http://sao.ru/hq/ra/instruments/MPPP/node6_rus.html.

каналов регистратора даже при группировке «строки – столбцы». При использовании такой группировки количество каналов регистратора пропорционально квадратному корню от требуемого разрешения. Можно использовать группировки с более сложной формой, но при этом ухудшаются электрические параметры, что приближает их к системам с электронным делением.

Системы с электронным делением представляют собой один анод со многими выводами, имеющий распределенные электрические параметры. Соотношение зарядовых импульсов на выходах позволяет определить точку попадания лавины. Такие системы обычно устанавливаются близко к МКП, хотя особых требований к размеру лавины не имеют. Несмотря на то, что системам с электронным делением свойственны паразитные эффекты, не позволяющие в нашем случае их широко применять, большая часть результатов настоящей работы может быть применима и для них.

Наиболее распространены сейчас свободные от вышеперечисленных недостатков системы с механическим делением лавины. Они устанавливаются на некотором расстоянии от МКП, позволяя лавине значительно разойтись, и обеспечивают разделение лавины между коллекторами просто за счет их формы. Центр тяжести лавины в них определяется по соотношению зарядов на разных анодах системы.

На рис. 2 показана функциональная схема астрономического телескопа. Фотон, пройдя через оптическую часть, улавливается КЧД. В нем, как и было описано выше, возникает электронная лавина, распределяющаяся между отдельными коллекторами коллекторной системы.



Рис. 2. Функциональная схема астрономического телескопа

Заряд с каждого из них, усиленный ЗЧУ, попадает на аналого-цифровой преобразователь (АЦП). Полученная с него информация о величине зарядов каждого коллектора (обозначим их как q_1, \dots, q_n , а суммарный заряд как Q) попадает на вход

вычислителя, который рассчитывает по ним относительную координату попадания этого фотона на фотокатод. Факт такой регистрации зарядовых импульсов от попавшего в КЧД фотона называется «событием». Главные параметры события — это фактические координаты попадания фотона на КЧД (обозначим их строчными буквами x , y) и время прихода фотона.

Как правило, при работе с КЧД требуется определить координаты точки, в которую попал фотон [2] (или другая частица [1]) на входной поверхности детектора, т. е. планарные координаты события. Задача наблюдения астрономической картины близка к задаче определения координаты события на фотокатод, но не тождественна ей, поскольку в ней требуется установить углы прихода фотонов, то есть поставить в однозначное соответствие совокупности зарядов коллекторов угол, под которым фотон попал в объектив. Поэтому в дальнейшем под координатами события мы будем, если не оговорено обратное, подразумевать именно угловые координаты пришедшего фотона. Кроме того, существуют похожие задачи спектрометрии [3], отличающиеся, по сути, только тем, что одна из координат определяется длиной волны, и некие смешанные задачи. Мы не будем их отдельно разбирать, подразумевая, что они в большой степени сводятся к рассматриваемой задаче.

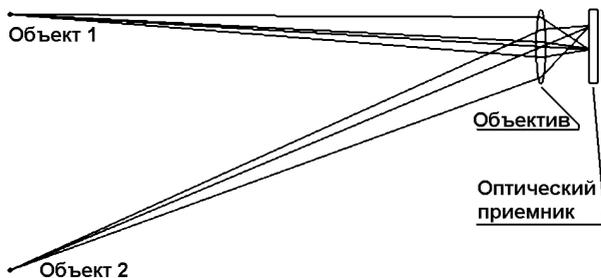


Рис. 3. Соответствие угловых и планарных координат событий в оптическом телескопе

Точно сфокусированная оптическая система предполагает взаимно однозначное соответствие угла прихода фотона и точки его попадания на оптический приемник (рис. 3). Отметим, что,

будучи однозначным, такое соответствие может быть нелинейным в силу наличия в оптической системе искажений (аббераций). Рассмотрим процедуру восстановления либо угловых, либо планарных фактических координат события, используя информацию о зарядах, полученных с коллектора. Математически запишем поставленную задачу так:

$$\begin{aligned}x &= F_x(q_1, q_2, \dots, q_n), \\y &= F_y(q_1, q_2, \dots, q_n), \\F_x, F_y &- ?\end{aligned}\tag{1}$$

Один из классических типов коллекторных систем (квадрантная система) приведен на рис. 4 [1], некоторые другие будем рассматривать по мере изложения математического аппарата. В любом случае выражения (1) представляют собой формализацию нашей задачи. Аналитическому решению она не поддается: зависимость распределения заряда от фактических координат события состоит из огромного количества факторов, влияющих на форму и положение лавины, и не позволяет добиться сколько-нибудь приемлемой точности. ЗЧУ также не является идеальным прибором, а количественный характер его неидеальности определить почти невозможно. Более того, в силу технологического разброса КЧД и ЗЧУ зависимости (1) принципиально не могут быть одинаковыми для всех экземпляров однотипных устройств, а требуют учета индивидуальных особенностей количественных параметров каждого экземпляра как детектора, так и регистрирующего устройства. Все это, и последнее обстоятельство в особенности, вынуждает калибровать каждый прибор, экспонируя его пробными источниками света и анализируя электронный отклик. Результатом является статистическая выборка свойственной данному прибору зависимости распределения зарядов от координат, т. е. статистическая выборка математической зависимости, обратной (1). Задача перехода от этой обратной зависимости к (1) является уже сугубо численной, но даже она напрямую (например, приближением сходящимися рядами) не решается из-за большого числа аргументов функций (1), т. е. количества коллекторов (в первую очередь, в системах высокого разрешения). И, будь она даже решена, в реальном времени в ходе эксплуатации телескопа пользоваться

полученными рядами крайне сложно, а хранить зависимости (1) в виде таблиц невозможно из-за их огромного объема, экспоненциально пропорционального числу коллекторов.

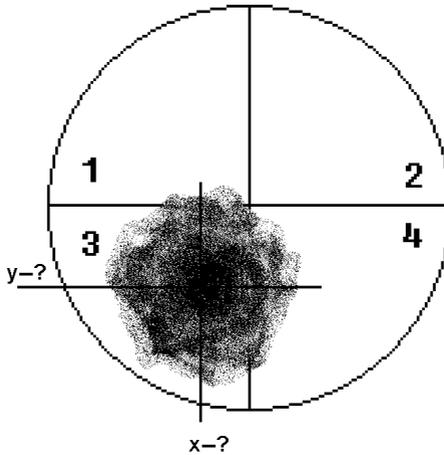


Рис. 4. Квадрантный коллектор

Для преодоления указанных выше проблем традиционно используется следующая двухступенчатая методика.

1. Устанавливается промежуточная аналитическая зависимость координат фотона от величин зарядов на элементах коллектора посредством выражений вида:

$$\begin{aligned} x' &= F'_x(q_1, q_2, \dots, q_n), \\ y' &= F'_y(q_1, q_2, \dots, q_n). \end{aligned} \quad (2)$$

Промежуточные координаты (далее ПК) x' , y' , получаемые с ее помощью, имеют нелинейное и неизвестное, но (пренебрегая пока вносимой шумами погрешностью) взаимно однозначное соответствие фактическим координатам события. По сути, выражения (2) создают изображение фотонной картины в некоем двумерном пространстве ПК, которое имеет относительно реального двумерного пространства фактических координат неизвестные заранее повороты, нелинейности, искривления. Выражения (2) называются «формулами понижения размерности»,

поскольку осуществляют отображение n -мерного пространства зарядов q в двумерное пространство ПК (x', y') .

2. Производится калибровка, в ходе которой прибор экспонируется пробными источниками света с известными координатами, для которых определяются соответствующие ПК. Результатом калибровки являются таблично определенные зависимости искомых координат от ПК вида:

$$x = F_x(x', y'), \quad y = F_y(x', y'). \quad (3)$$

Такие зависимости (3) не вызывают описанной выше проблемы с объемом информации в силу того, что они, в отличие от (1), всегда определяют функцию только двух аргументов.

Обе степени этого преобразования наглядно показаны на рис. 5.



Рис. 5. Прохождение информации через систему

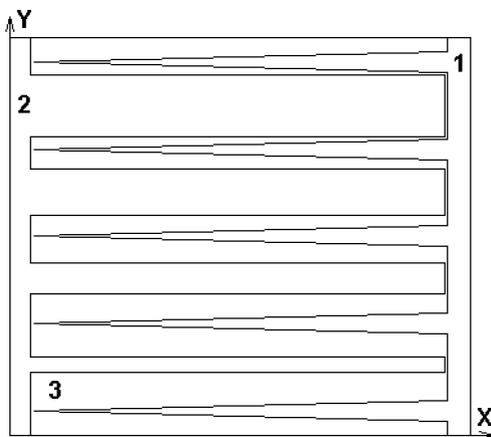


Рис. 6. Клинополосный коллектор

Выражения (2) в простейшем виде представляют собой суммы, учитывающие заряды с весовыми коэффициентами, соответствующими геометрическому расположению коллекторов. Для клинополосной коллекторной системы (рис. 6), использованной в установке по измерению рассеяния молекулярных пучков на малые углы [2], эти выражения будут выглядеть так:

$$x' = \frac{q_1}{Q}, \quad y' = \frac{q_2}{Q}.$$

Такие формулы понижения размерности просты и дают близкие к действительным промежуточные координаты. Однако большая межколлекторная емкость ухудшает временные характеристики (особенно с ростом разрешения, т. е. числа клиньев и полос). Этот недостаток напоминает некоторые недостатки систем с электронным делением.

Для упоминавшегося квадрантного коллектора (см. рис. 4) эти выражения можно представить аналогичным образом. Как правило, они имеют такой вид:

$$x' = \frac{q_2 + q_4 - q_1 - q_3}{Q}, \quad y' = \frac{q_1 + q_2 - q_3 - q_4}{Q}.$$

В этом случае паразитная межколлекторная емкость значительно меньше, но нелинейность ПК относительно истинных координат значительно больше. Естественно, что для других видов коллекторов выражения (2) будут иметь свой особый вид. Кроме того, выражения (2) при практической реализации становятся намного сложнее в силу конструктивных и технологических особенностей коллекторной системы. К ним относятся форма ускоряющих электродов, способных значительно смещать лавину, форма и размер зазоров между коллекторами и т.п.

Основная задача данной работы по повышению точности получаемой информации решается путем снижения влияния шумов КЧД и ЗЧУ на работу прибора.

В настоящий момент известно три рода шума (рис. 7). Шум первого рода — это некий аппаратный шум, не позволяющий определить с высокой точностью сами величины зарядов. Он размывает изображение, снижает разрешение и требует при регистрации точечного источника увеличения объемов выборки, то есть числа необходимых к регистрации событий, для той же точности нахождения его координат или среднестатистических

ПК. Шум второго рода — это поток ложных событий от случайных электронов, в том числе тепловых. Он создает общую засветку во всем поле зрения. Эта засветка наносит особенный вред при малых количествах исследуемых событий, когда нельзя перейти от рассмотрения фотонов по отдельности к растровому изображению, что позволило бы этот шум просто вычистить или отсечь по пороговому значению. Шум третьего рода вызывается браком МКП, называемым условно «фонарь», который представляет собой повреждение канала МКП, проявляющееся как постоянно действующий источник ложных событий. Математическая фильтрация такого шума позволила бы вернуть в строй большое число дорогостоящих приборов, использование которых сейчас проблематично из-за слепых зон в областях «фонарей».

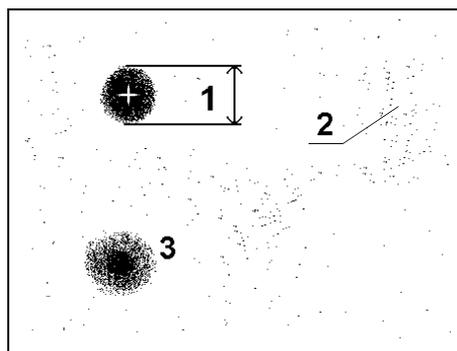


Рис. 7. Виды шума КЧД – ЗЧУ: 1 — шум первого рода; 2 — шум второго рода; 3 — шум третьего рода

Распространенный метод калибровки узла КЧД – ЗЧУ состоит в следующем. На входную поверхность КЧД накладывается координатная маска в виде прецизионно выполненной сетки (или системы отверстий). В ходе экспозиции этой сетки фотонами, путем определения ПК каждого зарегистрированного фотона по (2), получается картина, которая представляет собой геометрически искаженную, «смятую» сетку. Далее, зная реальные координаты узлов сетки и сопоставляя их с этой картиной, получаем отдельные участки таблиц выражений (3),

а пространство между ними заполняем посредством интерполяционных методов.

Недостатками такого способа является, во-первых, сложность сопоставления узлов «смятой» сетки и соответствующих узлов сетки реальной в силу чрезмерной нелинейности ПК относительно истинных координат, затрудняющей алгоритмизацию задачи с целью последующей автоматизации процесса, и, во-вторых, «оторванность» способа калибровки от дальнейшей работы КЧД в составе телескопа. По сути, при таком способе калибровки ПК сопоставляются не с угловыми, а с планиметрическими координатами на рабочей поверхности КЧД; при этом предполагается, что оптическая часть работает идеально, без искажений, и идеально же установлена относительно КЧД в процессе сборки телескопа. Однако, как отмечалось выше, это не достижимо, поэтому следует калибровать одновременно всю группу «оптика – КЧД – ЗЧУ», учитывая калибровкой все их погрешности одновременно.

Поэтому в ходе данной работы для калибровки оптического телескопа вместе с КЧД разработан следующий метод. Телескоп, будучи полностью собранным, устанавливается на тщательно отпозиционированной платформе и наводится оптической осью на перемещаемый в пределах его поля зрения удаленный мало-размерный (близкий к точечному) источник сверхслабого излучения. В условиях строгого затемнения телескоп экспонируется источником, перемещаемым с высокой точностью при помощи шаговых двигателей от одной точки поля зрения до другой.

Точечный источник с известными координатами будем называть калибровочной точкой (или просто точкой) и обозначать заглавными буквами X, Y, X', Y' его истинные координаты и ПК, чтобы отличать их от координат x, y и ПК x', y' отдельных событий. Процесс экспонирования под каждым углом сводится к тому, что для точечного источника, расположенного относительно телескопа под известными угловыми координатами X, Y , определяемыми координатным приводом, регистрируется достаточное число событий, которое, в зависимости от требуемого разрешения и интенсивности шума первого рода, варьируется от 3 000 до 40 000. Каждое событие соответствует пришедшему от источника фотону и имеет ПК x', y' . При таком накоплении для каждого углового положения источника X, Y ПК образуют

изображение точечного источника, размытое за счет шума первого рода (далее будем называть его «пятно») с центром X' , Y' . Эти ПК центра пятна (X' , Y') можно сопоставить с известными реальными координатами X , Y , под которыми велось экспонирование, и заполнить, таким образом, соответствующую ячейку калибровочной таблицы, хранящей значения зависимостей вида

$$X = F_x(X', Y'), Y = F_y(X', Y').$$

Рассмотрим полученную таблицу. Во-первых, поскольку источник точечный, то в пределах точки истинные координаты x , y всех событий равны координатам X , Y самого источника. Во-вторых, ПК X' и Y' являются численно найденным математическим ожиданием ПК отдельных событий x' y' . В силу этого полученная таблица эквивалентна искомой таблице зависимостей (3). Нетрудно видеть, что экспонирование под всеми возможными углами (в соответствии с разрешением прибора) заняло бы слишком много времени. Так, например, для разрешения 800×600 , достижимого при искусственном охлаждении КЧД и ЗЧУ с целью снижения шумов первого и второго рода, потребуется 480 000 точек. Если принять время работы привода около 0,5 с, а время накопления статистической выборки x' y' достаточного объема для нахождения X' Y' за 0,2 с (около 20 000 фотонов при интенсивности в точке 100 000 фотонов в секунду, близкой к максимальной для современных КЧД), мы получим 93 ч, т. е. почти четверо суток. Это нетехнологично даже для научного оборудования.

Задача калибровки разрешается путем неполного экспонирования. Экспонирование производится только в узловых точках (каждой, к примеру, десятой по вертикали и горизонтали, что сокращает время в 100 раз), после чего полученная таблица подвергается интерполяции — в отличие от выражений (1), аргументов искомой функции всегда два, и возможно представление ее численным рядом. Задача интерполяции в данной ситуации характерна тем, что известные узлы таблицы располагаются на плоскости аргументов (X' и Y') неравномерно, но имеют равномерное расположение на плоскости значений (X и Y) — в нашем примере через 10 пикселей. Это позволяет для каждой из двух таблиц (3) перейти к обратной таблице, подвергнуть ее интерполяции как таблицу с равномерно расположенными

аргументами, после чего произвести обратное преобразование к виду $X(X', Y')$ $Y(X', Y')$ (рис. 8). Однако на практике очень часто неравномерность градиентов таблиц в пределах одного интервала незначительна, что позволяет проводить линейную интерполяцию, для которой не требуется равномерность распределения узлов. Существует также метод интерполяции степенным рядом с минимизацией погрешности методом покоординатного спуска. Для этого метода также не требуется равномерного распределения узлов. Надо отметить, что второй метод крайне ресурсоемок в вычислительном плане, хотя зачастую позволяет аппроксимировать имеющие большой разброс калибровочные точки гладкой зависимостью. Возможность аппроксимировать калибровочные точки с большим разбросом позволяет уменьшить объем статистических выборок от каждой точки, ухудшив соответствие численно находимого математического ожидания $X' Y'$ истинному математическому ожиданию, но при этом сократив время калибровки.

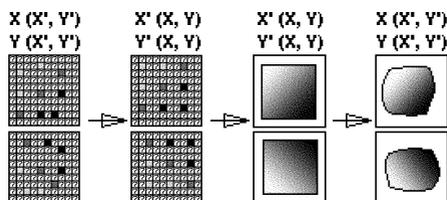


Рис. 8. Интерполяция калибровочных таблиц

Определенное затруднение для калибровки создает шум второго рода. Этот шум малокоррелирован, т. е. соответствующие ему ложные «фотоны» присутствуют во всем поле зрения прибора.

Легко видеть, что, получая среднестатистические ПК X' , Y' для точки X , Y , мы должны всячески избегать попадания в эту статистическую выборку ложных событий. Эти события, распределенные более или менее равномерно, вносят в вычисления свое «среднее» положение, практически совпадающее с центром поля зрения, чем смещают по направлению к нему координаты X' , Y' , получаемые усреднением (рис. 9).

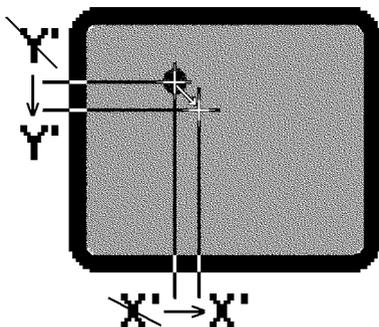


Рис. 9. Влияние шума на промежуточные координаты калибровочной точки

Одним из простых алгоритмов борьбы с шумом является используемый до настоящего времени метод вычитания. Он заключается в том, что поле зрения прибора разбивается на отдельные элементы (пиксели), для которых, в отсутствие источника света, накапливается шумовая статистическая выборка. Накопленная информация о распределении шума запоминается в виде гистограммы, которая в дальнейшем процессе калибровки вычитается из гистограммы сигнала с шумом, таким образом «очищая» ее от шумов (рис. 10).



Рис. 10. Метод вычитания

Однако, помимо очевидной необходимости в дополнительных временных затратах, этот метод имеет более существенный недостаток. Его выходная информация, по сути, является не статистической выборкой фотонов от калибруемой точки, а гистограммой этой статистической выборки и, как и всякая гистограмма, представляет собой огрубление, округление информации о величинах выборки до шага самой гистограммы, сопровождающееся потерями информации.

Способ борьбы с такой потерей информации состоит в выборе шага гистограммы меньше, нежели требуемое разрешение. Однако это, в свою очередь, ведет к необходимости, для сохранения адекватности численно полученного среднего математическому ожиданию, пропорционального увеличения объема выборки. Таким образом, время калибровки возрастает в разы; зачастую шум имеет плотность, не позволяющую вообще перейти от рассмотрения отдельных событий к растровому изображению при разумных объемах выборки.

Разработанный альтернативный метод подавления влияния шума базируется на том, что шум, в силу его низкой интенсивности, не вызывает значительных помех на площади самого пятна, созданного полезным сигналом, и только во всем поле зрения его влияние существенно. Поэтому для борьбы с этим эффектом достаточно геометрически сузить поле, которое используется для вычисления центра пятна, т. е. игнорировать все события, отстоящие от анализируемого пятна достаточно далеко. Эта операция производится следующим образом. Во-первых, аналогично методу вычитания, строится двумерная гистограмма событий (растровое изображение).

В полученной двумерной гистограмме отыскивается максимум яркости. Этот максимум, близкий по координатам к центру пятна, но отличающийся от него как из-за несимметричности рассеяния, так и из-за конечного объема статистической выборки (как было показано выше), принимается за основу для дальнейшего разделения выборки на шумовые и полезные события. Установив таким образом приближенный центр пятна, следует найти его размер. Способы установления размера пятна могут быть различными: простейший, но достаточно эффективный, сводится к ручному измерению его в наихудшем участке поля зрения перед началом калибровки по растровому изображению (применим тогда, когда заранее известен наихудший участок поля зрения и допустимо некоторое превышение полученного таким образом размера над действительным в других областях). Более универсален поиск размеров по конкретной статистической выборке, например, посредством вычисления расстояния от найденного центра до тех пикселей растра, где уровень яркости становится близким к шумовому.

Найдя приближенный центр пятна и приближенный оценкой сверху его радиус, достаточно, в силу описанной выше низкой плотности шума, исключить из статистической выборки все события, ПК x' y' которых лежат на расстоянии от точки максимума, большем, чем найденный размер (рис. 11).

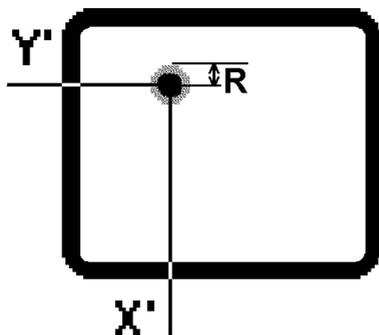


Рис. 11. Пятно и шум на ограниченном поле

Однако классический двухступенчатый метод преобразования «понижение размерности — таблица», с использованием классического или описанного выше нового метода защиты от шума второго рода, во многих случаях оставляет желать лучшего. При сложных зависимостях (сложной траектории пролета электронной лавины, неравнозначных по динамическому диапазону элементах коллектора, просто при наличии значительных электронных шумов ЗЧУ, и, наконец, для всех коллекторных систем высокого разрешения с большим числом анодов, представляющих собой небольшой разумный шаг в сторону матричных систем) возникает нарушение взаимно однозначного соответствия x y и x' y' . Это приводит к потере части информации о координатах, т. е. к снижению разрешения системы в целом, и проявляется как увеличение влияния шума 1-го рода — чисто математическая потеря информации. Это заставляет задумываться над разработкой математического аппарата, свободного от данного недостатка.

Математический аппарат, альтернативный методу «понижение размерности — таблица» и необходимый для работы

с более сложными коллекторными системами, разработан в следующем виде.

В основе аппарата лежит построение так называемого корневого дерева вариантов, или дерева перебора. Для этого полная (для всех калибровочных точек) статистическая выборка разбивается на три (две, четыре, в зависимости от основания дерева — троичное, двоичное, четверичное и т. д.) выборки равного объема (не равноудаленные!) по заряду, выборка которого имеет наибольшую дисперсию, т. е. вычисляются такие пороговые уровни этого заряда, чтобы в диапазоны между ними укладывались равного объема части калибровочной выборки событий (рис. 12). Полученные подвыборки, естественно, имеют намного меньшую дисперсию того заряда, по которому выборка была разделена.

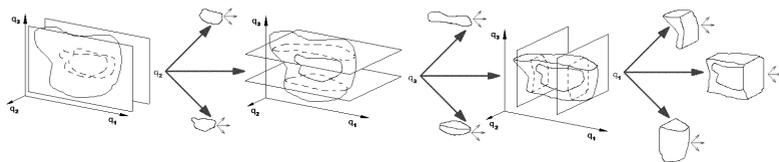


Рис. 12. Построение корневого дерева вариантов (фрагмент). Показаны только средние подвыборки

Каждая полученная подвыборка таким же образом разбивается на аналогичные подвыборки. Количество их с каждым уровнем растет экспоненциально, а каждое разбиение представляет собой разветвление нашего дерева вариантов. Критерием этого разветвления являются те пороги того заряда, по которым происходило разбиение. После достижения нужной высоты дерева (обычно 10...15 уровней) получается набор множества элементарных выборок, внутри каждой из которых заряды всех событий почти одинаковы. Это позволяет поставить в соответствие каждой элементарной выборке координаты события, для которого такие заряды были бы характерны. Эти координаты определяются в простейшем случае по относительному объему вошедших в элементарную выборку «вкладов» от каждой калибровочной точки; шумовые события от дальних, не соответствующих искомому координатам, точек при этом можно отсечь по

их малочисленности. Более сложные и эффективные алгоритмы поиска соответствия координат элементарной выборке остаются за рамками данной работы в силу значительного объема необходимого для них описательного материала.

Таким образом, результатом калибровки является корневое дерево вариантов, имеющее в качестве критерия каждого ветвления пороги одного из зарядов. Каждая верхняя ветвь дерева соответствует паре координат x, y события, т. е. разрешение прибора в пикселах равно числу верхних ветвей дерева.

В ходе работы прибора калибровочное дерево используется следующим образом. Каждое новое событие последовательно проходит дерево от основания к вершинам, в каждом из ветвений выбирая ветвь согласно порогам соответствующего заряда. На последнем уровне дерева событие оказывается отнесенным к одному из пикселей и получает его координаты (рис. 13).

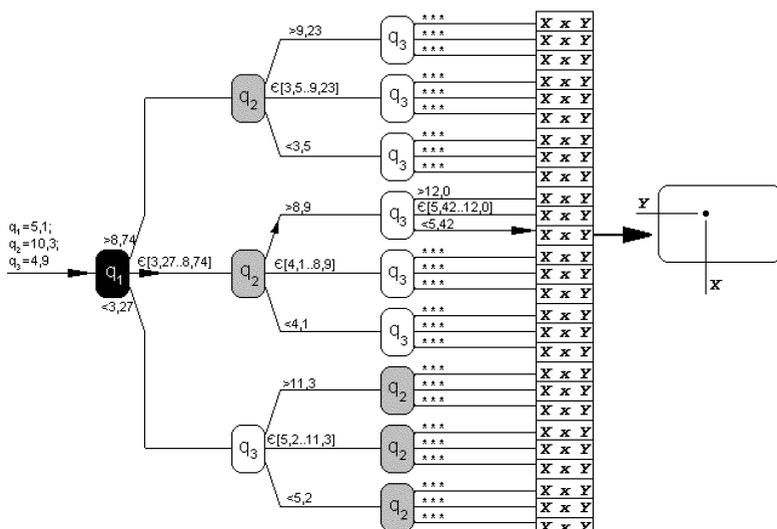


Рис. 13. Работа с полученным деревом (фрагмент). Номер заряда, по которому происходит разветвление, указан в узлах. Пороги этого заряда показаны около ветвей узла

Такой метод обладает некоторым сходством с простейшей нейронной сетью. В частности, он легко адаптируется, во-первых,

к сложным и нелинейным зависимостям распределения зарядов от фактических координат события, и, во-вторых, к разному уровню сигнала в каналах разных зарядов при равном шуме первого рода (т.е. к разной информативности разных анодов). Второе качество особенно ценно потому, что проявляется не только глобально (в дереве в целом), но и локально (в отдельных ветвях); это фактически приводит к тому, что те коллекторы, которые в каждом конкретном событии лежат полностью вне лавины (т.е. несут только шум первого рода), в определении координат не участвуют. Следует обратить особое внимание на то, что такое игнорирование эквивалентно физическому отключению неинформативного канала и ведет к действительному росту разрешения, действительному сужению шумового разброса полученных координат. Возможна также дальнейшая фильтрация изображения с целью повышения разрешения, например, использование описанной на сайте http://sao.ru/hq/ra/instruments/MPPP/node6_rus.html деконволюции. Разработанный метод позволяет определить координаты отдельных событий и не требует получения растрового изображения. Применение метода деконволюции требует растрового изображения. Поэтому оба могут применяться независимо и последовательно.

В ходе проведенных экспериментов, направленных на разработку и калибровку оптического телескопа, удалось установить следующее. Во-первых, разрешение телескопа может быть неоднородным, т.е. пятно каждой точки может иметь значительно различающийся размер в различных частях поля зрения. Это видно из рис. 14, где в координатах $x' y'$ представлена демонстрационная картина калибровки с большим шагом. На рис. 15 показана та же демонстрационная картина в координатах $x y$, из которой видно, что в результате традиционного преобразования «понижение размерности — таблица» восстановилась линейность изображения, но разрешение на периферии хуже, чем в центре.

Во-вторых, свойство традиционного преобразования «понижение размерности — таблица» ухудшать разрешение прибора также проявляется неравномерно в пределах поля зрения и наносит больший ущерб в областях, где сильнее сказывается влияние аналитически неучитываемых элементов конструкции (обычно на периферии).

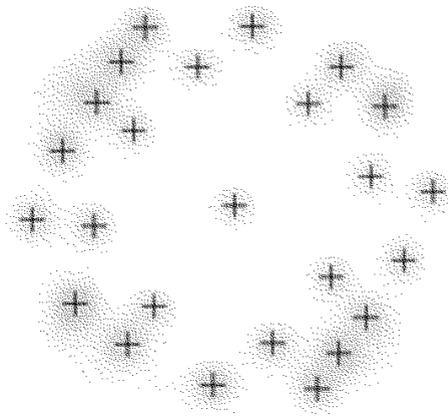


Рис. 14. Изображение сетки в промежуточных координатах. Точки соответствуют отдельным событиям, крестиком отмечены центры пятен. В центре размер пятен значительно меньше шага сетки, на периферии картина намного хуже

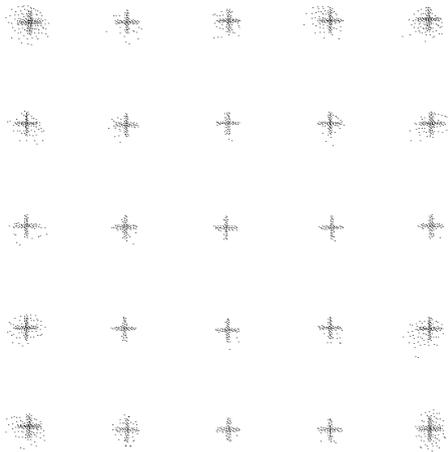


Рис. 15. Изображение сетки в истинных координатах. Линейность восстановлена, соотношение разрешения на периферии и в центре осталось прежним

Сравнение метода «понижение размерности — таблица» с методом построения дерева вариантов показало, что последний обеспечивает явное улучшение разрешения по всему полю зрения, причем с применением этого метода разрешение становится приблизительно равным во всех его областях. Это, очевидно, является следствием описанного выше свойства метода адаптироваться к нелинейным закономерностям КЧД и отсекал неинформативные каналы. На рис. 16 приведены два изображения, полученные по обеим методикам из одной и той же пробной выборки от группы из трех точек (калибровка производилась также по одной и той же калибровочной выборке). Шум первого рода был, для наглядности, аппаратно увеличен. Границы пятна определены по уровню 50% от максимальной яркости. Полученные по традиционной методике пятна (*а*) значительно крупнее и даже иногда сливаются, в отличие от найденных по новой методике (*б*).

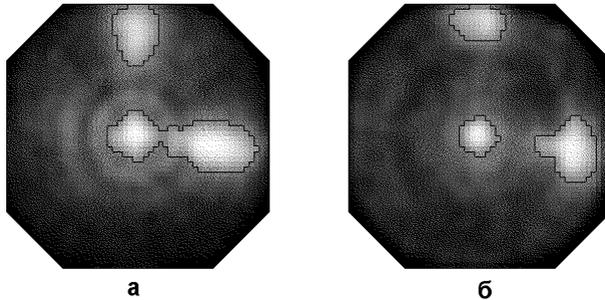


Рис. 16. Изображения пробной картины из трех источников в координатах x, y , полученные по двухступенчатому методу (*а*) и методу построения дерева (*б*)

Разработанный математический аппарат обладает перспективами практического применения. Он может быть использован как для астрономического телескопа, так и для приборов ночного видения, детекторов сцинтилляций, теплового мониторинга Земли и прочих устройств сходного принципа действия [4–6].

Преимущество описанного двухступенчатого преобразования перед традиционным состоит в меньшем времени, требуемом для калибровки (они могут различаться в 2...10 раз). Для

простых систем двухступенчатое преобразование по-прежнему целесообразно в силу меньших вычислительных затрат по сравнению с методом построения дерева. Требования к объему калибровочной выборки и к вычислительным ресурсам при эксплуатации прибора для двухступенчатого метода и метода построения дерева примерно одинаковы.

Преимущество метода построения дерева перед двухступенчатым преобразованием состоит в большем разрешении. В экспериментах с относительно простыми коллекторными системами получено, что дисперсия измеряемых координат отличается в 1,4...1,6 раза. С усложнением коллекторных систем эта разница растет, вплоть до сложных систем, поступивших в опытное производство недавно, где двухступенчатый алгоритм не применим.

Литература

1. *Грунтман М. А.* Координато-чувствительные детекторы на основе микроканальных пластин: Препринт. Пр-701. М.: ИКИ АН СССР, 1986.
2. *Дубровицкий Д. Ю., Калинин А. П., Морозов В. А.* Изучение упругого и неупругого взаимодействия атомов и молекул методом рассеяния быстрых пучков на малые углы: Препринт. № 591. М.: Институт проблем механики РАН, 1997.
3. *Воронцов Д. В., Орлов А. Г., Калинин А. П., Родионов А. И., Шилов И. Б., Родионов И. Д., Любимов В. Н., Осипов А. Ф.* Использование гиперспектральных измерений для дистанционного зондирования Земли: Препринт. № 702. М.: Институт проблем механики РАН, 2002.
4. *Rodionov I. D., Rodionov A. I., Shilov I. B.* Imaging with MCP in molecular beam experiments//Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. 2000. V. 471. P. 239–243.
5. *Шилов И. Б., Кочервинский В. В., Родионов А. И., Родионов И. Д.* Исследование оптическими методами характеристик сегнетоэлектрических полимерных пленок со внедренным органическим красителем: Препринт. № 686. М.: Институт проблем механики РАН, 2001.
6. *Воронцов Д. В., Орлов А. Г., Калинин А. П., Родионов А. И., Шилов И. Б., Родионов И. Д., Любимов В. Н., Осипов А. Ф., Дубровицкий Д. Ю., [Зубков Б. В.], Яковлев Б. А.* Оценка спектрального и пространственного разрешения гиперспектрометра АГСМТ-1: Препринт. № 704. М.: Институт проблем механики РАН, 2002.

Секция 2

**ПРИБОРЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТ И ЗЕМЛИ**

УДК 528.8

МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ
АВИАЦИОННОГО И КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ.
АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАЗРАБОТКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ
РАЗВИТИЯ

Г. А. Аванесов, А. С. Василейский, Я. Л. Зиман, И. В. Полянский

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Космические методы дистанционного зондирования земной (ДЗЗ) поверхности в видимой и ближней ИК-зонах электромагнитного спектра уже прочно вошли в технологическую цепочку получения оперативной пространственной информации, используемой для создания и обновления карт мелких масштабов и контроля состояния окружающей среды. Эффективные компьютерные технологии обработки, анализа и визуального представления цифровых видеоданных совместно с широким внедрением геоинформационной системы (ГИС), в свою очередь, активно стимулируют дальнейшее развитие космической аппаратуры сбора и передачи изображений земной и водной поверхности.

В космической съемочной технике наибольшее развитие получили оптико-электронные технологии, обеспечивающие, по сравнению с фотографическими методами, оперативную передачу на Землю цифровых потоков видеоинформации, лучшее геометрическое разрешение и более широкий спектральный диапазон измерений. Цифровые методы обработки пространственных данных также являются более технологичными, что обуславливает все более активное их использование и при обработке аналоговых фотоматериалов.

Авиационные методы ДЗЗ традиционно являются основными при получении исходной информации для крупномасштабного картографирования, решения ряда задач, требующих высокой детальности и точности географической привязки объектов, а также возможностей получения стерео- и многозональных изображений. На сегодняшний день, несмотря на довольно

долгую историю экспериментальных разработок и изготовления оптико-электронных приборов, главными методами в аэросъемках остаются традиционные фотографические. Это обусловлено в основном отлаженностью традиционных процедур производства выходной продукции и высокой стоимостью единичных экземпляров коммерческой авиационной цифровой съемочной аппаратуры.

Тем не менее, переход от фотографических к оптико-электронным методам в аэросъемке является естественным и неизбежным процессом и, в сочетании с современными методами определения местоположения летательных объектов, позволил сформировать новую технологию оперативного мониторинга и картирования земной поверхности.

Эксперименты по использованию дистанционных методов аэросъемки земной поверхности проводились в Институте космических исследований начиная с 1972 г. В то время оптико-электронными приборами были оборудованы два аэросъемочных самолета, вначале Ил-14, а затем Ан-30, которые выполняли на регулярной основе многозональную съемку земной поверхности в интересах различных областей как хозяйственной деятельности, так и наук о Земле, и, кроме того, использовались как база для отработки космической техники. Полеты самолета с этим оборудованием были завершены в 1980 г., когда был запущен КА «Метеор-Природа» с новой отечественной цифровой многозональной сканирующей системой «Фрагмент», разработанной ИКИ АН СССР и его ОКБ. Опытная эксплуатация этой системы позволила получить практические ответы на многие конструкторско-технологические и информационные проблемные вопросы. В дальнейшем ИКИ применял оптико-электронные съемочные приборы собственной разработки для изучения планет и малых тел Солнечной системы.

Не прекращаются работы и по проблематике исследования Земли из космоса. Результатом одной из таких работ явилась разработка концепции, методики и программного обеспечения проекта прямого обеспечения пользователей данными ДЗЗ среднего разрешения. В рамках реализации этого проекта силами специалистов ИКИ РАН и АНО «Космос-НТ» была разработана унифицированная система дистанционного зондирования Земли в оптическом и ближнем ИК-диапазонах спектра,

ориентированная на применение, прежде всего, на маломассогабаритных космических аппаратах.

К основным технологическим подходам, которые легли в основу проектирования такой системы, можно отнести следующие:

- использование недорогих чувствительных элементов — корпусных ПЗС, работающих в видимом и ближнем ИК-диапазонах электромагнитного спектра;
- использование высокоинтегрированных элементов электронного тракта формирования цифрового видеосигнала и управления съемкой;
- трансляция выходного потока в систему передачи видеоданных по последовательным высокочастотным трактам с пониженным энергопотреблением;
- комбинирование аппаратуры регистрации изображения с приборами определения ориентации и местоположения в космическом пространстве и инерциальными датчиками параметров углового движения КА.

Энергетические характеристики ПЗС-элементов зарубежного производства показывают, что их высокая квантовая эффективность в сочетании с низким уровнем собственных шумов позволяет отказаться от реализации сложной схемотехники систем время — задержка — накопление при проектировании и построении аппаратуры для решения определенного круга задач. К таким системам относятся: аппаратура наблюдения, ориентированная на установку на малые и сверхмалые космические аппараты, а также наблюдательные приборы среднего разрешения с большими полями зрения.

Первой реализацией подобной съемочной системы стал комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС), предназначенный для работы в составе целевой аппаратуры метеорологического спутника «Метеор-М» № 1.

Этот комплекс предназначен для установки на борт космического аппарата вне гермоотсека с целью проведения дистанционной оптико-электронной съемки земной и водной поверхностей в нескольких спектральных зонах видимой и ближней ИК-областей электромагнитного спектра с последующей передачей полученных цифровых изображений в служебную бортовую

аппаратуру КА для трансляции на наземные пункты приема информации.

Основное целевое назначение получаемой информации — обеспечение заинтересованных организаций оперативными космическими данными дистанционного зондирования среднего пространственного разрешения для экоприродного мониторинга и метеорологических наблюдений в широкой полосе обзораемой поверхности.

В состав КМСС входят два многозональных сканирующих устройства (рис. 1): МСУ-100 с объективом $f = 100$ мм и спектральными каналами, предназначенными для съемки суши и облачного покрова, и одно многозональное сканирующее устройство МСУ-50 с объективом $f = 50$ мм и спектральными каналами, предназначенными для съемки поверхности Мирового океана.

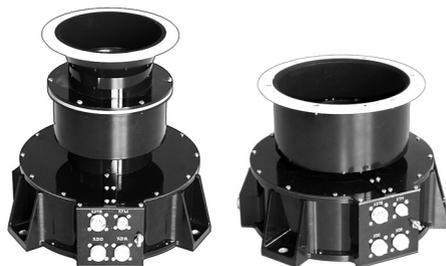


Рис. 1. Приборы МСУ-100 (слева) и МСУ-50 (справа)

В обоих приборах используется одинаковая конструкция, в основу которой положен модульный принцип. Каждый прибор состоит из нескольких модулей, объединенных с помощью механических и электрических связей в единый моноблок, устанавливаемый вне гермоотсека КА.

Принцип действия приборов основан на построчной регистрации движущейся проекции оптического изображения посредством линейных чувствительных элементов на ПЗС (ЛПЗС), установленных в фокальной плоскости объектива.

В каждом приборе установлено несколько ЛПЗС, закрытых полосовыми светофильтрами, формирующими требуемые спектральные каналы регистрируемого оптического излучения в видимой и ближней ИК-областях электромагнитного спектра.

На приборную платформу КА «Метеор-М» приборы МСУ-100 устанавливаются конвергентно, с отклонением на $\pm 14^\circ$ симметрично относительно оси Z космического аппарата, что обеспечивает формирование суммарной полосы обзора, равной полосе обзора одного прибора МСУ-50. Направление осей Y у двух приборов МСУ-100 совпадает. На рис. 2 приведена геометрическая схема съемки приборами МСУ с борта КА «МетеорМ», поясняющая принцип формирования полосы изображения.

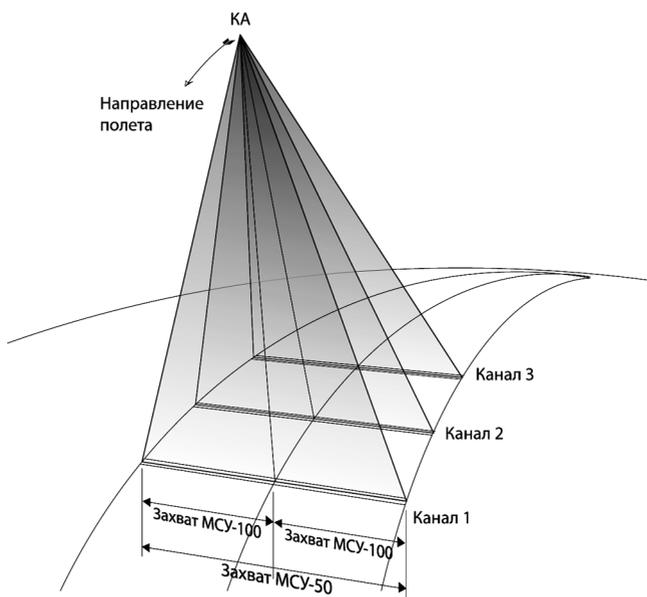


Рис. 2. Геометрическая схема съемки с КА «Метеор-М» № 1

Выходная информация приборов МСУ представляет собой поток цифровых данных, поступающий на выходной интерфейс в темпе съемки и содержащий пространственную видеоинформацию и контрольно-диагностические данные. В табл. 1 и 2 приведены основные технические характеристики существующих и разрабатываемых приборов МСУ.

Используя принципы и технологии, обрабатываемые при создании аппаратуры спутника «Метеор-М», были разработаны

Таблица 1

**Основные технические характеристики существующих
и разрабатываемых приборов МСУ**

Параметр	Камера			
	МСУ-50	МСУ-100	МСУ-100М	МСУ-200
Фокусное расстояние объектива, мм	50	100	100	200
Угловое поле зрения, град	58,5	31,3	39,3	21
Количество элементов в строке изображения	7926	7926	10 200	10 200
Размер чувствительного ПЗС-элемента, мкм	7×7	7×7	7×7	7×7
Число спектральных каналов	3	3	4	4
Спектральные зоны, мкм	0,370...0,450; 0,450...0,510; 0,580...0,690	0,535...0,575; 0,630...0,680; 0,760...0,900	0,430...0,520; 0,520...0,590; 0,600...0,680; 0,760...0,900	0,430...0,520; 0,520...0,590; 0,600...0,680; 0,760...0,900
Динамический диапазон, бит	8	8	10	10
Энергопотребление, Вт	7	7	9	9
Масса, кг	2,5	3,2	3,5	7

Таблица 2

**Информационные характеристики, обеспечиваемые
при проведении съемки с высоты орбиты 700 км**

Параметр	Камера			
	МСУ-50	МСУ-100	МСУ-100М	МСУ-200
Полоса обзора, км	776	388	500	250
Проекция элемента на поверхность, м	98	49	49	24,5
Выходной поток данных, Мбит/с	14,5	28,5	60	119,5

новые варианты приборов для построения съёмочных систем среднего пространственного разрешения и пригодных для установки на малые космические аппараты дистанционного зондирования Земли.

Сегодня на стадии эскизного проектирования находятся дальнейшие модификации:

- многозональное сканирующее устройство МСУ-100М с улучшенным объективом $f = 100$ мм, расширенной полосой обзора и универсальным набором из четырех спектральных каналов, общепринятых в практике многозональной космической съёмки;
- многозональное сканирующее устройство МСУ-200 с объективом $f = 200$ мм, аналогичное МСУ-100М, но с более высоким пространственным разрешением.

Приборы МСУ-100М и МСУ-200 могут выполняться с другими спектральными каналами, правда, в этом случае, вследствие необходимости реализации специфических узких зон, требуется введение спектроделительной оптической системы, что приводит к утяжелению прибора — примерно на 1 кг.

Отработка технологических и инженерных решений, применяемых в космической аппаратуре, проводится не только в лабораторных, но и в реальных условиях на базе цифровых систем, предназначенных для дистанционных съёмок с борта самолета.

На сегодняшний день, по заказу Роскартографии, разработан, изготовлен и испытан комплекс универсальной цифровой топографической камеры на базе аэрофотоаппаратов серии АФА (ЦТК-140).

В стадии разработки находятся авиационная цифровая многозональная камера ЦМК-70 и интегрированная инерциальная навигационная система сопровождения авиационной цифровой съёмки и автоматической координатной привязки.

Авиационные цифровые съёмочные комплексы ЦТК-140 и ЦМК-70 (табл. 3) представляют собой аппаратно-программные комплексы, предназначенные для проведения воздушных стереосъёмок земной поверхности с целью создания топографических карт масштабов от 1:1000, оперативного слежения за отдельными участками земной поверхности и решения широкого ряда прикладных задач. Эти камеры обеспечивают съёмку

поверхности Земли в угле почти 60° при разрешении от 10 угл. с. Эффективное количество элементов в результирующем изображении — до 22 000 в строке.

Таблица 3

Основные технические характеристики авиационных камер

Параметры	Камера	
	ЦТК-140	ЦМК-70
Фокусное расстояние объектива, мм	140	70
Угол поля зрения, град	± 27	± 27
Угол стереозасечки, град	54	60
Разрешающая способность объектива, пар линий/мм	65	80
Число ЛПЗС	3×3	6
Число элементов в строке	22 000	10 200
Размер чувствительного элемента, мкм	7×7	7×7
Минимальная проекция элемента разрешения на местность, см	10 (при $H = 2000$ м)	15 (при $H = 1500$ м)
Число спектральных каналов	1	4
Динамический диапазон	~ 1000	~ 5000
Разрядность видеоданных, бит	10/8	16
Выходной информационный поток, Мбайт/с	До 72	До 72
Время непрерывной работы от аккумулятора, ч	> 4	> 4
Масса, кг	30	10
Габариты, мм	223×294×220	Не определено

Камера ЦТК-140 (рис. 3) наиболее эффективна при проведении съемок больших территорий с высот 3...7 км для изготовления топографических карт масштабов от 1:5000 и мельче. Широкий захват на местности и высокая детальность получаемых изображений позволяют максимально использовать практический потолок аэросъемочных самолетов.

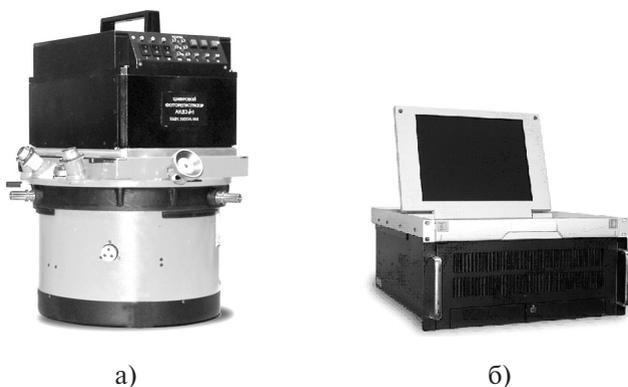


Рис. 3. Внешний вид авиационного комплекса дистанционного зондирования — камера ЦТК-140 (а), устройство регистрации данных и пульт оператора (б)

Камера ЦМК-70 имеет меньшее количество чувствительных элементов в строке, однако более универсальна по области применения в силу наличия спектрозональных каналов, значительно меньшей массы и габаритов.

Опытная эксплуатация авиационной системы ЦТК-140 показала, что геометрическое и фотометрическое качество получаемого изображения ограничивается характеристиками оптической системы, но даже при использовании серийно выпускаемых широкоугольных аэрофотосъемочных объективов типа «Руссар», практически по всем параметрам ЦТК-140 превосходит используемые отечественные фотографические системы.

Согласно заключениям, вынесенным специалистами Госцентра «Природа» по результатам анализа данных летных испытаний, качественные и количественные характеристики цифровых изображений, полученных камерой ЦТК-140, значительно превышают аналогичные параметры фотографических систем типа АФА и по ряду параметров вплотную приближаются к фотографическим изображениям, получаемым аппаратами класса RC-30 (Leica) и RMK (Carl Zeiss).

Такие выводы подтверждают перспективность использования цифровых съемочных систем не только в космическом дистанционном зондировании, но и в практике авиационных воздушных съемок.

УДК 528.813

ПРОЕКТ СПУТНИКОВОГО ГИПЕРСПЕКТРОМЕТРА,
ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ МАЛОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*А. А. Белов¹, В. В. Егоров², А. П. Калинин³, А. Г. Орлов¹,
А. И. Родионов⁴, И. Д. Родионов¹*

¹ Институт химической физики им. Н. Н. Семенова РАН, Москва

² Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

³ Институт проблем механики им. М. В. Келдыша РАН, Москва

⁴ ЗАО Научно-технический-центр (НТЦ) «Реагент», Москва

Введение

В последние годы информация, получаемая гиперспектрометрами, устанавливаемыми на космические платформы, находит все большее применение в решении научных, хозяйственных, экологических и прикладных задач [1–3].*

За рубежом космическая гиперспектрометрия широко применяется для решения задач глобальной и региональной экологии, сельского, лесного и водного хозяйств, мониторинга различных чрезвычайных ситуаций и т. д.** К сожалению, до настоящего времени в России разработки спутникового гиперспектрометра (СГС) не получили должного развития. Однако имеется опыт в разработке, изготовлении и проведении летных испытаний авиационного образца гиперспектрометра, выполненных ЗАО НТЦ «Реагент» в кооперации с рядом институтов Российской академии наук [4–7], а также в создании и апробации методов тематической обработки гиперспектральных

* *Johnson M., Freeman K., Gilstrap R., Beck R.* Networking technologies advanced in Earth sciences. http://www.riacs.edu/navroot/research/docs/TR_04.03.hds.

** MINEO contract (IST-1999-10337). User need document. Part 3. State of the art of remote sensing and GIS applied to environmental studies related to mining activities. <http://www.brgm.fr/MINEO/UserNeed/remote%20sensing.pdf>.

данных. В настоящее время указанным коллективом на основе опыта проектирования и эксплуатации авиационных прототипов подготовлен проект спутникового гиперспектрометра, не уступающего по своим основным характеристикам лучшим зарубежным образцам.

Целью работы является описание проекта по созданию гиперспектрометра космического базирования, включающее принципы построения гиперспектрометра, выбор космической платформы и методов обработки получаемых данных, а также анализ задач, решаемых с помощью информации, получаемой прибором.

Описание гиперспектрометра

Используемый опыт. Структура СГС, состав функций и диапазон измерений определялись опытом авиационного гиперспектрального дистанционного зондирования (ДЗ) [4–7]. При разработке СГС использовались следующие результаты этого опыта, полученного НТЦ «Реагент».

1. Применение акустооптических программируемых неколлинеарных фильтров (АОПФ), разработанных в начале 90-х гг. [8–10]. Гиперспектральная съемка предполагает не просто получение набора узко спектральных изображений, как это принято в многозональной съемке, а формирование интегральных сигнатур — спектральных портретов зондируемых объектов.

2. Применение прецизионной системы регистрации данных на уровне счета отдельных фотонов — «время-координато-чувствительные детекторы» (ВКЧД) [11]. Низкий уровень информационного сигнала и необходимость учета динамики МКА делает их применение обязательным условием реализации проекта.

3. Определение положения мгновенного поля зрения СГС, основанное на применении тех же ВКЧД, выступающих в роли безынерционных сенсоров в составе прецизионных астродатчиков [12]. Возможность решить эту уникальную задачу достигается слежением только за выделенной группой объектов в поле зрения прибора.

4. Использование высокопроизводительной помехоустойчивой, радиационностойкой бортовой ЭВМ на параллельных вычислительных системах с программным обеспечением реального

времени, созданной кооперацией НТЦ «Реагент», ИПМ им М. В. Келдыша РАН, ИКИ РАН совместно с Fraunhofer Institute for Computer Architecture and Software, Германия [13–15].

Описание структуры и габаритов. На рис. 1 изображена структурная схема гиперспектрального комплекса. Гиперспектрометр находится на теплосъемной панели, а для прецизионной температурной стабилизации в конструкцию интегрированы термодатчики и система термостабилизации. В гиперспектрометре встроены блок вторичного питания, управляемый со спутниковой платформы разовыми командами (Р/К).

Оптическая часть гиперспектрометра состоит из входного объектива с мгновенным полем зрения $0,36^\circ$, спектроделителя на акустооптических программируемых фильтрах, последовательно формирующих различные спектральные диапазоны из общего спектра входного излучения, и объектива, проецирующего развертку спектра на соответствующее каждому диапазону фотоприемное устройство на базе ВКЧД.

Отдельными элементами в общую конструкцию гиперспектрометра встроены прецизионные астродатчики, также основанные на ВКЧД.

Узел контроллеров гиперспектрометра управляет съемом данных с ВКЧД, термостабилизацией и съемом данных с прецизионных астродатчиков. Сверхпроизводительный встроеныый контроллер обрабатывает данные с ВКЧД, астродатчиков, записывает данные в магнитную память объемом до 300 Гбайт и обменивается ими по высокоскоростной линии связи со спутниковой платформой. Также контроллер принимает с платформы навигационные, телеметрические данные и командную информацию по магистральному каналу информационного обмена (МКИО).

На рис. 2 приведена габаритная схема гиперспектрального комплекса (габаритные размеры составляют $500 \times 700 \times 300$ мм).

Технические характеристики разрабатываемого гиперспектрометра. Гиперспектрометр обеспечивает получение информации о распределении поля спектральной яркости земной поверхности в диапазоне $0,25 \dots 2,5$ мкм (гиперспектральные измерения) одновременно в пяти спектральных поддиапазонах в соответствии с табл. 1.

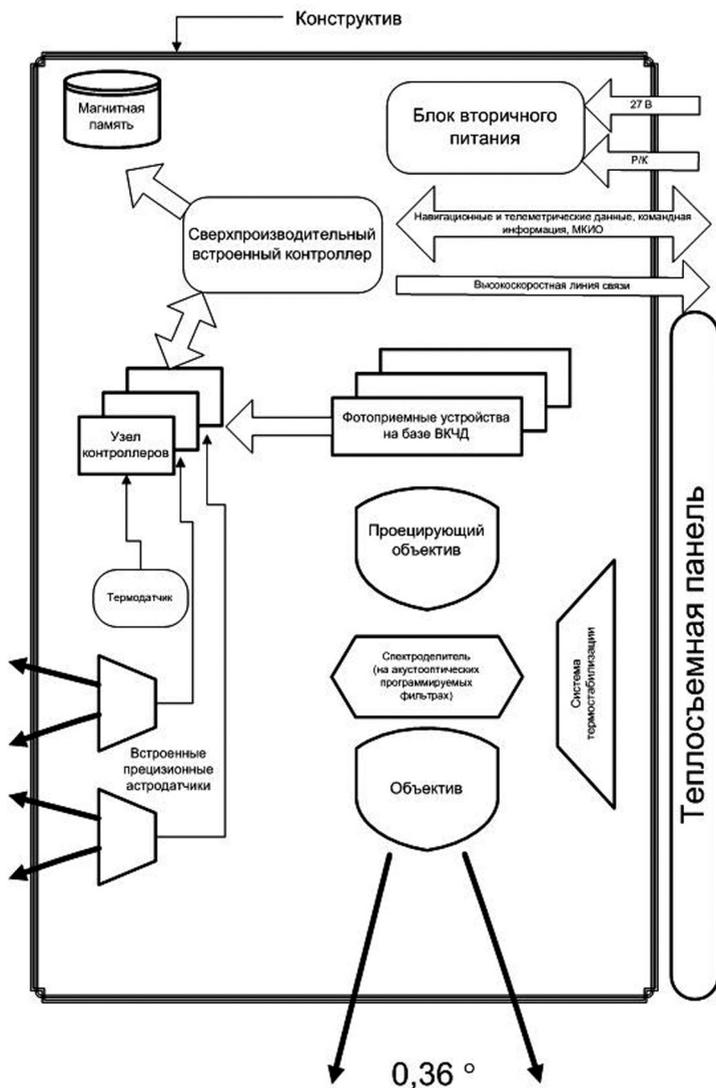


Рис. 1. Структурная схема гиперспектрометра. Угловая ширина поля зрения $0,36^\circ$

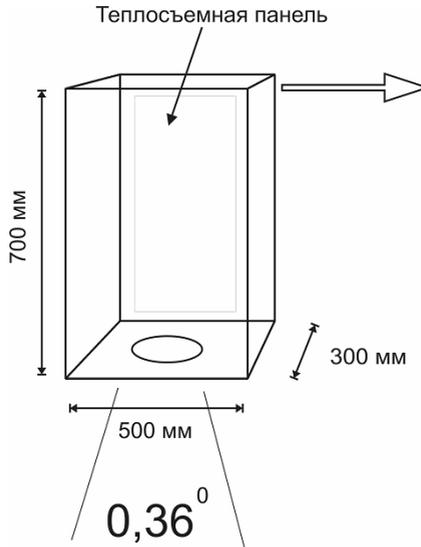


Рис. 2. Габаритная схема гиперспектретра

Таблица 1

Характеристики СГС

Зоны спектра	Диапазон спектра, нм	Спектральное разрешение, нм	Аппаратное пространственное разрешение, м (с высоты 550 км)	Измерение поляризации
1	350...450	1	2...3	Есть
2	400...650	1	2...3	То же
3	600...900	1...3	3...4	«
4	900...1700	10...20	4...6	«
5	1600...2500	10...30	6...8	«
Итого: до 1640 спектрально-поляризационных каналов				

Приведем основные характеристики СГС:

- количество спектрально-поляризационных каналов измерения больше 1600;
- гиперспектральный режим съемки, осуществляемый в каждом из пяти спектральных диапазонов по программе, заданной с Земли или сформированной на борту;

- мгновенное поле зрения $0,36^\circ$;
- пространственное разрешение 2...8 м;
- спектральное разрешение 1 нм (для первых двух спектральных поддиапазонов);
- входной диаметр объектива 250...300 мм;
- разрешение ВКЧД 500 линий;
- угловое разрешение ВКЧД $6 \cdot 10^{-6}$ рад (для $\lambda = 0,5$ мкм);
- радиометрическое разрешение: в среднем, не хуже 5% для максимального спектрального разрешения до 2,2 нм и пространственного — до 3 м; рассматривается возможность повышения его до 1%; в отдельных спектральных диапазонах или пространственных областях может быть доведено до 0,1%;
- внешняя и внутренняя калибровки;
- температурный диапазон работы для посадочных мест $\pm 40^\circ\text{C}$;
- температурный режим работы для оптико-механического блока $20 \pm 2^\circ\text{C}$;
- объем магнитной памяти до 300 Гбайт;
- скорость выдачи данных в радиолинию 120 Мбит/с;
- масса прибора в целом не более 50 кг;
- пиковая потребляемая мощность 200 Вт;
- срок эксплуатации в условиях полёта не менее 5 лет.

Сравнительный анализ технических характеристик разрабатываемого гиперспектрометра с уже имеющимися зарубежными аналогами. Для проведения такого сравнения рассмотрим характеристики современных зарубежных спутниковых гиперспектрометров (табл. 2).

Из анализа табл. 1 и 2 видно, что параметры предлагаемого в настоящем проекте гиперспектрометра в большинстве случаев превосходят параметры его зарубежных аналогов по таким характеристикам как число спектральных каналов 1600 и 504 соответственно, пространственное разрешение на местности 2 и 8 м, спектральное разрешение 1 и 3 нм. Что касается ширины спектрального диапазона гиперспектрометра 350...2500 нм и ширины полосы захвата на местности 3,6 км при высоте полета ИСЗ 600 км, то они несколько уступают некоторым зарубежным аналогам. Однако последнее ограничение не является принципиальным,

поскольку предусматривается возможность работы прибора в режиме перенацеливания. Таким образом, проектируемый гиперспектрометр по большинству своих основных параметров превосходит зарубежные аналоги.

Таблица 2

Характеристики зарубежных спутниковых гиперспектрометров

Гиперспектрометр (изготовитель)	Число каналов	Спектральный диапазон, нм	Ширина канала, нм	Пространственное разрешение, мрад (м)	Поле зрения, км (пиксел)
NIMS (NASA/JPL)	504	700...5100	10	0,5	(20)
VIMS (NASA/JPL)	320	400...5000	15	0,5	(70)
PRISM (ESA/EOS)	~150...200 1 3	450...2350 3800 8000...12300	10...12 600 1000	(50)	50
COIS (U.S. Navy)	210	400...2500	10	(30)	30
Warfighter1 (U.S. Air Force)	280	450...5000	11 (450...2500) 25 (3000...5000)	(8)	5 20
FTHSI (Air Force Research Labs)	256	470...1050	5	(30)	15
Hyperion (NASA)	220	400...2500	10	42,5 (30)	7,5
LAC (NASA)	256	900...1600	3	(250)	185
HYPSEO FSY	210	400...2500	10...20	(40...80)	20
M3 (JPL)	261	400...3000	10	0,7 (62)	40
Omega (EKA)	96 256 128	370...900 900...2500 2500...5000	7,5 14 20	1 1 (300) 2	8...120

Характеристики платформы МКА

Гиперспектрометр не привязан к конкретной платформе и может быть размещен на широком классе космических платформ. В качестве возможного варианта размещения гиперспектрометра в [1] рассмотрено использование платформ группировки космической системы (КС) прогноза и мониторинга землетрясений «Вулкан», планируемой на момент рассмотрения в [1] в качестве одной из базовых платформ для МКА в Федеральной космической программе. Спутники системы «Вулкан» представляют собой малые космические аппараты и рассчитаны на солнечно-синхронные орбиты с высотами 550...1000 км. Платформы КС унифицированы, что обеспечивает адаптацию механическими, электрическими и другими интерфейсами. Использование МКА не требует для своего вывода тяжелых ракет-носителей, что позволяет удешевить их запуск и эксплуатацию.

Платформа МКА включает следующий основной состав служебной аппаратуры:

- бортовой комплекс управления;
- систему ориентации и стабилизации;
- систему ориентации солнечных батарей;
- систему энергоснабжения;
- систему сбора и передачи информации;
- систему связи с наземными платформами сбора данных;
- аппаратуру спутниковой навигации;
- систему терморегулирования;
- антенно-фидерные устройства;
- конструкцию с бортовой кабельной сетью и системой от- деления.

Диапазон перенацеливания КА по крену и тангажу $\pm 30^\circ$.

Служебная аппаратура, в основном, заимствуется с других МКА, имеющих опережающие сроки разработки (МКА «Яхта», «Кондор»). Используется также аппаратура «Орбита», прошедшая летные испытания на КА «Метеор-3М».

Для данного проекта выбрана околокруговая солнечно-синхронная орбита с параметрами:

- высота 550 км;
- период обращения 94,5 мин;

- наклонение 98°;
- срок службы 5 лет.

Вывод в космос предполагается ракетоносителем (РН) легкого класса: «Старт-1», «Рокот», «Стрела», «Днепр», «Космос».

Задачи, решаемые с использованием гиперспектральных данных

Известно [16], что оптический сигнал, принимаемый бортовыми сенсорами, имеет стохастический характер с нормальным законом распределения мгновенных значений, т. е. вся информация, содержащаяся в сигнале, заключена в его энергетическом спектре. Гиперспектрометр, позволяющий точно воспроизводить спектр принимаемого сигнала, открывает новые уникальные возможности в части классификации и оценки состояния зондируемых объектов по сравнению с панхроматическими и многозональными наблюдениями. В частности, высокое спектральное разрешение позволяет осуществлять «химическое» зрение, что существенно расширяет круг решаемых научных, хозяйственных и прикладных задач. В табл. 3 представлен перечень некоторых задач, которые эффективно решаются с помощью гиперспектрального анализа. Перечисленный круг задач может быть значительно расширен и уточнен по результатам летных испытаний гиперспектрометра.

Таблица 3

№ п/п	Категории задач	Информация потребителя
1	Диагностика состояния магистральных газо- и нефтепроводов	Позиционирование трасс, состояние пересечений коридоров, нарушения охранной зоны, прогноз просадок и арок, идентификация микротрещин и свищей, мест коррозии, динамики состояния грунтов и ледяных линз, обнаружение несанкционированных врезок
2	Мониторинг инфраструктуры нефтегазовых промыслов	Состояние коллекторной сети, дорог и площадок
3	Мониторинг подземных хранилищ газа	Зоны и объемы утечек

№ п/п	Категории задач	Информация потребителя
4	Мониторинг хранилищ нефтепродуктов	Деформация оболочек, утечки (включая подпочвенные)
5	Экология буровых работ и добычи на суше и шельфе	Состояние амбаров и емкостей, утечки буровых растворов, минерализованных пластовых вод, нефти и конденсата
6	Экология месторождений	Техногенные нарушения рельефа, почв, растительности, подповерхностного водотока
7	Экология магистральных продуктопроводов	Зоны угнетения биоты, вызванные недиагностируемыми микроутечками газа, конденсата, нефти и химпродуктов
8	Целеуказание мест заложения скважин	Актуализируемые 2D- и 3D-карты структуры залежи
9	Изыскания трасс новых магистралей	Ценность и размеры площадей выводимых из оборота земель, состав грунтов, урезы водотоков, пересечения рек
10	Поисковая геология	Оконтуривание сложных рудоносных формаций, типы и геохимия руд, ореолы малых залежей
11	Геология строительства	Тектонические разломы, пльвуны, карьеры
12	Диагностика шоссейных и железнодорожных магистралей	Мерзлотные, просадочные, оползневые деформации профиля, нарушения полотна и покрытия
13	Мониторинг аэродромов	Состояние взлетно-посадочных полос, рулежных дорожек
14	Мониторинг ЛЭП	Паспортизация трасс (оцифровка опор), повреждения изоляторов и опор, нарушения коридоров
15	Инфраструктура города	Состояние теплотрасс, водопроводов, канализации
16	Картография	Тематические листы географической информационной системы (ГИС)
17	Земельный, водный и лесной кадастры	Актуализируемый банк данных земельных угодий, лесов, рек и водоемов
18	Мониторинг зон рыбного промысла	Распределение, концентрация и градиенты фитопланктона, хлорофилла, неорганических взвесей и органики, солености и температуры в зонах апвеллинга, вихрей и течений

№ п/п	Категории задач	Информация потребителя
19	Сельское и лесное хозяйство	Состояние всходов, фаз вегетации, фитомассы; болезни и вредители, прогноз урожая, оценка запасов древесины и ее бонитета, оценка ущерба страховых случаев
20	Обнаружение и мониторинг пожаров и катастроф	Позиционирование очагов пожаров и катастроф, их динамика; детализация поражений в очагах, целеуказания аварийно-спасательным службам
21	Мониторинг космического и околоземного пространства	Снимки лимба Земли, космического «мусора» и других космических объектов, измерения состояния озонового слоя атмосферы Земли; состояние верхних слоев атмосферы
22	Мониторинг предвестников чрезвычайных ситуаций и катастроф	Идентификация аномалий, прогноз динамики чрезвычайных ситуаций
23	Глобальная и региональная экология	Ряды данных о концентрации парниковых газов, озона, вредных примесей; зоны опустынивания; обезлесение; данные для моделирования экологических процессов

Заключение

Гиперспектрометр космического базирования является эффективным средством дистанционного зондирования Земли, обеспечивающим решение широкого круга научных и практических задач. Современные технологии позволяют создавать малогабаритные приборы с низким энергопотреблением, обладающие широким спектральным диапазоном (от 0,35...2,5 мкм), большим числом спектральных каналов (более 1000), высоким спектральным (порядка 1 нм) и пространственным (3...5 м) разрешением. Среди таких приборов, используемых в проекте и созданных на основе новейших технологий, можно выделить акустооптические-программируемые фильтры, время-координатно-чувствительные детекторы, устойчивые к сбоям бортовые быстродействующие ЭВМ. Установка гиперспектрометра на малые космические аппараты позволяет значительно удешевить

их запуск и эксплуатацию и, в конечном итоге, снизить стоимость получаемой информации и повысить ее конкурентоспособность на рынке услуг.

Литература

1. Белов А. А., Воронцов Д. В., Дубровицкий Д. Ю и др. Малый космический аппарат «Астрогон-Вулкан» гиперспектрального дистанционного мониторинга высокого разрешения: Препринт. № 726. М.: ИПМ РАН, 2003. 32 с.
2. Akim E. L., Behr P., Bries K. et al. The fire infrared-hyperspectral monitoring (Russian – Germany Proposals for an International Earth Observation Mission). Preprint of the Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russian Academy of Sciences, N. 32, Moscow, 2004. 36 p.
3. Zhang B., Wang X., Liu J., Zheng L., Tong Q. Hyperspectral image processing and analysis system (HIPAS) and its applications//Photogrammetric Engineering and Remote Sensing. 2000. V. 66. N. 5. P. 605–609.
4. Хренов Н. Н., Дмитриевский А. Н., Ананенков А. Г. и др. Гиперспектральный аэрокосмический мониторинг трасс трубопроводов и территорий месторождений//Наука и техника в газовой промышленности. 2001. № 2–3. С. 37–46.
5. Воронцов Д. В., Орлов А. Г., Калинин А. П. и др. Использование гиперспектральных измерений для дистанционного зондирования Земли: Препринт. № 702. М.: ИПМ РАН, 2002. 35 с.
6. Воронцов Д. В., Орлов А. Г., Калинин А. П. и др. Оценка спектрального и пространственного разрешения гиперспектрометра АГСМТ-1: Препринт. № 704. М.: ИПМ РАН, 2002. 36 с.
7. Непобедимый С. П., Родионов И. Д., Воронцов Д. В. и др. Гиперспектральное дистанционное зондирование Земли//Доклады Академии наук. 2004. Т. 397. № 1. С. 45–48.
8. Rodionov I. D., Rodionova I. P., Knizhnikov M. Yu., Ponomarev A. The coordinate MCP photoreceiver with AOF spectral filtering//European Symp. on Satellite Remote Sensing 2. P., 1995. Abstract Book.
9. Rodionov I. D., Samarssky A. A., Kniznikov M. Yu. et al. Active Optical Ecological Monitoring//SPIE. 1993. V. 2107. P. 476–494.
10. Rodionov I., Rodionova I., Ovchinnikov M. Approaches to develop the earth observing systems based on the turnable acousto-optic filter and separate photons counter with MCP//SPIE. 1997. V. 3117. P. 10.
11. Rodionov I. D., Rodionov A. I., Shilov I. B. Imaging with MCP in molecules beam experiments//Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. 2000. A 471. P. 239–243.
12. Ильин А. А., Шилов И. Б., Родионов А. И. и др. Система технического активного 3D-зрения (МДМ-локатор): Препринт. № 62. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, 2001. 24 с.

13. Белов А. А., Воронцов Д. В., Зубков Б. В. и др. Программное обеспечение прототипа распределенной бортовой вычислительной системы: Препринт. Пр-2093. М.: ИКИ РАН, 2003. 24 с.
14. Белов А. А., Воронцов Д. В., Зубков Б. В. и др. Прототип распределенной бортовой вычислительной системы: Препринт. Пр-2097. М.: ИКИ РАН, 2003. 24 с.
15. Белов А. А., Воронцов Д. В., Зубков Б. В. и др. Оценка интегральной дозы облучения космического аппарата на нормированной орбите 500 км: Препринт. Пр-2098. М.: ИКИ РАН, 2003. 32 с.
16. Гарбук С. В., Гершензон В. Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во А и Б, 1997. 296 с.

МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

*Б. М. Балтер¹, Д. В. Воронцов², В. В. Егоров¹, А. П. Калинин³,
А. Г. Орлов², И. Д. Родионов², И. П. Родионова²*

¹ Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

² Институт химической физики им. Н. Н. Семенова РАН, Москва

³ Институт проблем механики им. М. В. Келдыша РАН, Москва

Введение

Гиперспектрометры космического и авиационного базирования предназначены для дистанционного зондирования поверхности Земли с целью идентификации объектов и их элементного состава [1]. Летным испытаниям космической версии прибора обычно предшествует этап испытаний авиационного прототипа с борта самолетов, вертолетов, что позволяет наряду с техническими проблемами отработать методы обработки получаемой информации.

В ходе летных испытаний авиационного прототипа гиперспектрометра исследовались такие характеристики как зависимость интенсивности рассеянного Землей излучения от пространственной координаты точки на ее поверхности, значения длины волны регистрируемого излучения λ и поляризации принимаемого сигнала.

В настоящей работе представлены методы и алгоритмы обработки гиперспектральной информации: корреляционный и субпиксельный — и даны примеры использования последних по материалам авиационной съемки [1].

Краткое описание авиационного прототипа гиперспектрометра

Прототип гиперспектрометра устанавливался на днище авиационного носителя (самолет Ил-20 или вертолет Ми-8). Спектральный диапазон прибора составлял 0,43...0,86 мкм. Указанный диапазон был поделен на несколько поддиапазонов, соответствующих

различным спектральным модулям. По результатам тестов, подробно описанных в [1], спектральное разрешение равнялось 2,3 нм, а угловое разрешение $2,2 \cdot 10^{-3}$ рад. Типовая высота съемки была у самолета порядка 1 км, вертолета — 500 м, а скорость полета носителя выбиралась из условия получения непрерывного изображения (без пробелов и наложений строк), исходя из геометрии съемки (рис. 1), в результате чего формировалось изображение с размером пиксела, равным примерно 2×2 м при высоте полета 1 км. Носитель двигался вдоль трассы в направлении оси Y , мгновенное угловое поле зрения авиационного прототипа гиперспектрометра составляло $12^\circ \times 1'$.

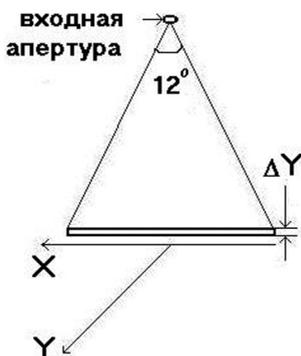


Рис. 1. Полоска поверхности Земли, проецируемая на вход фотоприемного устройства. Величина полоски по Y определяется углом $1'$ и высотой полета

После прохождения оптической системы световой сигнал попадал на спектроделитель (в случае авиационного прототипа — дифракционная решетка), а затем через проекционный объектив — на фотоприемную матрицу размером 1280×1024 элементов (рабочая область матрицы составляет 500×1000 элементов). Таким образом, на матрице формировался кадр в координатах X (поперек трассы полета 1000 элементов) и λ (длина волны — 500 элементов). Последовательность таких кадров образовывала гиперкуб ($X \cdot Y \cdot \lambda$) [2], в каждом элементе которого записывалось значение измеренной интенсивности излучения.

Для того чтобы идентифицировать гиперспектральное изображение, необходимо было тем или иным способом сравнивать

измеренные для исследуемого элемента изображения спектральных зависимостей со спектральными функциями известных компонентов поверхности Земли* (т. е. иметь спектральную базу данных по компонентам). Для этого находилась спектральная зависимость отражения солнечного света известных компонентов земной поверхности (это могли быть, например, участок болота, открытые почвы и т.п.). И, таким образом, найденная спектральная функция приписывалась определенному виду поверхности. Образцы спектральных функций (реперные компоненты) для некоторых характерных элементов поверхности Земли показаны на рис. 2. Вопрос о реперных компонентах — довольно сложный, требует особого исследования и в случае каждого исследования выделенного участка поверхности Земли реперные компоненты определялись особо.

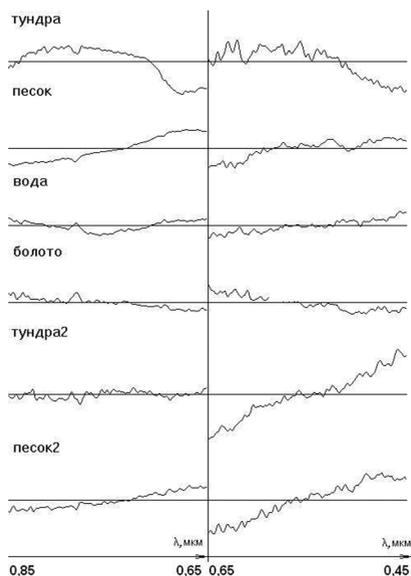


Рис. 2. Некоторые спектральные функции известных веществ поверхности Земли. Измерения выполнены двумя модулями для первого и второго видимых диапазонов

* Здесь под компонентом подразумевается тип элемента поверхности (песок, вода, растительность и т.д.)

Обладая такой базой данных, можно приступить к идентификации гиперспектрального изображения.

Методы и алгоритмы обработки

Поскольку на этапе предварительной обработки (нормализация, координатная привязка и т.п.) применялись традиционные методы, в настоящем разделе кратко излагаются только методы тематической обработки и алгоритмической базы гиперспектрального программного обеспечения.

Задачами тематической обработки гиперспектральных данных являлись: классификация объектов съемки и определение их компонентного состава («химическое зрение»).

Для решения этих задач были использованы два метода:

- корреляционный метод, в котором предполагается, что каждый элемент гиперкуба относится только к одному компоненту (песок, вода, растительность и т.п.);
- субпиксельный метод [3, 4], предполагающий, что каждый элемент гиперкуба характеризуется набором различных компонентов и параметров их состояния (например, влажная или сухая почва, проективное покрытие почвы растительностью и т.п.).

Рассмотрим каждый из методов подробнее.

Метод корреляционной обработки результатов гиперспектральной съемки

Сущность метода состоит в том, что для каждого пиксела изображения соответствующая ему спектральная функция f_u сравнивается со спектральными функциями реперных компонентов f_p из соответствующей базы данных спектральных функций. Результат сравнения — выбор реперного компонента, спектральная функция которого наиболее близка (в смысле заданной нормы) к измеренной.

Процедура сравнения сводится к вычислению корреляции измеренной и реперной спектральных функций с последующим поиском ее максимума путем перебора реперных компонентов. Предварительно обе спектральные функции приводятся к виду, при котором их среднее значение на интервале длин волн от λ_{min} до λ_{max} равно нулю, а интеграл от квадрата функции равен 1:

$$\begin{aligned}
 \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} f_u(\lambda) d\lambda &= 0, & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} f_p(\lambda) d\lambda &= 0, \\
 \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} f_u^2(\lambda) d\lambda &= 1, & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} f_p^2(\lambda) d\lambda &= 1, \\
 C(f_u, f_p) &= \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} f_u(\lambda) f_p(\lambda) d\lambda.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Величина C , которая находится в диапазоне от -1 до 1 , характеризует подобие функций f_u и f_p . Из всех реперных компонентов выбирается такая функция f_i , для которой значение C является максимальным. Так как среди всех спектральных функций реперных компонентов может и не быть функции, достаточно близкой к исследуемой спектральной функции, то для ограничения поиска задается минимальное пороговое значение величины C_{\min} . Если максимальное значение найденного C_{\max} меньше этого порогового значения, то это означает, что компонент не распознан (как правило, порог C_{\min} выбирается из соображений качества видеосигнала и числа реперных компонентов и находится в пределах $0,5 \dots 0,8$). В случае использования информации с нескольких спектральных модулей гиперспектрометра результирующее значение C является взвешенной суммой корреляций C_i от спектральных функций этих модулей:

$$\begin{aligned}
 C &= \sum_{i=1}^m p_i C_i, \\
 \sum_{i=1}^m p_i &= 1.
 \end{aligned} \tag{2}$$

Здесь p_i — вес спектральной функции i -го модуля, определяемый информативностью данного спектрального диапазона, m — число модулей гиперспектрометра.

К достоинству корреляционного метода относится его алгоритмическая простота. Он устойчив к воздействию помех, связанных с освещением, с различными нелинейностями аппаратуры и т.п. К ограниченности этого метода относится предположение о том, что каждому пикселю изображения соответствует

единственный компонент, что существенно уменьшает информативность результатов обработки гиперспектральной съемки.

*Метод субпиксельной обработки результатов
гиперспектральной съемки*

Как правило, большинство веществ, из которых состоят зондируемые объекты, представляют собой смесь нескольких веществ, и поэтому спектральная функция элемента изображения поверхности является композицией спектральных функций нескольких компонентов. Термин «субпиксельный» означает возможность осуществления внутрипиксельного анализа компонентного состава и параметров состояния зондируемого объекта в пределах одного элемента изображения, в отличие от корреляционного метода, который относит каждый пиксель изображения к одному компоненту.

Суть субпиксельного метода состоит в том, что, моделируя спектральную функцию от каждого элемента изображения как линейную комбинацию ограниченного числа нескольких спектральных функций [5, 6], соответствующих своим реперным компонентам, и используя метод наименьших квадратов, можно определить компонентный состав элемента изображения.

Удобным математическим представлением спектральных функций для смесей компонентов элемента изображения i является N -мерный вектор, определяемый числом спектральных каналов N гиперспектрометра:

$$A_i = \{f_{i\lambda_1}, f_{i\lambda_2}, \dots, f_{i\lambda_j}, \dots, f_{i\lambda_N}\}, \quad (3)$$

где $f_{i\lambda_j}$ — интенсивность излучения спектральной функции $f_u(\lambda)$ с длиной волны λ_j .

Произвольное число спектральных функций реперных компонентов M (M всегда меньше N) будет определять M -мерное подпространство в N -мерном векторном пространстве. N -мерный вектор спектральной функции элемента изображения можно представить линейной комбинацией векторов спектральных функций реперных компонентов. Каждой спектральной функции реперных компонентов приписывается вес, значение которого должно лежать в пределах $0 \dots 1$. Кроме того, полная

сумма весов для всех реперных компонентов в данном элементе изображения должна быть равна 1.

Описанная выше геометрическая интерпретация спектра является основой метода ортогональных подпространственных проекций анализа смешанного спектра [5]. Процедура субпиксельной обработки, таким образом, сводится к сравнению позиции спектральных функций реперных компонентов с измеренной гиперспектрометром спектральной функцией и нахождению таких весов реперных функций, и соответственно долей компонентов, которые дают наилучшее совпадение в смысле минимума наименьших квадратов.

Количество реперных компонентов зависит от числа спектральных каналов, ширины выбранного спектрального диапазона, соотношения сигнал/шум в спектральном диапазоне и может меняться от единиц (при плохих условиях) до сотен.

Процедура субпиксельной обработки состоит в следующем. Как уже было сказано выше, каждый элемент изображения характеризуется своей спектральной функцией $f_u(\lambda)$. Отметим, что в методе субпиксельного преобразования спектральные функции f_u приводятся к такому же нормированному виду, как и в случае корреляционного метода, при котором их среднее значение равно нулю и интеграл квадрата функции равен 1 (формулы (1)).

В субпиксельном методе используется так называемая линейная модель разложения (linear mixing model) [5]. Сущность модели сводится к представлению каждого элемента гиперспектрального изображения как линейной комбинации реперных компонентов с соответствующими весовыми коэффициентами.

Итак, исследуемая спектральная функция f преобразуется к виду

$$\begin{aligned} \mathbf{f} &= \sum_{k=1}^M b_k s_k + \mathbf{e} = \mathbf{S} \cdot \mathbf{b} + \mathbf{e}, \\ \mathbf{S} &= [s_1, s_2, \dots, s_M], \\ \mathbf{b} &= [b_1, b_2, \dots, b_M]^T, \end{aligned} \quad (4)$$

где \mathbf{f} — векторное представление ожидаемой спектральной функции элемента изображения; s_k — k -я составляющая векторного

представления реперных компонентов; b_k — веса (доли) реперных компонентов; M — число реперных компонентов; \mathbf{e} — вектор ошибки, обусловленной шумами прибора и неизвестными веществами; T — транспонирование.

С помощью формул (4) спектральная функция приводится к векторному виду, а далее полученный вектор \mathbf{f} проецируется на подпространство, образованное реперными компонентами. В результате проецирования возникает векторная проекция f_n и ортогональный ей вектор \mathbf{e} .

Вектор \mathbf{e} обязан своим происхождением наличию шумов прибора и недостаточному числу реперных компонентов. Если бы вектор \mathbf{f} лежал в подпространстве векторов реперных компонентов, то ошибка e была бы равна 0, т.е. линейная комбинация векторов реперных элементов полностью бы описывала вектор спектральной функции исследуемого элемента изображения. Для ошибки разложения e можно записать:

$$\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_n = \mathbf{x} - \mathbf{S} \cdot \mathbf{b}. \quad (5)$$

В силу того, что вектор ошибки \mathbf{e} ортогонален всем векторам реперных компонентов, то имеет место следующее равенство:

$$S^T \mathbf{e} = S^T (\mathbf{x} - \mathbf{x}_n) = 0, \quad (6)$$

где S^T — транспонированная матрица.

Или, если воспользоваться выражением (4), то

$$S^T (\mathbf{x} - \mathbf{S} \cdot \mathbf{b}) = 0, \quad (7)$$

Преобразовывая (7), получим:

$$\mathbf{b} = (S^T \mathbf{S})^{-1} S^T \mathbf{x} = P_s \mathbf{x},$$

где P_s — матрица проецирования на подпространство реперных компонентов.

Аналогично, вектор ошибки e можно выразить, используя матрицу проецирования ошибки P_E :

$$\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_n = P_E \mathbf{x},$$

$$P_E = E - P_s,$$

где E — единичная матрица.

Координаты вектора \mathbf{b} , т.е. b_k , как было сказано выше, дают величину вклада данного k — реперного компонента в элементный состав исследуемого элемента изображения. Величина вектора ошибки \mathbf{e} показывает, насколько вообще справедливо использование данной базы реперных компонентов для идентификации элемента изображения. Появление вектора ошибки является «платой» данного метода за его высокую чувствительность к компонентному составу и состоянию объекта в пределах пикселя.

Результаты натуральных экспериментов

Как следует из описания методов корреляционной и субпиксельной обработки гиперспектральных данных, первый из них — по сути вырожденный случай второго. Следствием этого является то, что корреляционному методу присущ более грубый анализ компонентного состава, и он может быть использован, в первую очередь, для решения задачи классификации изображений по категориям объектов (почва, вода, растительность и т. д.) зондируемой территории. Субпиксельный метод, как более тонкий и информативный, позволяет решать задачи «химического зрения» и оценки состояния объектов. Поэтому в качестве примера гиперспектрального дистанционного зондирования поверхности Земли и математической обработки полученных данных с использованием субпиксельного метода рассмотрим результаты съемок, проведенных с самолета Ил-20, территории Ямбургского газоконденсатного месторождения. На рис. 3 приводится пример субпиксельного распознавания участка реки с земснарядом (29-zem². ini: 3). Соответствие цветов (к сожалению, на рисунке вместо обычно используемых при компьютерной обработке цветов использованы оттенки серого цвета) составу веществ (реперных компонентов) показано на врезке (29-zem². ini: 4). Гиперспектр для двух модулей видимого диапазона поверхности Земли в точке, соответствующей перекрестию, на всех рисунках продемонстрирован на врезке (29-zem². ini: 3). На врезке (29-zem². ini: 2) приведено изображение исследуемого участка поверхности Земли, полученное видеокамерой.

Наличие нескольких видов веществ одной природы (например, три сорта воды) означает, что визуально эти поверхности

напоминают воду, но имеют различные спектральные функции. Из рисунка наглядно видно преимущество гиперспектрального анализа по сравнению с панхромным снимком — хорошо видно отличие чистой проточной воды от замутненной земснарядом.

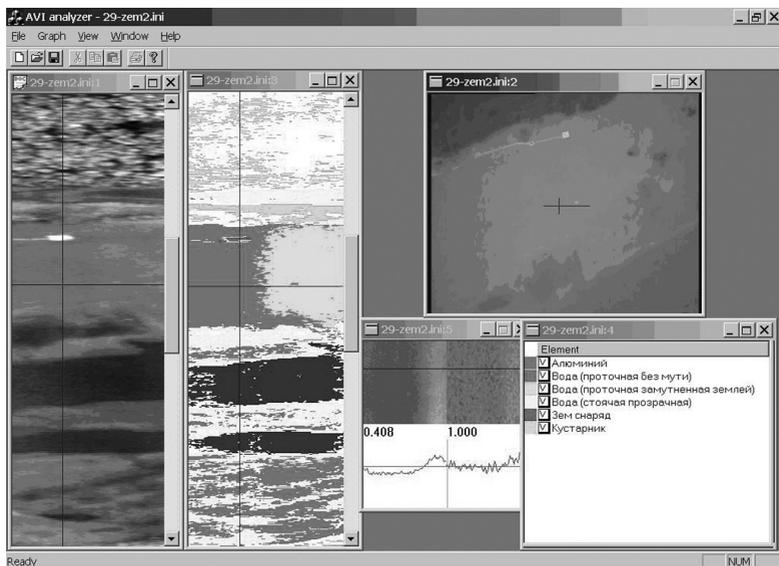


Рис. 3. Пример субпиксельного распознавания участка земной поверхности с рекой и работающим земснарядом

Выводы

Разработана методика обработки и интерпретации результатов гиперспектральной съемки. Проведены натурные испытания гиперспектрометра с борта вертолета и самолета. Приведенный пример распознавания гиперспектральных изображений продемонстрировал возможность использования субпиксельного метода для идентификации объектов дистанционного зондирования на поверхности Земли и оценки их элементного состава («химическое зрение»).

Литература

1. Калинин А. П., Орлов А. Г., Родионов И. Д. Авиационный гиперспектрометр — разработка, лабораторные испытания // Вестник

- Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана, серия «Приборостроение». 2006. № 3. С. 11–15.
2. *Воронцов Д. В., Орлов А. Г., Калинин А. П.* и др. Использование гиперспектральных измерений для дистанционного зондирования Земли: Препринт. № 702. М.: ИПМ РАН, 2002. 35 с.
 3. *Shrestha D. P., Margate D. E.* et al. **Spectral unmixing versus spectral angle mapper for land degradation assessment: a case study in southern Spain**//17th World Congress of Soil Science: Proc. Bangkok, 2002. P. 1141-1–1141-10.
 4. *Robila S. A., Varshney P. K.* A Fast Source Separation Algorithm for Hyperspectral Image Processing//IEEE Geoscience and Remote Sensing Symp. IGARSS'02. 2002. V. 6. P. 3516–3518.
 5. *Manolakis D., Siracusa C., Shaw G.* Hyperspectral subpixel target detection using the linear mixing model//IEEE Transactions on geoscience and remote sensing. 2001. V. 39. N. 7. P. 1392–1409.
 6. *Kruse F. A.* Predictive subpixel spatial/spectral modeling using fused HSI and MSI data // SPIE Symposium on Defense & Security: Proc. April 12–14, 2004 . Orlando, FL .V. 5425. P. 414–424.

УДК 629.78

КОМПАКТНЫЙ ЭШЕЛЛЕ-СПЕКТРОМЕТР ВЫСОКОГО
РАЗРЕШЕНИЯ С АКУСТООПТИЧЕСКОЙ ФИЛЬТРАЦИЕЙ
ПОРЯДКОВ ДЛЯ СПУТНИКОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ

*В. Н. Ангаров, Т. С. Афанасенко, Д. А. Беляев, И. И. Виноградов,
В. И. Гнедых, О. А. Григорян, В. С. Жегулев, А. Ю. Иванов,
Ю. К. Калинин, А. В. Калужный, А. В. Киселев, О. И. Кораблев,
Е. А. Лисин, В. Г. Лякишев, М. В. Повераев, А. В. Родин, О. З. Ростэ,
А. К. Рыбакова, А. Ю. Титов, А. Ю. Трохимовский, А. А. Федорова*

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Предложен новый метод спутникового мониторинга малых газовых составляющих земной атмосферы на основе спектроскопических измерений в ближнем ИК-диапазоне (0,7...1,7 мкм) с высоким спектральным разрешением (~20000...30000 $\lambda/\Delta\lambda$), позволяющим различать отдельные линии молекулярного поглощения присутствующих газов и определять их концентрацию на основе интегральной величины поглощения солнечного излучения, отраженного (рассеянного) земной поверхностью. В совокупности с высоким быстродействием регистрирующего спектрометра (~1 с для записи отдельного спектра) и остронаправленным полем его зрения (<1°) метод позволит определять локальные значения концентрации с высоким пространственным разрешением порядка нескольких километров.

Метод предполагается применить для определения атмосферного содержания парниковых газов: углекислоты CO₂ и метана CH₄ [1]. Углекислота как основной газ, влияющий на парниковый эффект, играет важнейшую роль в тепловом балансе тропосферы и формировании климата Земли. Для понимания роли природных и антропогенных процессов, регулирующих атмосферное распределение CO₂, необходимы весьма точные и локализованные измерения концентрации CO₂. Эти измерения, выполняемые с околоземной орбиты, будут способствовать качественно новому пониманию глобального кругооборота углерода [1–4]. Измерения концентрации метана в атмосфере

позволят получить важную дополнительную информацию о состоянии ряда экосистем, а также обнаружить дополнительные источники выброса в атмосферу в результате течи многочисленных газопроводов на территории нашей страны.

Спутниковые измерения предполагается осуществлять двумя основными способами. При наблюдении подспутниковой зоны оптическая ось спектрометра ориентируется в (около-) надирном направлении, регистрируется солнечное излучение, отраженное (рассеянное) поверхностью и дважды прошедшее через атмосферу Земли. При наблюдении солнечного блика оптическая ось прибора ориентируется на блик Солнца на поверхности воды. Этот метод значительно точнее предыдущего из-за малого влияния рассеяния на атмосферном аэрозоле и слоях облачности, однако он требует определенной точности системы наведения, позволяющей совмещать остронаправленное поле зрения прибора и, собственно, солнечный блик, в течение ограниченных отрезков времени существования самой возможности подобных измерений (рис. 1).

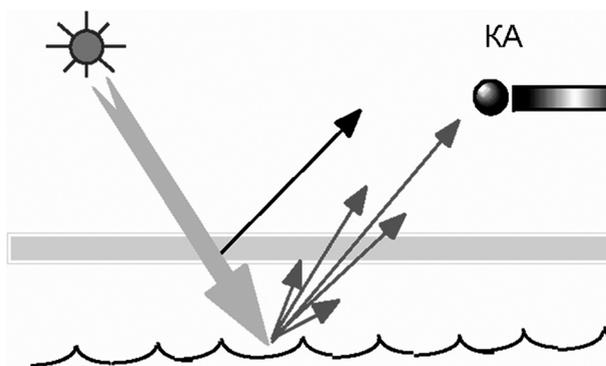


Рис. 1. Наблюдение солнечного блика на поверхности воды

Выбор спектральных параметров

Оборудование, необходимое для реализации метода, создается на основе эшелле-спектрометра высокого разрешения, отличающегося от классической схемы отсутствием второго пассивного и, как правило, громоздкого дисперсионного элемента

со скрещенной дисперсией. В нашем случае предварительная селекция одного из высоких порядков дифракции эшелле-решетки осуществляется с помощью акустооптического перестраиваемого фильтра (АОПФ) (АО-фильтр) отечественного производства на основе кристалла парателлуриата TeO_2 , размещаемого непосредственно внутри конструкции входного телескопа, формирующего поле зрения прибора [5–7]. При каждом измерении входа спектрометра достигает излучение только в пределах спектрального интервала пропускания АОПФ, определяемого частотой ультразвуковой волны накачки кристалла АОПФ, задаваемой цифровым синтезатором. Согласование полосы пропускания АОПФ и области свободной дисперсии эшелле-решетки возможно в пределах полной полосы InGaAs многоканального детектора (512 элементов, длинноволновая граница спектральной чувствительности 1,7 мкм) производства компании Hamamatsu (рис. 2, 3).

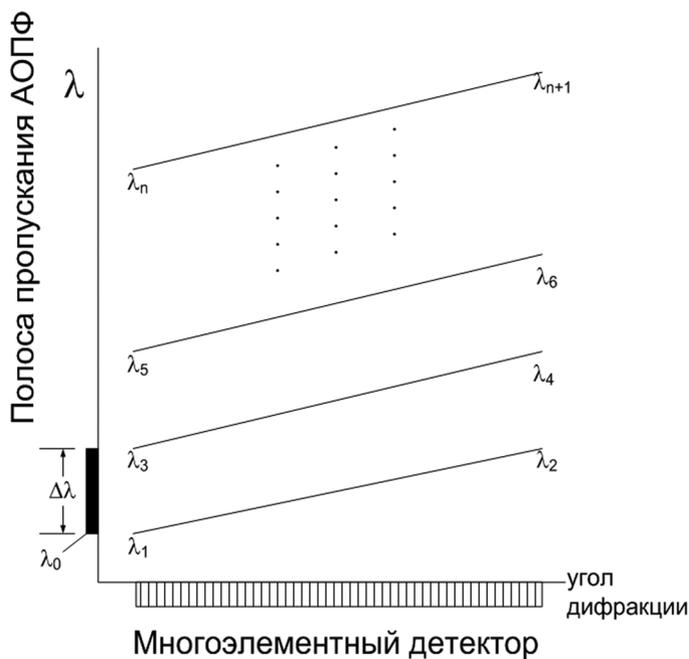


Рис. 2. Принцип разделения порядков эшелле-решетки

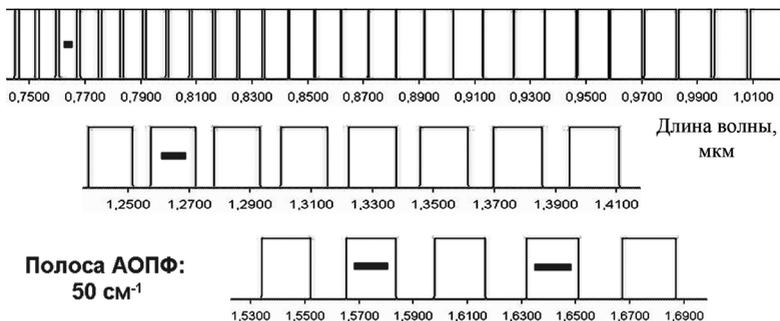


Рис. 3. Схема зон спектрального покрытия детектора для ряда порядков эшелле-решетки выбранной геометрии спектрометра. Условно выделены четыре области акустооптической фильтрации (полоса АОФ 50 см^{-1}), предназначенные для определения содержания парниковых газов. Значения длин волн приведены в микронах

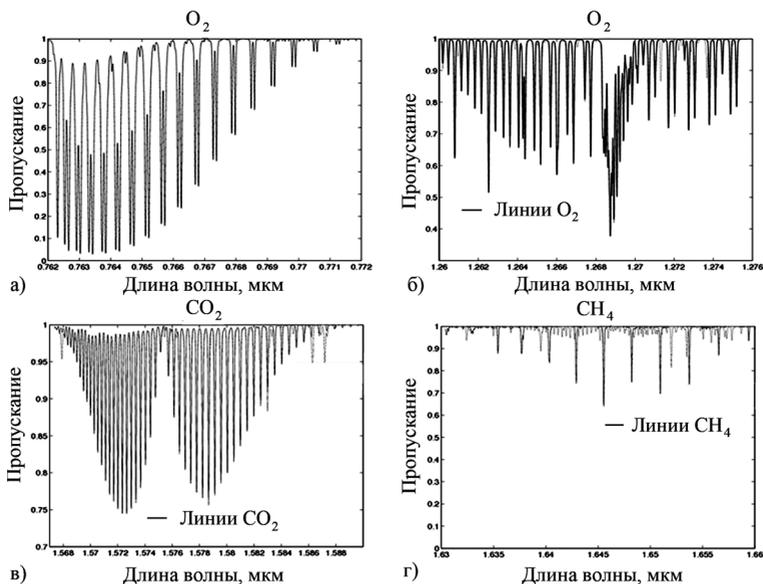


Рис. 4. Модельные функции пропускания: O_2 (0,76 и 1,27 мкм), CO_2 (1,58 мкм), CH_4 (1,65 мкм), полученные для стандартной модели атмосферы (лето в средних широтах); предполагаются надирные наблюдения и солнечный зенитный угол 0° (воздушная масса 2). Учтена аппаратная функция прибора (разрешение ~ 23000)

Для измерения содержания парниковых газов предполагается регистрировать отдельные ненасыщенные линии в слабых полосах поглощения CO_2 (1580 нм) и CH_4 (1640 нм), соответственно, в 49-м и 47-м порядках дифракции эшелле-решетки (24,355 штр./мм, угол блеска 70°) производства компании Spectra-Physics, Richardson Grating Laboratories. Для повышения точности измерений концентрации CO_2 и CH_4 потребуются дополнительные измерения поглощения O_2 (полосы 760 и 1270 нм, соответственно, в 101-м и 61-м порядках), содержание которого в атмосфере хорошо известно. Спектральные диапазоны выбираются так, чтобы максимально захватить отрезок полосы и измерить континуум — часть спектра, свободную от линий поглощения, которая содержит информацию о характере поверхности и аэрозольных частицах (рис. 3, 4).

Обработка результатов измерений

На основе модели переноса солнечного излучения через земную атмосферу в полосах молекулярного поглощения создается методика обработки результатов спектральных наблюдений и определения содержания парниковых газов, паров воды и других атмосферных малых составляющих. Предполагается решение прямой задачи моделирования свойств атмосферных газов и обратной задачи восстановления содержания газов на основе измеренной интегральной (по трассе наблюдения) величины молекулярного поглощения. Необходимо учесть множество факторов, которые могут вносить значительную неопределенность в итоговый результат, например:

- вариации давления у поверхности;
- изменение коэффициента отражения поверхности;
- неопределенность оптического пути света, усложненного рассеянием фотонов в атмосфере;
- температурные профили;
- высота распространения, концентрация и оптические параметры аэрозоля, включая облачность;
- вариации водяного пара, вносящие неопределенность в измерения концентрации CO_2 из-за более эффективно-го уширения линий CO_2 по сравнению с O_2 и N_2 .

Оптическая схема, конструкция и комплектация спектрометра

Эскиз оптической схемы спектрометра приведен на рис. 5. Спектрометр построен по автоколлимационной схеме с вертикальным разделением входного и выходного оптических пучков и горизонтальным направлением развертки спектра по отношению к плоскости изображения (см. рис. 5). В схеме прибора используются серийная эшелле-решетка компании Spectra-Physics, Richardson Grating Laboratories (рабочий угол — 70° , 24,355 штр./мм, подложка размером $50 \times 100 \times 16$ мм) и внеосевое (10°) параболическое зеркало (фокусное расстояние $F_0 = 200$ мм, размер $50 \times 50 \times 15$ мм). Размер входной микрощели — $0,035 \times 0,35$ мм. В качестве многоканального детектора используется InGaAs-линейка компании Hamamatsu (512 элементов площадью 25×500 мкм). Входной телескоп образован набором линз-дублетов, оптимизированных для выбранных спектральных интервалов наблюдения. Большой ($\varnothing 30$ мм) линзовый дублет имеет фокусное расстояние $F = 120$ мм, малые линзовые дублеты ($\varnothing 10$ мм) образуют коллиматор, предназначенный для формирования квазипараллельного пучка света в области акустооптической фильтрации. Поле зрения спектрометра формируется входным телескопом и микрощелью спектрометра. Его реальное значение, определяемое неидеальностью оптических компонентов, ожидается порядка долей углового градуса. Светосила спектрометра — $F/6$. Главные компоненты спектрометра перечислены в таблице.

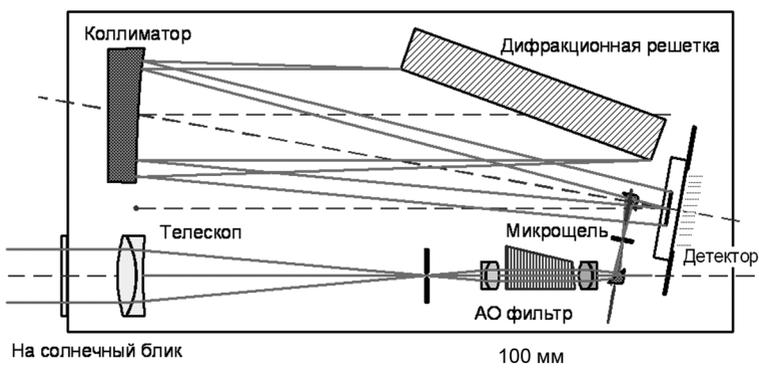


Рис. 5. Эскиз оптической схемы спектрометра

Компоненты спектрометра и их параметры

Входной телескоп	Линзовый дублет $F = 120$ мм, \varnothing 30 мм
Коллиматор АОПФ	Линзовые дублеты $F = 25$ мм, \varnothing 10 мм
АОПФ на основе TeO_2	Полоса 50 см^{-1} , рабочий диапазон $0,85(0,75) \dots 1,7$ мкм ($80 \dots 36$ МГц), геометрическое поле 5×4 мм, апертура $\pm 2,5^\circ$, угол дифракции $\sim 5^\circ$
Микрошель	$0,035 \times 0,35$ мм
Объектив автоколлимационной схемы	Внеосевое (10°) параболическое зеркало $F = 200$ мм, размер $50 \times 50 \times 15$ мм ($F/D = 6$)
Эшелле-решетка	Spectra-Physics, Richardson Grating Lab., $24,355$ штр./мм, рабочий угол 70° , $50 \times 100 \times 16$ мм
Детектор	InGaAs-линейка фирмы Hamamatsu, длинноволновая граница $1,7$ мкм, 512 элементов площадью 25×500 мкм
Дополнительная Flash-память	В составе научной аппаратуры подготавливаемых экспериментов
Цифровая камера сопровождения	

Внешний вид и 3D-эскиз макета спектрометра, подготовляемого для испытаний в СКБ КП ИКИ РАН, представлены на рис. 6, 7. В настоящее время в наземных условиях отрабатывается методика эксперимента: лабораторные калибровки спектрометра с использованием газовых смесей и многопроходных оптических ячеек, наблюдения прямого и рассеянного солнечного излучения. Разрабатываются алгоритмы спектральных измерений, создается программное обеспечение для записи, сохранения и калибровки спектральных данных, соответствующих постановке задачи первых «пилотных» орбитальных экспериментов на борту российского сегмента МКС и в составе научной аппаратуры микроспутника «Чибис». Небольшая собственная масса спектрометра (меньше 2 кг) и отсутствие в его составе движущихся механических частей обеспечивают его конструктивное соответствие возможностям разрабатываемых в настоящее время микроспутниковых платформ нового поколения.

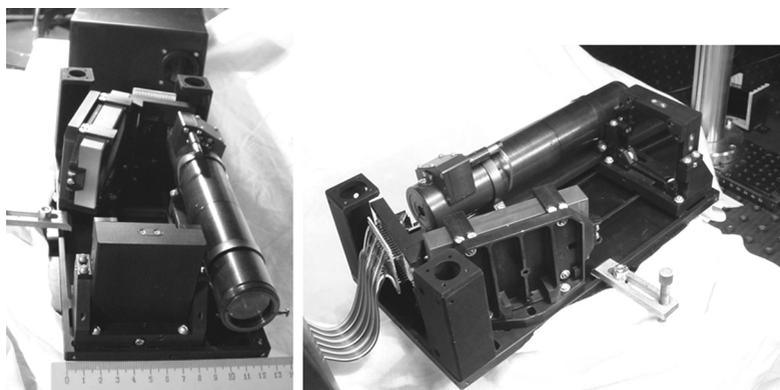


Рис. 6. Внешний вид ранней версии модели спектрометра

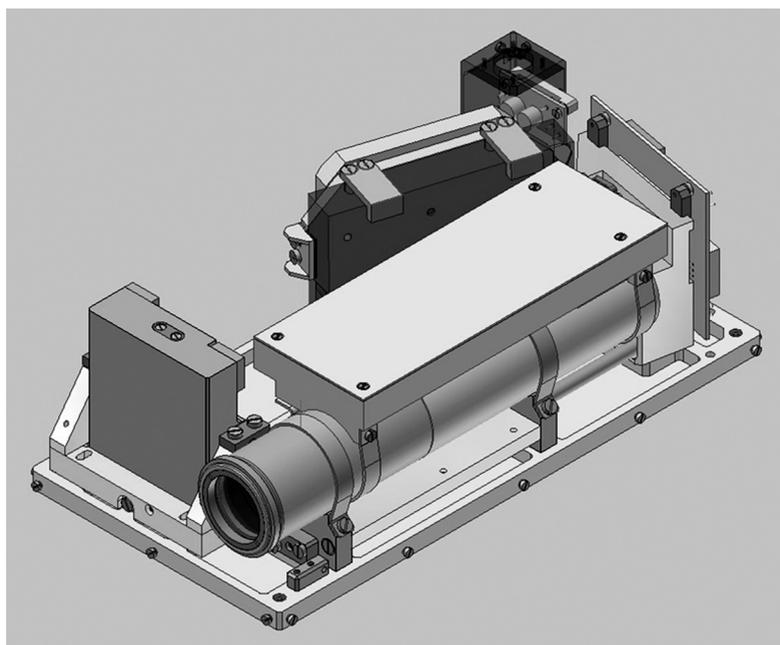


Рис. 7. 3D-эскиз макета спектрометра, подготавливаемого для испытаний в СКБ КП ИКИ РАН

Результаты первых наземных испытаний и калибровок спектрометра

Примеры спектров, полученных в лабораторных условиях при макетировании и испытании ранних версий спектрометра, приведены на рис. 8–13. Наземные солнечные наблюдения предполагают сравнение с результатами моделирования однократного прохождения солнечного излучения через земную атмосферу. Необходимо учитывать аппаратную функцию прибора, определяемую его микрощелью и растром многоэлементного детектора, а также спектральный контур пропускания АОПФ, диаграмму углового блеска дифракционной решетки, неравномерность спектральной дисперсии и прочие дисторсии оптической схемы прибора. При юстировке, испытаниях и калибровках спектрометра используются излучение **He-Ne-лазера на длинах волн 632,8; 1152 нм**, излучение лазерного диода диапазона 1223 нм, а также различные лампы накаливания в совокупности с диффузионно рассеивающим (ламбертовским) экраном. При нахождении спектрометра на оптическом сборочном стенде излучение Солнца, прошедшее через атмосферу, направлялось на вход спектрометра при помощи осветительной системы, созданной на базе монтировки телескопа с часовым следящим механизмом, пары вспомогательных зеркальных телескопов и осветительного оптоволоконна с диаметром световедущей сердцевины 0,6 мм.

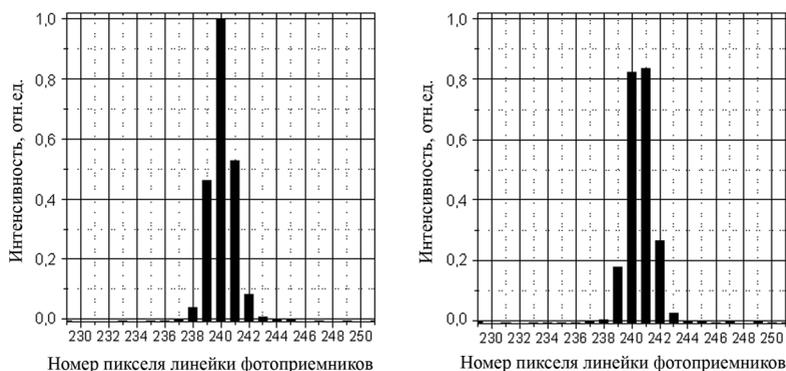


Рис. 8. Спектральные записи линии 1152 нм He-Ne-лазера при слегка различных угловых положениях эшелле-решетки

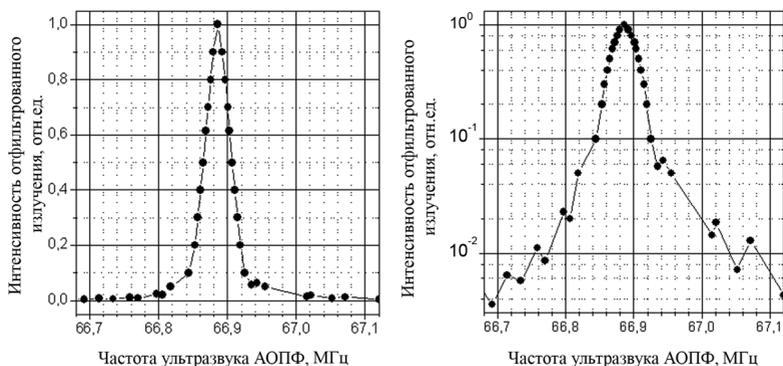


Рис. 9. Полоса пропускания узкополосного АОПФ, выраженная в значениях частоты управляющего сигнала, записанная для стабильной линии 1223 нм лазерного диода

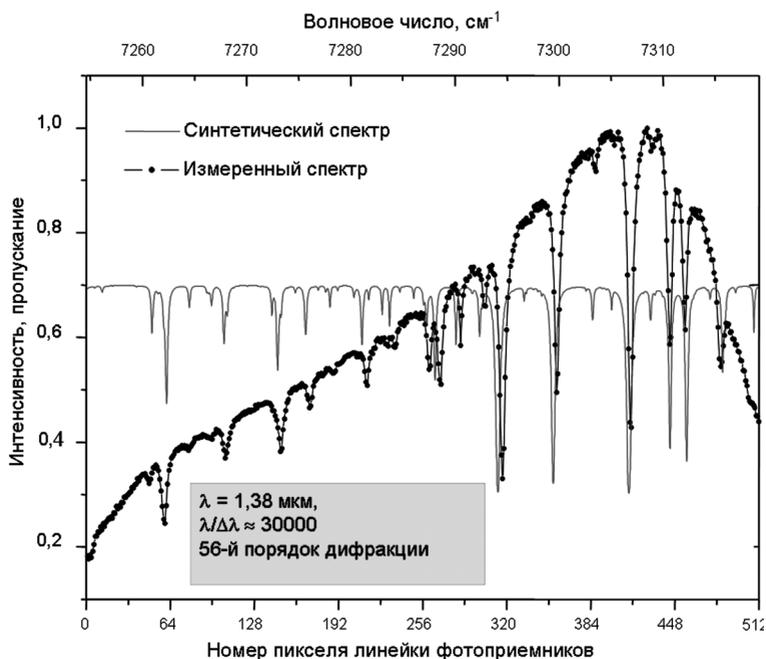


Рис. 10. Спектр поглощения паров H_2O в лабораторном воздухе (декабрь 2001 г.)

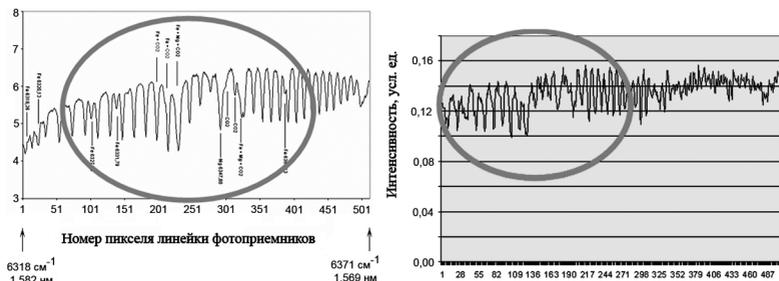


Рис. 11. «Сырые» атмосферные спектры поглощения в полосе CO_2 1,58 мкм, независимо записанные в университете г. Реймс (Франция, 13:04, 16.02.2004 — левый рисунок) и в г. Таруса (СКБ КП ИКИ РАН, 10:30, 10.02.2006 — правый рисунок) при отработке наземных методов солнечных наблюдений

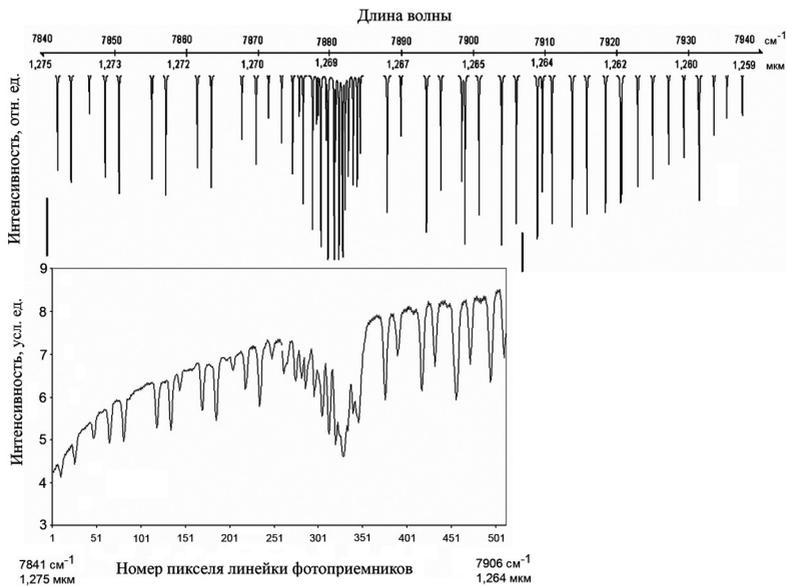


Рис. 12. Модельные спектры (верхний рисунок) и «сырые» атмосферные спектры поглощения в полосе O_2 1,27 мкм, полученные в университете г. Реймс (Франция, 12:19, 16.02.2004 г. — нижний рисунок)

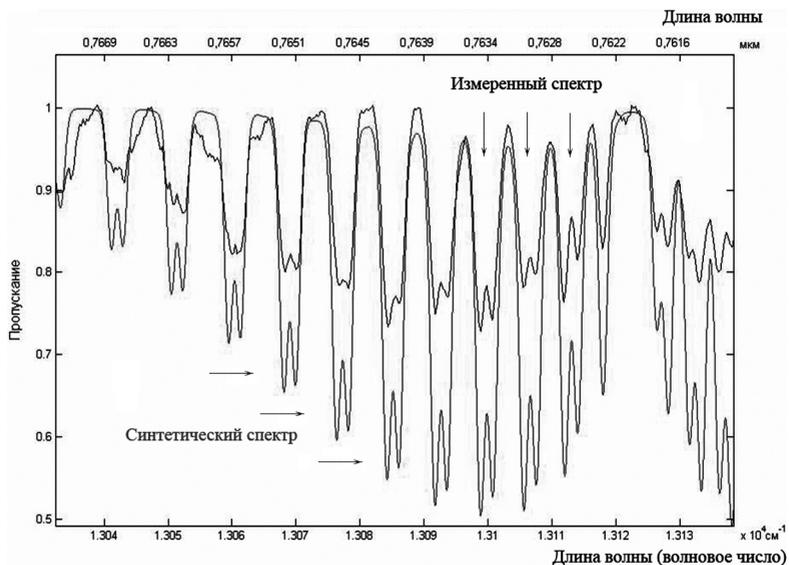


Рис. 13. Линии поглощения молекулярного кислорода O_2 (полоса 0,76 мкм), полученные при наземных солнечных наблюдениях (г. Таруса, СКБ КП ИКИ РАН, 11:39, 24.06.2005 г.)

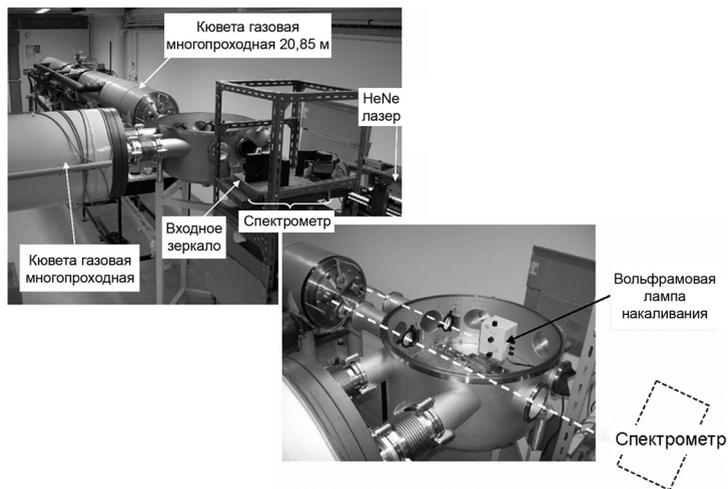


Рис. 14. Лабораторные калибровки макета спектрометра в университете г. Реймс (Франция, 30.05–03.06.2005 г.)

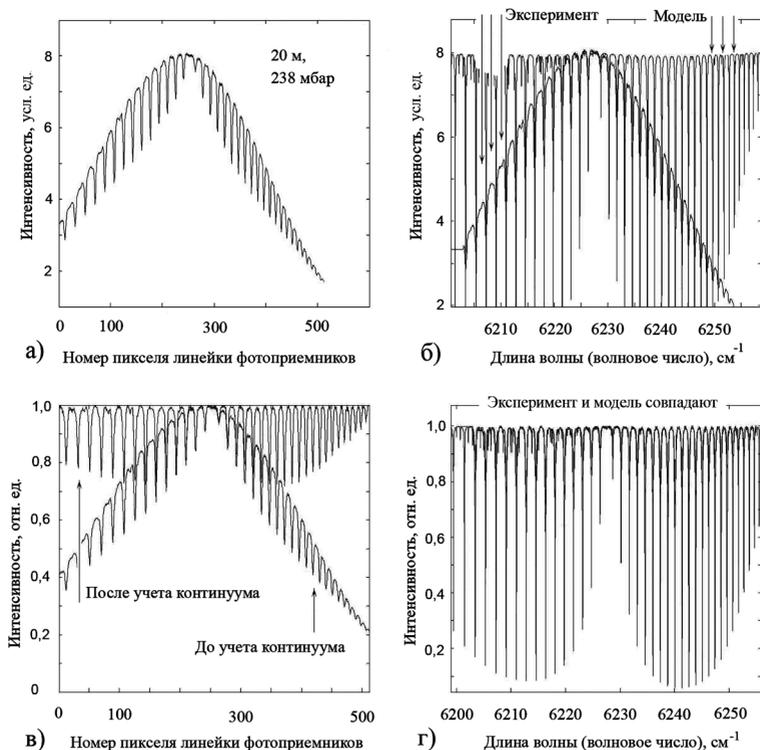


Рис. 15. Шаги обработки записанных лабораторных спектров: *а*) первоначальная запись, форма огибающей задается диаграммой блеска эшелле-решетки, контуром пропускания АОПФ и прочими факторами; *б*) сравнение с модельными спектрами; *в*) определение континуума, уровня нулевого поглощения; *г*) окончательное сопоставление восстановленных данных измерений и модели

Лабораторные калибровки макета спектрометра в университете г. Реймс (Франция) проводились для чистого CO_2 , заполняющего оптическую многопроходную кювету (рис. 14) (эквивалентная оптическая длина пути $L = 20,85$ м) при давлениях 75, 93,8 и 283 мбар, в спектральном диапазоне $6200 \dots 6250 \text{ см}^{-1}$ (в полосе молекулярного поглощения 1,60 мкм), при температуре $T = 294$ К. Источником подсветки служила лампа с вольфрамовой нитью накаливания. Была проведена достаточно полная обработка полученных данных, включающая определение

«континуума», вычисление аппаратной функции. Была также проведена предварительная обработка пробных записей солнечных спектров в полосе поглощения 1,60 мкм атмосферного CO_2 , сделанных в университете г. Реймс при помощи первого макета спектрометра, подготовленного авторами и переданного французским коллегам для совместной проработки методов спектральных атмосферных исследований. Характерные спектры и некоторые фазы их обработки отражены на рис. 15, 16. Заметим, что для корректной обработки записанных солнечных спектров необходимы данные о солнечном эмиссионном спектре высокого разрешения, так как функция континуума уже не будет гладкой, как в случае лампы накаливания.

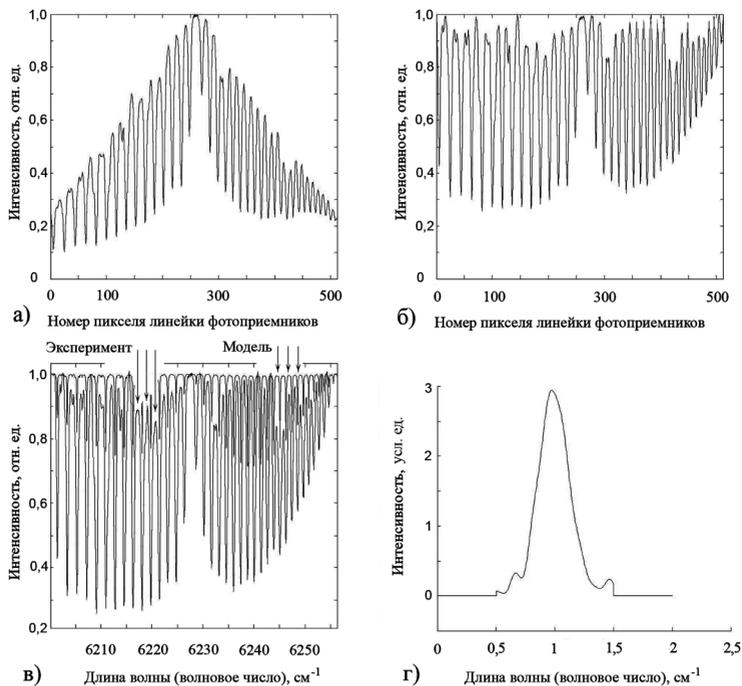


Рис. 16. Пробные записи солнечных спектров в полосе молекулярного поглощения 1,60 мкм атмосферного CO_2 и их предварительная обработка: а) «сырая» запись спектра; б) «удаление» континуума; в) сравнение с модельным спектром, уточнение спектральной шкалы прибора; г) оценка аппаратной функции прибора

Итоги и перспективы

Разработка оказалась возможной во многом благодаря предыдущей успешной работе научной группы Отдела физики планет ИКИ РАН над подготовкой совместного эксперимента SPICAV/SOIR для миссии «Венера-Экспресс» Европейского космического агентства [6-9], а также благодаря поддержке со стороны Президиума РАН (Программа П-16, микроспутник «Чибиc», эксперимент ОРАКУЛ — Орбитальный Анализатор Концентрации УглекисЛоты) и РКК «Энергия» (эксперимент РУСАЛКА — РУчной Спектральный АнаЛизатор Компонентов Атмосферы) [1].

Продолжение работ предусматривает:

- подготовку эксперимента на борту российского сегмента МКС;
- размещение спектрометра на микроспутнике «Чибиc»;
- наземную отработку методов измерений и наземную поддержку спутниковых измерений;
- оптимизацию оптических и спектральных характеристик прибора для других спутниковых платформ.

Уникальность параметров прибора позволяет рассматривать возможность его применения в самых различных областях науки и техники.

Литература

1. *Кораблев О. И., Виноградов И. И., Гнедых В. И., Повераев М. В., Родин А. В., Федорова А. А.* Микроспектрометр парниковых газов / Вопросы миниатюризации в современном космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара ИКИ РАН, Таруса, 2003 г. М.: ИКИ РАН, 2004. С. 235–248.
2. *Dufour E., Breon F.-M.* Spaceborne estimate of atmospheric CO₂ column by use of the differential absorption method: error analysis//Appl. Opt. 2000. V. 42. P. 3595–3609.
3. *Kuang Z., Margolis J., Toon G., Crisp D., Yung Y.* Spaceborne measurements of atmospheric CO₂ by high-resolution NIR spectrometry of reflected sunlight: An introductory study//Geophysical Research Letters. 2002. V. 29. N. 15. P. 11–1.
4. *Crisp D. et al. (31 co-authors) The Orbiting Carbon Observatory (OCO) mission//34th COSPAR Scientific Assembly, The Second World Space Congress, Houston, TX, USA, 10–19 October. 2002. P. 2932.*

5. *Korablev O. I., Bertaux J.-L., Vinogradov I. I.* Compact high-resolution IR spectrometer for atmospheric studies//Proc. SPIE 4818.2002. P. 272–280.
6. *Korablev O. I., Bertaux J.-L., Vinogradov I. I., Kalinnikov Yu. K., Nevejans D., Neefs E.* Compact high-resolution echelle-AOTF NIR spectrometer to study the details of planetary atmospheres//37th ESLAB Symp. “Tools and Technologies for Future Planetary Exploration”, ESTEC: Proc. Noordwijk, The Netherlands, 2–4 Dec. 2003.
7. *Korablev O. I., Bertaux J.-L., Vinogradov I. I., Kalinnikov Yu. K., Nevejans D., Neefs E.* Compact high-resolution echelle-AOTF NIR spectrometer for atmospheric measurements//ICSO 2004, 5th Intern. Conf. on Space Optics: Proc. Toulouse, France, 30 March – 2 April. 2004.
8. *Bertaux J.-L., Nevejans D., Korablev O. I.* SPICAV/SOIR Team, SPICAV/SOIR package on Venus-Express//European Geosciences Union 1st General Assembly rep. EGU04-A-7530, Nice, France, 25–30 April. 2004.
9. *Nevejans D., Neefs E., Van Ransbeeck E., Berkenbosch S., Clairquin R., De Vos L., Moelans W., Glorieux S., Baeke A., Korablev O., Vinogradov I., Kalinnikov Y., Bach B., Dubois J.-P., Villard E.* Compact high-resolution spaceborne echelle grating spectrometer with acousto-optical tunable filter based order sorting for the infrared domain from 2.2 to 4.3 μm //Appl. Opt. 2006. V. 45. P. 5191–5206.

НА ПУТИ К МИНИАТЮРНОМУ ФУРЬЕ-СПЕКТРОМЕТРУ

Б. Е. Мошкин¹, В. А. Вагин², А. В. Григорьев¹

¹ Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

² Научно-технологический центр уникального
приборостроения — НТЦУП РАН, Москва

Понятие «Миниатюрный фурье-спектрометр» весьма расплывчато, поэтому приведем основные характеристики конкретного прибора МІМА, который разрабатывается в ИКИ для установки (предположительно) на европейский марсоход.

Основные характеристики фурье-спектрометра МІМА

Спектральный диапазон	400...3500 см ⁻¹
Спектральное разрешение	4 см ⁻¹
Апертура	25 мм
Поле зрения	0,04 рад
Объём	1 см ³
Масса	1 кг

Почему всё-таки «миниатюрный», мы поймём, если сравним МІМА с другими фурье-спектрометрами для планетных исследований (IRIS-M, IRIS-V, FS-1/4, TES, PFS, MiniTES), имеющими примерно такие же апертуру (12...40 мм) и спектральное разрешение (2...8 см⁻¹), что и МІМА. Самый маленький из них — MiniTES, с апертурой всего 12 мм, имеет массу 2,4 кг; массы остальных ~14...31 кг.

Таким образом, спектрометр МІМА должен быть легче известных приборов с такими же характеристиками примерно на порядок.

Для миниатюризации фурье-спектрометра прежде всего необходимо выяснить, почему остальные приборы такие тяжёлые.

Во-первых, требование к стабильности юстировки. Фурье-спектрометры, в отличие от спектральных приборов других типов, требуют сохранения взаимного положения своих оптических элементов (а точнее, оптических элементов, образующих интерферометр) с высокой точностью: десятые и сотые доли

микрона, единицы угловых секунд. Причём всё это при условии многолетней работы, после механических воздействий при старте, при сильных и резких изменениях внешних тепловых потоков, при постоянных вибрациях от работающих систем космического аппарата (например, гирадинов). Поэтому фурье-спектрометры стараются делать возможно более жёсткими, а, следовательно, и более массивными.

Во-вторых, раз уж прибор всё равно получается тяжёлым, нет особого смысла делать его максимально компактным. Конструкция многих приборов напоминает оптическую схему, собранную на оптическом столе. С точки зрения удобства монтажа и настройки это оправдано, но масса корпусных деталей при этом возрастает.

В-третьих, космические фурье-спектрометры — это приборы, в основном, американские и европейские, а там при разработке единичных приборов стремятся максимально использовать уже имеющиеся и хорошо зарекомендовавшие себя узлы и детали. Это тоже не способствует облегчению приборов.

В-четвёртых, массовое внедрение в быт миниатюрной техники, наблюдаемое в последние годы, т.е. уже после изготовления по сей день работающих на Марсе фурье-спектрометров MiniTES, изменило представление о «миниатюрности»: MiniTES уже не воспринимается как «мини».

В-пятых, раз уж приборы всё равно получались тяжёлыми, имело смысл вводить в них узлы и элементы, несколько улучшающие (точнее, украшающие) прибор. Например, система изменения величины поля зрения в MiniTES, резервные моторы в PFS, система шарнирного закрепления интерферометра в FS 1/4 и т.д.

Итак, с чем бороться — известно. Наиболее серьёзная проблема — это сохранение юстировки. Решить эту проблему можно и при малой массе и жёсткости корпусных деталей, используя систему автоматической юстировки. Юстировка должна производиться периодически, например, перед каждым сеансом измерений. Критерием разъюстировки может быть величина референтного сигнала или величина пика интерферограммы измеряемого сигнала. Система с использованием двух электродвигателей с редукторами для заклона зеркала интерферометра была применена на первом прототипе фурье-спектрометра

ПФС, проект МАРС-96. Более перспективным представляется применение пьезоэлементов в качестве приводов. Дальнейшие пути очевидны: более тесная компоновка узлов (критерий — отсутствие в приборе свободных объёмов, превышающих, например, $3...5 \text{ см}^3$), ограничение требований по назначению (прибор должен решать только основную задачу), избавление от элементов, которые как бы улучшают прибор, разработка миниатюрных механических узлов (двигатели, арретеры), использование миниатюрных комплектующих. Вдохновляющим примером может служить японский посадочный аппарат «Минерва» на астероид Итокава. Он может перемещаться по поверхности астероида, снимать панорамы, проводить измерения и передавать информацию. И всё это при массе 591 г!

Первоначальная компоновка прибора МІМА показана на рис. 1.

Оптико-механический модуль, расположенный между двумя электронными модулями 21, имеет пять основных функциональных узлов:

- интерферометр Майкельсона (светоделитель 1 и платформа 2 с неподвижным зеркалом 3, установленные на основании 5, и подвижное зеркало 6, закрепленное на каретке 7);
- юстировочный механизм (два дифференциальных винта 4, вращаемые двумя моторами через редукторы 20);
- механизм перемещения подвижного зеркала интерферометра (параллелограммный механизм — каретка 7 и две стойки 8, представляющие собой плоские пружины; линейный двигатель — закреплённая на каретке 7 катушка 9 между двумя неподвижными пластинчатыми SmCo-магнитами 10; концевые датчики 11);
- радиометр (сферическое зеркало 12, в фокусе которого установлен пироэлектрический приёмник излучения 13; усилитель 14);
- референтный канал (DFB-лазер 15, излучение которого по оптоволокну 16 через расширитель пучка 18 и призму 19 передаётся в интерферометр и воспринимается Ge-фотоприёмником 17).

Здесь не указана система наведения прибора, содержащая вращающееся зеркало и эталонный источник ИК-излучения;

эта система определяется конструкцией марсохода и представляет собой отдельную разработку.

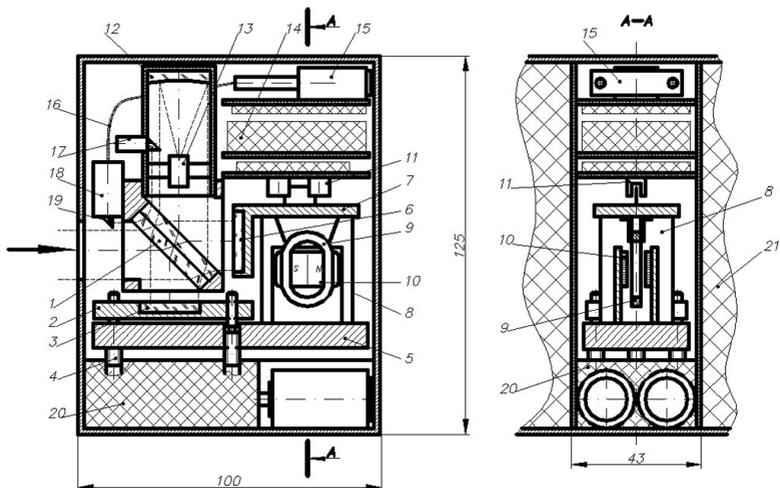


Рис. 1. Предварительная компоновка прибора МИМА



Рис. 2. Демонстрационный образец прибора МИМА

В качестве первого шага было изготовление образца-демонстратора, который должен был показать потенциальным заказчикам — сотрудникам Европейского космического агентства, — что предложенный вариант в принципе возможен. Демонстратор был

выполнен в сильно упрощённом варианте: конструкция не была рассчитана на космические условия, спектральный интервал был ограничен видимой и ближней инфракрасной областями, была применена ручная юстировка вместо автоматической, апертура уменьшена до 20 мм, электронные платы (кроме усилителя) и лазер референтного канала располагались вне прибора. Масса оптико-механического модуля составила 430 г. Внешний вид демонстрационного образца прибора МІМА приведен на рис. 2. С помощью этого образца были получены пробные спектры, подтвердившие возможность реализации предложенной идеи.

Второй шаг — разработка прибора в космическом исполнении. На этом этапе неизбежно начал возрастать его объём, и поэтому пришлось изменить компоновку прибора, сделать его более компактным (рис. 3).

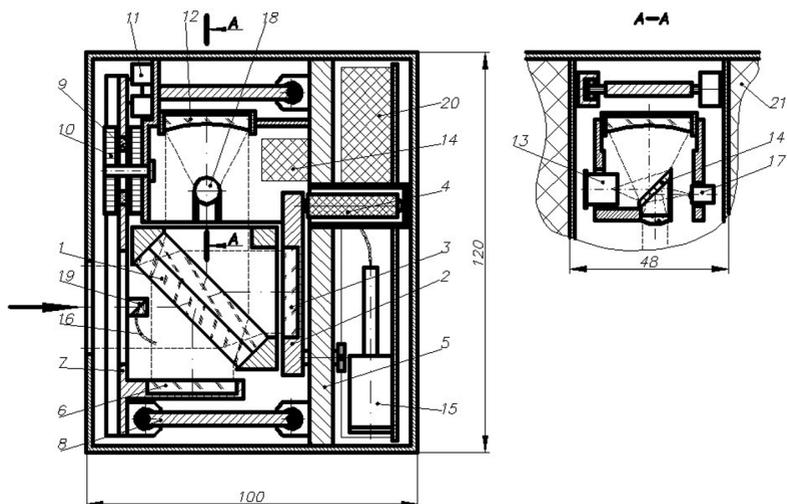


Рис. 3. Конструкция прибора МІМА

Был увеличен размер параллелограммного механизма, так что интерферометр и радиометр расположены внутри него, а внешнее излучение проходит на светоделитель через отверстие в каретке 7. (Наименования позиций на рис. 3, не упомянутых ниже, соответствуют рис. 1.) Радиометр построен по схеме с диагональным зеркалом 18, причём задняя сторона этого зеркала используется для вывода лазерного луча из интерферометра на приёмник референтного канала 17. Вводится этот луч в интерферометр с помощью призмы 19. Юстировка осуществляется наклоном неподвижного зеркала с помощью двух многослойных столбчатых пьезоэлементов 4. Для уменьшения ширины модуля предполагалось выполнять светоделительные пластины не круглыми, а эллиптическими.

Третьим шагом явились экспериментальные работы по отдельным проблемам, которые начались с отработки параллелограммного механизма и механизма юстировки. Были испытаны три типа параллелограммного механизма — ножевой, пружинный и шарнирный; последний оказался лучшим, именно он изображён на рис. 3. Механизм юстировки позволял вручную устанавливать зеркало с точностью до 1 мрад, а завершать юстировку с точностью до (2...5) мкрад при изменении напряжения на пьезоэлементах.

К сожалению, в связи с остановкой работы по марсоходу работы по прибору МІМА были также приостановлены.

Четвёртый шаг к миниатюрному прибору был сделан, когда возникла потребность в фурье-спектрометре для портативного спектроанализатора, разрабатываемого для вполне земных целей. Требования по массе в этом случае были менее жёсткими, и поэтому было решено, используя конструкцию отдельных узлов прибора МІМА, сделать более дешёвый, более удобный для сборки и ремонта, а поэтому менее компактный и более тяжёлый оптико-механический модуль — фурье-спектрометр Майкельсона (ФСМ), показанный на рис. 4. Фактически разработка этого прибора была шагом назад.

Наименования позиций на рис. 4, не упомянутые ниже, соответствуют рис. 1. Излучение проходит в интерферометр через отверстие в шарнирной стойке 8 параллелограмма, а выходит в радиометр через отверстие в каретке 7. Радиометр опять расположен вне параллелограммного механизма.

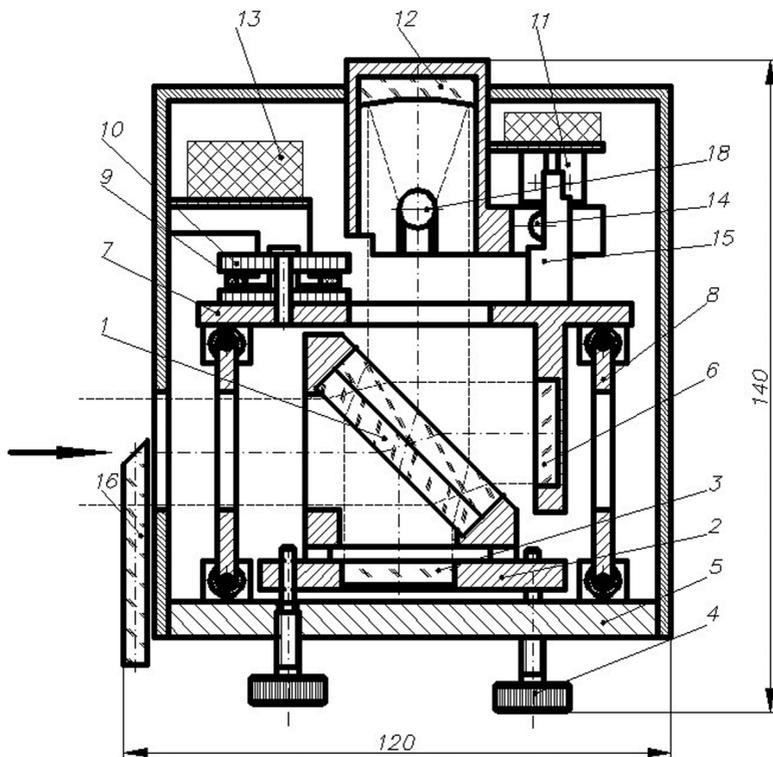


Рис. 4. Конструкция оптико-механического модуля ФСМ

В датчиках крайних положений *11* были применены не миниатюрные оптопары, как это было в проекте МІМА, а более крупные, но снабжённые встроенными триггерами оптопары типа НОА0971. В приборе имелся оптический датчик текущего положения *14*, сигнал которого должен использоваться при автоматической юстировке. Перечисленные выше оптические датчики управлялись шторкой *15*, установленной на каретке. Датчик ускорений *13* типа ADXL202 использовался для контроля внешних воздействий на прибор во время его работы. Светоделитель был изготовлен из пластин КВг, светоделительное покрытие было оптимизировано на интервале (3...25) мкм на всей поверхности, кроме центральной зоны, отведённой

референтному каналу. Источником излучения в референтном канале служил **HeNe-лазер ГН-0,5, закреплённый снаружи** на боковой стенке модуля. Излучение от лазера вводилось в интерферометр через перископическую призму 16. Несмотря на то, что разработка системы автоматической юстировки была хорошо продвинута, в первых образцах прибора ФСМ было решено оставить ручную юстировку с помощью двух дифференциальных винтов (в ФСМ-01 и ФСМ-02) или двух клиновидных дисков (в ФСМ-03).

Перефразируя известное выражение, можно сказать, что этот шаг назад позволил сделать два шага вперёд. Во-первых, удалось провести очень ценную работу по адаптации чертежей к реальному производству, изготовлению и отладке трёх экземпляров модуля (рис. 5).

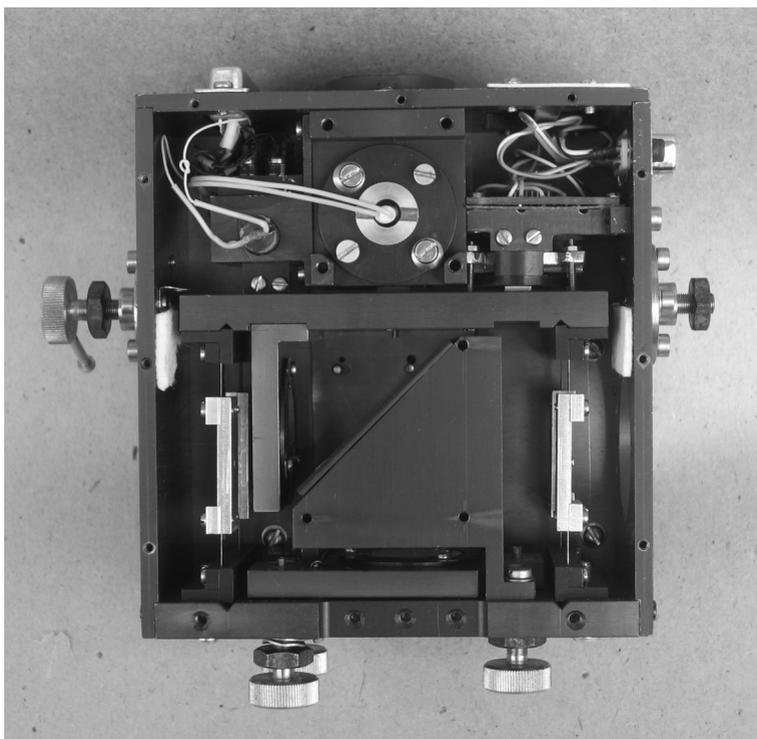


Рис. 5. Оптико-механический модуль ФСМ-01

Во-вторых, были разработаны и отлажены электронные платы для управления фурье-спектрометром, отработаны программы считывания и обработки результатов измерения на персональном компьютере. И, наконец, были реально измерены спектры поглощения различных веществ. Результаты этой работы подтвердили соответствие изготовленных приборов заданным требованиям.

На пути к миниатюрному фурье-спектрометру остался последний шаг: используя накопленный опыт, наконец-то изготовить миниатюрный фурье-спектрометр.

УДК 520.624.07

МЕТОДИКА КАЛИБРОВКИ ИК-СПЕКТРОМЕТРОВ НА ОСНОВЕ АКУСТООПТИЧЕСКОГО ПЕРЕСТРАИВАЕМОГО ФИЛЬТРА

А. В. Киселев, О. И. Кораблев

Институт космических исследований РАН, Москва

В последнее время в научно-космическом приборостроении началось успешное применение акустооптического перестраиваемого фильтра (АОПФ) в конструкции спектрометров ИК-диапазона. В их ряду: успешно работающий в космосе спектрометр СПИКАМ-ИК (проект «Марс-Экспресс») [1, 2], который представляет собой монохроматор на основе АОПФ; успешно запущенные и работающие СПИКАВ-ИК и СУАР (проект «Венера-Экспресс»), в последнем АОПФ используется для селекции порядков в эшелле-спектрометре, а также готовящиеся приборы ОРАКУЛ (Орбитальный Анализатор Концентрации Углекислоты) и МикрОМЕГА. В последнем спектрометре предполагается использовать АОПФ для фильтрации изображения и обеспечить его работоспособность при температурах вплоть до -150 °С. Основу этой методики составили наземные калибровки инфракрасных каналов приборов СПИКАМ-ИК и СПИКАВ-ИК.

Для интерпретации результатов наблюдений требуются данные калибровок, включающие:

- получение аналитической аппроксимации дисперсионной функции монохроматора, которая в данном случае представляется зависимостью длины волны ИК-излучения на выходе АОПФ от частоты поданного напряжения и ее температурной зависимостью;
- определение разрешения (полосы пропускания АОПФ), его зависимости от длины волны, профиля аппаратной функции и представление его в виде, удобном для использования при обработке результатов, в частности, для создания синтетических спектров сравнения;
- определение спектральной чувствительности прибора, отношения сигнал/шум для различных длин волн, а также

других параметров, связанных с конкретной реализацией спектрометров, имеющих в своем составе АОПФ (например, сравнение чувствительности для двух поляризаций).

Для определения спектральной чувствительности был выбран источник типа «А» с яркостной температурой 2500 К, максимум излучения которого приходится на длину волны $\lambda \sim 1,2$ мкм. Для получения равномерной засветки по полю зрения прибора излучение источника диффузно рассеивалось на ламбертовском экране по схеме « $45^\circ - 0^\circ$ » (45° — угол падения света на экран по отношению к нормали и 0° — угол наблюдения экрана прибором).

Для определения дисперсионной функции, которая в случае монохроматора на АОПФ представляется зависимостью длины волны дифрагировавшего пучка от поданной на кристалл частоты ультразвука, необходимо иметь источник излучения с линейчатым спектром. Число линий в выбранном диапазоне должно быть не менее трех. В случае, если диапазон прибора приходится на область, в которой сильно меняется оптическая дисперсия кристалла АОПФ (в случае кристалла TeO_2 это диапазон длин волн короче 0,8 мкм), число линий необходимо увеличить. Желательно, чтобы этот же источник можно было бы использовать для получения профиля аппаратной функции, т.е. линии в спектре источника должны располагаться обособленно, ширина линий была бы много меньше ширины аппаратной функции и чтобы интенсивность линий не менялась в течение цикла калибровки. В результате была выбрана серия газоразрядных ламп низкого давления “pen-ray” фирмы **Oriel Instruments**. Наиболее удачной в нашем случае оказалась лампа **Hg-Ag**, имеющая в диапазоне чувствительности канала СПИКАВ-ИК (1050...1650 нм) четыре сильные линии 1529,58; 1367,35; 1357,02 и 1128,74 нм, у которых отсутствуют слабые сателлиты, и только для этой смеси фирмой-производителем заявляется слабая зависимость интенсивности линий от температуры. На рис. 1 приведены спектры ламп **Hg-Ag** и **Xe**. **Последняя (как и ряд других: Ag, Ne, Kr), может быть, даже более удобна для получения дисперсионной кривой, но наличие большого количества слабых сателлитов усложняет восстановление аппаратной функции.**

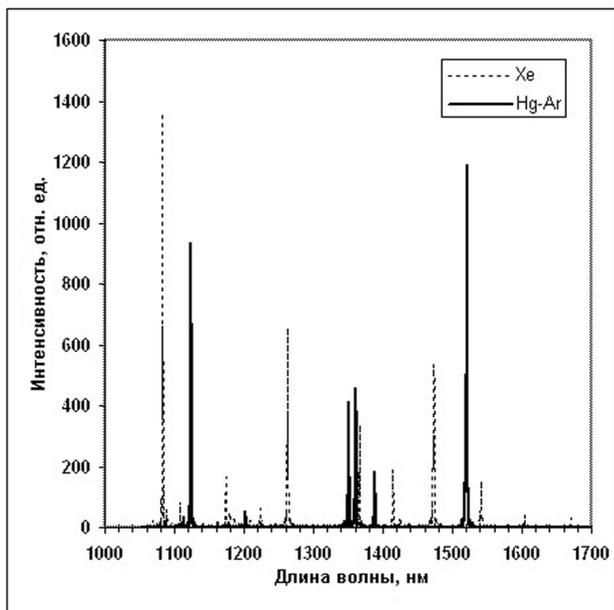


Рис. 1. Спектры ламп Hg-Ar и Xe

Из теории акустооптического взаимодействия следует, что такие параметры АОПФ как функция дисперсии и профиль аппаратной функции должны зависеть от температуры, эту серию калибровок необходимо проводить при разных температурах. В нашем случае измерения проводились в климатической камере в диапазоне температур от -20 до $+40$ °С с шагом 10 °С.

В табл. 1 приведены значения частот ультразвука, соответствующие центру эталонной спектральной линии $\lambda = 1529,58$ нм при разных температурах для двух каналов (поляризаций). Поскольку дифракция света в АОПФ подобна дифракции на объемной фазовой решетке, масштаб структуры которой определяется частотой ультразвука, формула аппроксимации дисперсионной функции была взята в виде

$$\lambda_m = A/F + B,$$

где λ_m — длина волны дифрагировавшего пучка; F — частота ультразвука; A и B — коэффициенты пропорциональности, в общем

случае являющиеся функциями температуры. Далее зависимость этих коэффициентов от температуры искалась в виде $A(t) = a_0 + a_1 \cdot t$ и $B(t) = b_0 + b_1 \cdot t$ (модель I) или $A(t) = a_0 + a_1 \cdot t + a_2 \cdot t^2$ и $B(t) = b_0 + b_1 \cdot t$ (модель II), где t — температура; a_0, a_1, a_2, b_0, b_1 — константы. Результаты для I и II модели по каждому из каналов (поляризаций) приведены в табл. 2.

Таблица 1

Значения частот ультразвука, соответствующих центру эталонной спектральной линии $\lambda = 1529,58$ нм при разных температурах для двух каналов (поляризаций)

$t, ^\circ\text{C}$	$\lambda = 1529,58, \text{ нм}$	
	Канал «0», кГц	Канал «1», кГц
-24,2	93859,11	93817,01
-13,7	93872,98	93831,85
0,3	93897,30	93856,78
10,2	93917,9	93878,11
18,5	93937,10	93897,74
25,4	93953,59	93914,39
31,5	93968,37	93929,67

Таблица 2

Коэффициенты формулы $\lambda_m = A/F + B$ для аппроксимации функции дисперсии

Канал	i	0	1	2
«0»	a_i (I)/(II)	$1,3685769 \cdot 10^8 / 1,3685068 \cdot 10^8$	2475/2330	- / 19,60
«0»	b_i	72,06	$4,396 \cdot 10^{-3}$	—
«1»	a_i (I)/(II)	$1,3678410 \cdot 10^8 / 1,3679202 \cdot 10^8$	2340/2562	- / 22,17
«1»	b	72,14	$4,402 \cdot 10^{-3}$	—

Из табл. 3, в которой приведена абсолютная ошибка $\lambda - \lambda_m$ для канала «0», видно, что точность данной аппроксимации не хуже чем 0,1 нм, вторая модель, в среднем, точнее. При этом относительная погрешность $\Delta\lambda_m/\lambda \sim 5 \cdot 10^{-5}$ во всем температурном диапазоне.

Таблица 3

Точность аппроксимации функции дисперсии для модели I и II (канал «0»)

$t, ^\circ\text{C}$	$\lambda, \text{нм}$	1529,58	1367,35	1357,02	1128,74
	модель	$\lambda - \lambda_m, \text{нм}$			
-24,2	I/II	0,15/0,06	0,06/-0,02	0,00/-0,07	0,11/0,04
-13,7	I/II	0,04/0,05	-0,05/-0,03	-0,10/-0,09	0,03/0,04
0,3	I/II	-0,01/0,06	-0,08/-0,02	-0,14/-0,07	-0,01/0,05
10,2	I/II	0,00/0,07	-0,07/-0,01	-0,12/-0,06	0,01/0,06
18,5	I/II	0,04/0,08	-0,04/-0,01	-0,09/-0,06	0,03/0,06
25,4	I/II	0,09/0,07	-0,01/-0,02	-0,06/-0,08	0,06/0,05
31,5	I/II	0,13/0,05	0,04/-0,04	-0,02/-0,09	0,09/0,03

Для нахождения центра спектральной линии использовалась нелинейная аппроксимация исходных данных функцией Гаусса по методу наименьших квадратов. С целью повышения точности аппроксимация проводилась в два этапа: сначала находилось положение центрального максимума, а затем, при знании его положения и, в первом приближении, полуширины, из исходных данных исключался диапазон, соответствующий боковым лепесткам. В результате определялись три параметра: положение максимума, его полуширина и уровень фона. При отношении сигнал/шум в исходном спектре ~ 100 и наличии несимметричных боковых лепестков аппаратной функции метод дает точность определения центра спектральной линии $\sim 0,01$ нм. Для того чтобы улучшить отношение сигнал/шум, проводилось от 200 до 800 записей спектра при разной температуре, но из-за нагрева кристалла ультразвуком прямое усреднение спектров оказалось некорректным. При этом смещение центра линии составляет 15–20 % полуширины аппаратной

функции (рис. 2), а реальная температура кристалла внутри корпуса отлична от температуры в камере и корпуса АОПФ. Тренд температуры АОПФ можно восстановить, используя приведенную выше формулу по сдвигу центра спектральной линии (рис. 3), приняв начальную температуру кристалла равной температуре корпуса (рис. 4). В результате, учитывая этот тренд, получаем аппаратный профиль, прописанный с частотой дискретизации, в несколько сот раз выше, чем шаг перестройки задающего генератора ультразвука (16 кГц) (рис. 5). Применяя к этим данным метод фурье-фильтрации [3], состоящий в усечении фурье-образа до гармоники, соответствующей полуширине аппаратной функции, получаем сглаженный профиль аппаратной функции. При 100 точках спектра эталонной линии и 800 спектрах точность восстановления аппаратной функции по амплитуде, рассчитанная как доверительный интервал для отфильтрованного фурье-образа, составляет $\sim 10^{-4}$ (рис. 6). Надо отметить, что форма боковых лепестков аппаратного профиля слегка меняется по диапазону. Имея аппаратный профиль для трех длин волн, можно учесть это изменение и вычислить его для любой области рабочего диапазона.

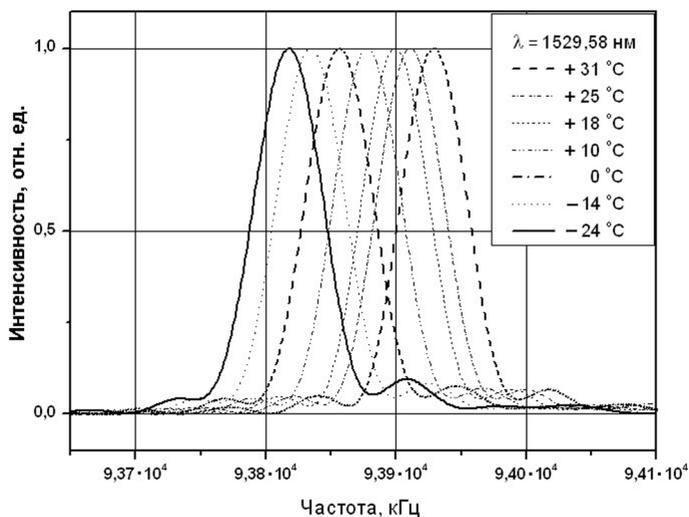


Рис. 2. Смещение частоты ультразвука, соответствующей центру спектральной линии, от температуры в камере

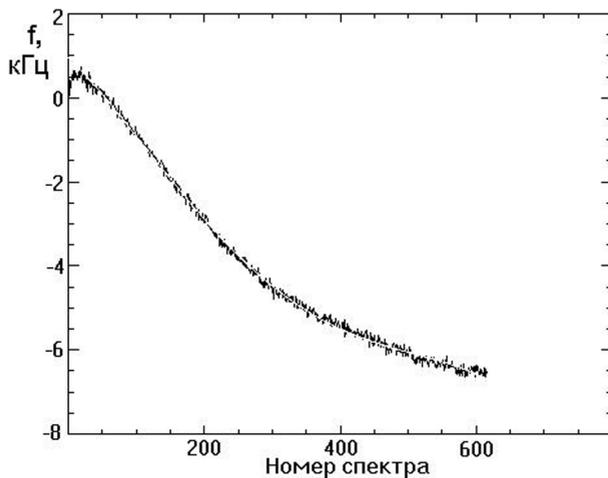


Рис. 3. Смещение частоты ультразвука, соответствующей центру спектральной линии, от номера спектра в серии. Из последнего графика видно, что метод аппроксимации функцией Гаусса дает положение центра лучше чем 0,2 кГц

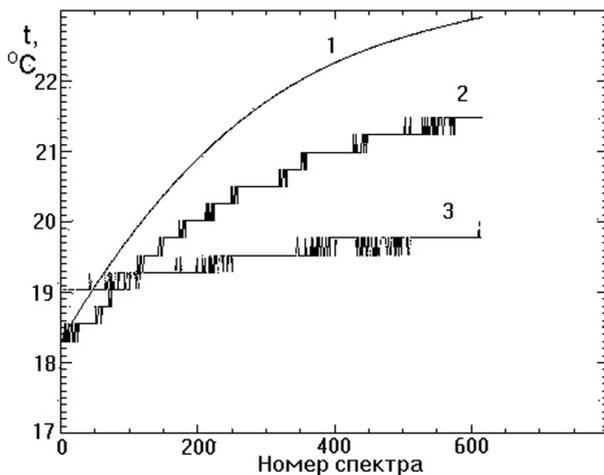


Рис. 4. График изменения температуры кристалла АОПФ (1), корпуса АОПФ (2) и температуры в климатической камере (3) от номера спектра в серии

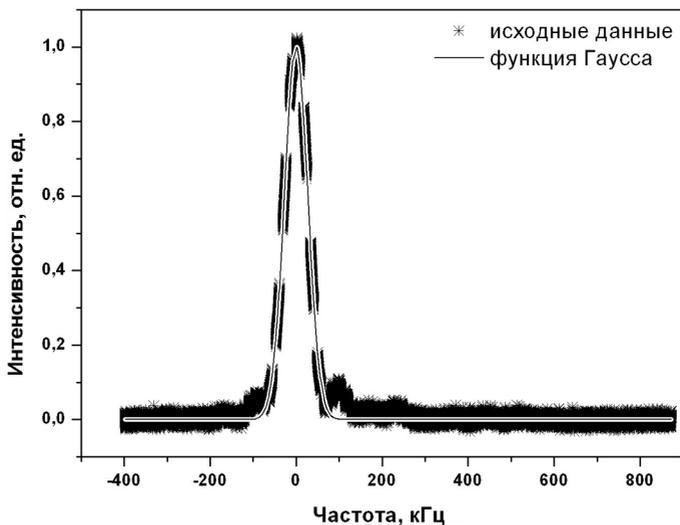


Рис. 5. «Прописывание» аппаратного профиля за счет прогрева кристалла и определение центра и полуширины аппаратной функции аппроксимацией данных функцией Гаусса

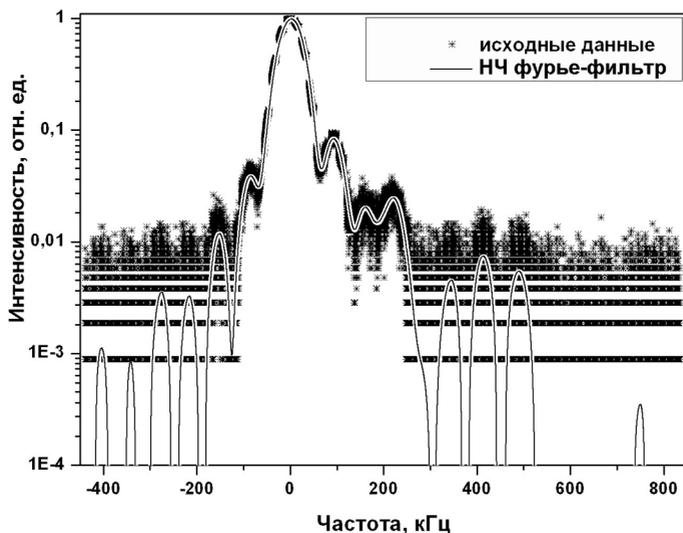


Рис. 6. Восстановленный аппаратный профиль

Разрешающая способность АОПФ монохроматора в частотной области $f/\Delta f$ в первом приближении, без учета дисперсии коэффициента преломления парателлурида, постоянна. В спектральной области, соответственно, разрешающая способность $\lambda/\Delta\lambda$ будет увеличиваться при уменьшении длины волны (рис. 7).

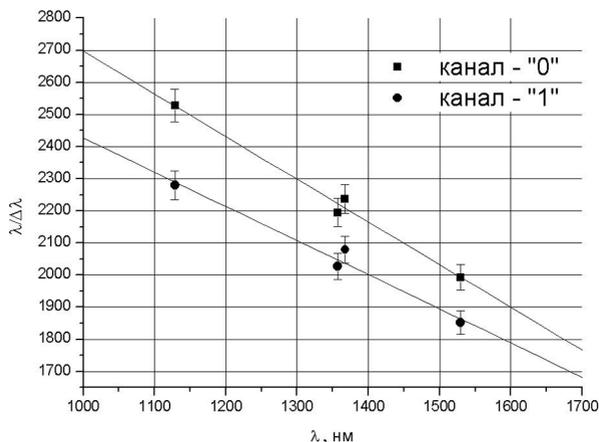


Рис. 7. Разрешающая способность АОПФ-спектрометра (СПИКАМ-ИК)

Спектральная чувствительность зависит, в основном, от используемого ИК-приемника, изменения полосы пропускания АОПФ для более коротких длин волн и мощности излучаемой ультразвуковой волны. График спектральной чувствительности с учетом излучательной способности эталонного источника типа «А» приведен на рис. 8. Пики на кривой чувствительности связаны с фильтром согласования в ВЧ-тракте.

Результаты наземных калибровок показывают, что, несмотря на температурную зависимость, дисперсионная функция спектрометра (монохроматора) на основе АОПФ может быть представлена простым аналитическим выражением, дающим точность порядка $4 \cdot 10^{-5}$, что составляет 10% от полуширины аппаратной функции для прибора СПИКАМ-ИК. При этом температурная зависимость учтена для диапазона температур от -20 до $+40$ °С. Более того, этот температурный дрейф, возникающий

в процессе работы в результате подогрева ультразвуком кристалла АОПФ, позволяет прописать аппаратную функцию с высокой точностью. Последующая обработка методом фурье-фильтрации позволяет табулировать аппаратную функцию с дискретностью лучше чем 0,1 от шага перестройки задающего генератора. При этом ошибка по амплитуде составляет $\sim 10^{-4}$ в диапазоне ± 10 полуширин аппаратной функции. Последняя характеристика наиболее важна при обработке данных наблюдений для получения синтетических спектров сравнения, особенно если наблюдаются узкие полосы на фоне континуума. Получить подобную характеристику на борту КА при отсутствии эталонных источников не представляется возможным.

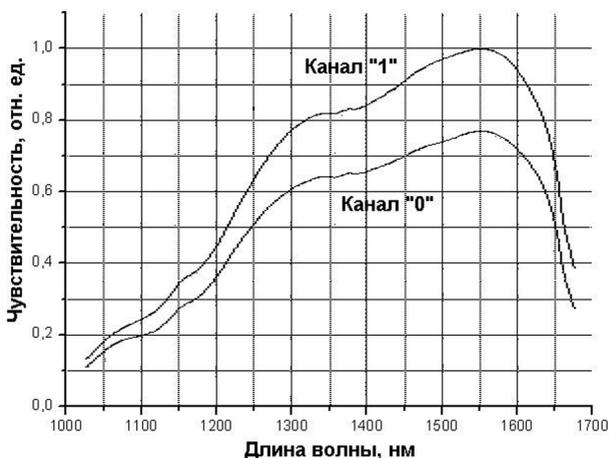


Рис. 8. Нормированная спектральная чувствительность АОПФ-спектрометра для двух каналов (поляризаций) (СПИКАВ-ИК-дв). Падение чувствительности в коротковолновой области связано с увеличением спектрального разрешения АОПФ (см. рис. 7) и уменьшением чувствительности InGaAs-детектора

Из вышесказанного следует, что при наземных условиях особое внимание следует уделить термоклиматическим и/или термовакуумным калибровкам с эталонными источниками. Последние предпочтительнее, так как поле температур, тепловые потоки и их динамика, связанные с кристаллом АОПФ, максимально приближены к рабочим. В конструкции прибора

для контроля температуры АОПФ необходимо установить, как минимум, два термодатчика так, чтобы по их показаниям возможно было найти температуру в центре кристалла. Альтернативной является установка эталонного источника с линейчатым спектром, что позволит получать не только температуру АОПФ по сдвигу линий, но и профиль аппаратной функции.

Литература

1. *Korablev O., Bertaux J.-L. et al.* An AOTF-based spectrometer for the studies of Mars atmosphere for Mars Express ESA mission//Adv. Space Res. 2002. V. 29. N. 2. P. 143–150.
2. *Корблев О. И., Федорова А. А., Берто Ж. Л. и др.* Исследования Марса в эксперименте СПИКАМ-ИК на борту КА «Марс-Экспресс». 1. Акустооптический спектрометр СПИКАМ-ИК//Космич. исслед. 2006. Т. 44. № 4. С. 278.
3. *Ланцош К.* Практические методы прикладного анализа. М.: Физматгиз, 1961. Гл 5.11–5.12.

УДК 629.78 : 621.397

АНАЛИЗ ЗАДАЧ И УСЛОВИЙ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ НАБЛЮДЕНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ПРОЕКТЕ «ФОБОС-ГРУНТ»

Г. А. Аванесов, М. М. Железнов, Б. С. Жуков, Е. Б. Краснопецева

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Введение

Основная цель полета космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт», старт которого намечен на октябрь 2009 г., — доставка на Землю образцов грунта спутника Марса — Фобоса и исследования Фобоса с помощью комплекса научной аппаратуры, установленного на борту КА. Достижение этой цели требует, чтобы КА осуществил мягкую посадку в заранее выбранном районе Фобоса.

Важную роль в проекте отводится телевизионным средствам, которые будут использоваться как для решения критических для успеха миссии навигационных задач, так и для научных исследований Фобоса, Марса и околомарсианского пространства. Целью данной работы является краткий обзор указанных задач и вытекающих из них требований к составу и характеристикам Телевизионной Системы Навигации и Наблюдения (ТСНН) на КА «Фобос-Грунт». Более подробно эти вопросы рассматриваются в работе (Аванесов и др., 2006).

1. Основные элементы сценария полета КА «Фобос-Грунт»

Основные этапы миссии и условия наблюдения Марса и Фобоса приведены в табл. 1.

Во время дящегося примерно один год перелета к Марсу будет выполнено несколько коррекций траектории КА. Две ключительные коррекции, которые будут выполнены за 20...30 и 7...10 сут. до подлета к Марсу, когда расстояние до него будет составлять 6 и 3 млн км соответственно, должны обеспечить выход КА на эллиптическую орбиту спутника Марса.

Таблица 1

Основные этапы полета и условия наблюдения Марса и Фобоса в проекте «Фобос-Грунт»

Этапы полета	Период орбиты, ч	Параметры орбиты, км	Время нахождения на орбите	Объект наблюдения	Дальность до объекта наблюдения, км	Угловые размеры объекта наблюдения	Тангенциальная скорость КА относительно объекта наблюдения		Газовый Угол, град
							угловая скорость, град/с	линейная скорость, м/с	
1. Трасса полета	Дальние расстояния от Марса			Звезды	—	—	—	—	—
	Подлетная траектория			Звезды	—	—	—	—	—
2. Эллиптическая орбита	72	44 500×5 000 (выпята в сторону Солнца)	3 сут	Звезды	3...6 млн	4...8'	—	—	50
				Марс	30...40 тыс.	8...12°	—	—	—
3. Орбита наблюдения	8,3	9900	30...40 сут	Фобос	25...45 тыс.	2...3'	—	—	0...20
				Звезды	—	—	—	—	—
4. Квазиспутниковые орбиты	7,7	9400	30 сут	Марс	9900	8...10°	0,012	2080	0...180
				Фобос	500...20 000	1...3°	0...0,012	0...4200	—
5. Посадка				Звезды	—	—	—	—	—
				Марс	9400	30°	0,013	2140	0...180
				Фобос	30...100	20...40°	0,01...0,03	10...20	—
				Фобос	30...0,7	40...140°	—	5...7	0...60
6. Отлет			2 мин	Фобос	0,7...0	—	—	0...0,4 (у поверхности)	60...30
			17 мин	Фобос	0...10	—	—	—	—
7. Эксперименты на поверхности			1 год	Звезды	—	—	0,013	—	—

Сделав несколько витков по эллиптической орбите, КА переводится на круговую орбиту наблюдения, которая лежит в плоскости орбиты Фобоса и имеет радиус, превышающий примерно на 500 км радиус орбиты Фобоса. На этой орбите раз в четверо суток будут происходить сближения КА с Фобосом, во время которых в течение 40 мин КА будет находиться на минимальном расстоянии 500...600 км от Фобоса. Планируемое время нахождения КА на орбите наблюдения — 30...40 сут.

Затем КА переводится на квазиспутниковую орбиту (КСО), имеющую период обращения вокруг Марса, равный периоду обращения Фобоса. При этом в связанной с Фобосом системе координат КА обращается вокруг Фобоса по траектории, близкой к эллипсу. При движении по КСО расстояние до поверхности Фобоса будет изменяться от 30 до 70 км. Переход на указанную «финальную» КСО может осуществляться через промежуточную (промежуточные) КСО. Время нахождения КА на КСО составит около 30 сут. За это время планируется съемка поверхности Фобоса с высоким пространственным разрешением и на основе полученных снимков уточнение района посадки.

Посадка на Фобос начинается с расстояния до поверхности ~30 км и длится около 30 мин. Этот наиболее критический этап миссии должен осуществляться автоматически с использованием как штатных средств измерения расстояния и компонент скорости — лазерного высотомера — ЛВВ и доплеровского измерителя скоростей — ДИСД, так и телевизионных средств. Параллельно в процессе посадки будет проводиться передача на Землю изображений поверхности Фобоса со все улучшающимся разрешением.

После забора образцов грунта Фобоса возвратный модуль стартует к Земле, причем во время отлета с него будет проводиться съемка места посадки.

После отлета возвратного модуля в течение одного года предусмотрено проведение экспериментов на поверхности Фобоса с посадочного модуля.

2. Навигационные задачи ТВ-наблюдений в проекте «Фобос-Грунт»

Основными навигационными задачами ТВ-наблюдений в проекте «Фобос-Грунт» являются:

- припланетная навигация;
- уточнение района посадки с орбиты спутника Марса;
- автономный выбор места посадки;
- измерения высоты и компонент скорости в процессе посадки.

Хотя на всех этапах полета предусмотрен радиоконтроль орбиты КА с Земли, достижимая этим методом точность определения местоположения КА как на подлете к Марсу, так и на орбите спутника Марса по отношению к Фобосу недостаточна для высокоточного маневрирования. Повысить точность определения местоположения КА и Фобоса можно, используя метод припланетной навигации, основанный на телевизионных наблюдениях Марса или Фобоса при одновременном определении ориентации ТВ-системы по звездам. Этот метод уже использовался в проекте ВЕГА в 1984–1986 гг. и в проекте «Фобос» в 1988 г. и дал положительные результаты.

Требования к выбору района посадки определяются тем, что при относительно малых размерах посадочного аппарата и, возможно, не полной компенсации к моменту посадки боковых составляющих скорости «безопасной» считается площадка, не имеющая выпуклостей и впадин с размером более 0,5 м. В настоящее время район посадки предварительно выбран на основе имеющихся снимков Фобоса с разрешением от 7 до ~100 м. Для уточнения района посадки необходима стереосъемка поверхности Фобоса с квазиспутниковой орбиты с расстояния 30...50 км с разрешением не хуже 0,5 м.

Учитывая, что эллипс рассеяния при посадке равен 800×400 м соответственно по долготе и широте и что среднее расстояние между кратерами, которые могут представлять опасность для посадки, составляет ~40 м, нельзя ожидать, что в пределах выбранного района посадки (размеры которого должны соответствовать эллипсу рассеяния) будут отсутствовать опасные неровности. Можно лишь надеяться по полученным с орбиты ТВ-снимкам найти район с минимальным количеством опасных неровностей, вывести в него КА и при приближении к поверхности автономно выбрать место посадки — ближайшую достаточно ровную площадку размером ~10 м (точность исполнения КА команд наведения) и направить к ней КА.

Помимо автономного выбора места посадки и приведения к ней КА, телевизионные средства могут использоваться в ходе снижения для измерения расстояния до поверхности и компонентов скорости КА относительно Фобоса. Эти измерения рассматриваются как функциональное резервирование измерений, выполняемых лазерным высотомером ЛВВ и доплеровским измерителем скоростей ДИСД. Кроме того, для поддержки алгоритмов обработки данных ЛВВ и ДИСД будет проверяться попадание края Фобоса в ТВ-кадр.

3. Научные задачи ТВ-наблюдений в проекте «Фобос-Грунт»

Среди научных задач ТВ-наблюдений в проекте «Фобос-Грунт» можно выделить:

- исследования основных форм рельефа поверхности Фобоса — кратеров и борозд;
- исследования отражательных характеристик поверхности Фобоса и оценка по ним характеристик реголита;
- уточнение массы и положения центра масс Фобоса и проверка гипотезы об однородности плотности Фобоса;
- исследования либраций Фобоса;
- исследования пылевых колец Марса.

По данным съемок с КА «Маринер-9», «Викинг», «Фобос-2», «Марс-Экспресс» с разрешением 7...100 м (*Turner*, 1978; *Thomas*, 1979; *Batson*, 1989; *Duxbury*, 1989; *Аванесов* и др., 1994 и др.), картированы крупные кратеры и борозды на поверхности Фобоса, выявлена неоднородность кратеров по глубине, предложен ряд гипотез о происхождении борозд. В проекте «Фобос-Грунт» могут представлять интерес съемки поверхности Фобоса с разрешением лучше 1 м с КСО и до 1 мм в процессе посадки. Это позволит исследовать мелкомасштабную структуру кратеров и борозд, вариации их характеристик по глубине, толщину слоя реголита и уточнить механизмы формирования борозд. Полученная информация будет представлять интерес для исследования механизмов, формирующих природу Фобоса, проверки гипотез о происхождении Фобоса и сравнительно-планетных исследований.

Снимки, полученные в широком диапазоне значений фазового угла (угла между направлениями освещения и наблюдения),

позволят исследовать пространственные вариации отражательных характеристик поверхности Фобоса и связать их с характеристиками реголита: нормальным альбедо, размером частиц и размером неровностей поверхности субпиксельного масштаба путем обращения моделей рассеяния излучения на шероховатых поверхностях. В качестве примера можно указать модель (Lumme, Bowell, 1980), которая реально применялась для анализа отражательных характеристик поверхности Фобоса с КА «Фобос-2» (Аванесов, 1994).

Анализ динамики КА при движении вблизи Фобоса даст возможность уточнить массу и положение центра масс Фобоса и проверить соответствие последнего модели однородного Фобоса.

В течение всего времени функционирования КА на поверхности Фобоса с помощью звездных датчиков ориентации будут проводиться измерения ориентации КА, в результате чего можно получить информацию для исследования либраций Фобоса относительно всех трех осей. Это позволит определить главные и смешанные моменты инерции Фобоса и установить их соответствие модели однородного Фобоса.

Значительный научный интерес представляет экспериментальное подтверждение существования теоретически предсказанных пылевых колец Марса. Поскольку КА «Фобос-Грунт» будет длительное время находиться вблизи орбиты Фобоса, данные телевизионных съемок и измерений с помощью звездных датчиков могут дать ценную информацию для подтверждения существования пылевого тора Фобоса и оценки характеристик пыли. Эти исследования будут дополнены измерениями характеристик пыли в непосредственной близости от поверхности Фобоса, которые могут быть выполнены с помощью звездных датчиков после посадки КА на Фобос. Частица пыли может быть распознана среди звезд как яркий объект, не имеющий соответствия в звездном каталоге. Для частиц, находящихся на относительно близком расстоянии (менее 100 фокусных расстояний от камеры), по размеру пятна дефокусировки на изображении может быть оценено расстояние до частицы, а по нему и по интегральному потоку излучения от частицы пыли — размер частицы. Кроме того, величина смаза изображения частицы позволяет оценить ее скорость и таким образом отличить частицы

пылевого тора Фобоса от частиц межпланетной пыли, имеющих на порядок более высокую скорость.

4. Выбор характеристик ТСНН

Для решения рассмотренных навигационных и научных задач проекта «Фобос-Грунт» в ИКИ РАН разрабатывается Телевизионная Система Навигации и Наблюдения (ТСНН). С целью обеспечения высокой надежности разработка ТСНН базируется на созданном в ИКИ РАН и хорошо зарекомендовавшем себя в реальных космических проектах семействе телевизионных звездных датчиков БОКЗ. Необходимая модификация звездных камер будет, в частности, включать:

- замену объектива;
- замену ПЗС-матрицы на матрицу большего размера (Kodak-1020 монохр. с числом активных элементов 1004×1004);
- модификацию программного обеспечения.

Выбор состава и характеристик ТСНН основывался на требованиях рассмотренных выше навигационных и научных задач. Среди них наиболее критичными являются требования обеспечения: (1) высокого разрешения для выбора района посадки с КСО и (2) достаточно широкого поля обзора поверхности с относительно малых расстояний в процессе посадки. Эти требования определяют включение в состав ТСНН:

- Узкоугольной Телевизионной Камеры (УТК) высокого разрешения и
- Широкоугольной Телевизионной Камеры (ШТК).

Фокусное расстояние УТК выбиралось из условия обеспечения разрешения $\sim 0,5$ м с расстояния до поверхности Фобоса ~ 30 км. Это требование выполняется при использовании объектива «Рефлекруссар-Ф» с фокусным расстоянием $F = 500$ мм и относительным отверстием 1:7, обеспечивающего с указанного расстояния разрешение 0,45 м и поле зрения 450 м. Дальнейшее увеличение фокусного расстояния (и соответственно разрешения) объектива привело бы:

- к увеличению смаза за счет увеличения времени накопления, что может нивелировать эффект увеличения разрешения

или привести к уменьшению отношения сигнал/шум при сохранении времени накопления;

- уменьшению поля зрения УТК, что может привести к необходимости организации дополнительных сеансов съемок с КСО;
- резкому увеличению массы объектива.

Фокусное расстояние ШТК выбиралось исходя из требования получения максимального поля зрения при обеспечении возможности автономного выбора места посадки, начиная с высоты 0,5-1 км. В результате был выбран объектив «Астрар-6» с фокусным расстоянием $F = 18$ мм, обеспечивающий с высоты 0,5-1,0 км необходимое разрешение 0,2-0,4 м по поверхности и имеющий поле зрения 23° . Дальнейшее увеличение поля зрения привело бы:

- к уменьшению высоты, с которой возможен выбор места посадки;
- усложнению объектива и существенному увеличению его массы для того, чтобы избежать ухудшения разрешения к краю поля зрения;
- сложности размещения широкоугольной ШТК на КА, учитывая необходимость обеспечить отсутствие других приборов и элементов конструкции КА на расстоянии не менее 10° от поля зрения ШТК.

Для проведения стереоизмерений при посадке, а также для повышения надежности решения других задач предусматривается размещение двух комплектов УТК и ШТК по диаметру платформы посадочного модуля с базисом 2 м.

Для привязки измерений ТСНН к инерциальной системе координат используются звездные датчики БОКЗ-МФ. Приборы БОКЗ-МФ также дублированы и имеют неперекрывающиеся направления наблюдения для облегчения реализации необходимых углов их оптической оси к Солнцу и Марсу. Каждая пара камер УТК-ШТК жестко сопряжена с соответствующим прибором БОКЗ-МФ (рис. 1). Все камеры имеют свои процессоры. Связь между камерами осуществляется через Бортовой Вычислительный Комплекс (БВК).

Основные характеристики ТСНН и БОКЗ-МФ приведены в табл. 2.

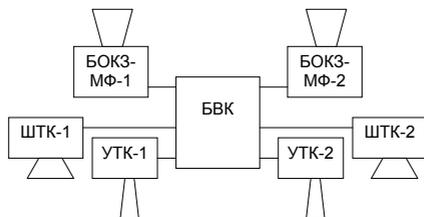


Рис. 1. Состав ТСНН и БОКЗ-МФ и их связь с БВК

Таблица 2

Характеристики ТСНН и БОКЗ-МФ

Параметры	ТСНН		БОКЗ-МФ
	УТК	ШТК	
Фокусное расстояние, мм	500	18	32
Относительное отверстие	1:7	1:2	1:1,7
Спектральные зоны	Панхроматическая	Панхроматическая	Панхроматическая
Размер элемента ПЗС, мкм	7,4	7,4	20
Кол-во активных элементов	1004×1004	1004×1004	512×512
Угловое разрешение, угл. с	3,05	84,8	129*
Поле зрения, град	0,85	23,3	18,0
Минимальный угол оптической оси к Солнцу, град	80	60	36
Минимальное угловое расстояние элементов конструкции КА от поля зрения, град	10	10	10
Радиометрическое разрешение, бит	12	12	12
Масса, кг	2,8	1,6	2,0
Энергопотребление, Вт	8	8	8
Количество приборов	2	2	2

*Точность угловых измерений БОКЗ-МФ составляет $\sigma_{x,y}/\sigma_z = 5/12$ угл. с.

Радиометрическая и геометрическая калибровка камер будет проведена на Земле и периодически контролироваться в полете путем съемки звездного неба.

5. Возможности ТСНН для решения навигационных и научных задач

В табл. 3 приведены разрешение и поле зрения УТК и ШТК при съемке поверхности Фобоса на орбите наблюдения и КСО. Съемки с КСО позволят выполнить картирование Фобоса, а также (при использовании конвергентной съемки) стереоре-конструкцию его поверхности с субметровым разрешением, что на 1-2 порядка лучше разрешения существующих карт Фобоса. Эти данные позволят получить качественно новую информацию о формах рельефа и вариациях отражательных характеристик поверхности Фобоса, а также уточнить район посадки.

Таблица 3

Пространственное разрешение и поле зрения на поверхности Фобоса, получаемое с помощью УТК и ШТК на КСО и орбите наблюдения

Параметр	Расстояние до поверхности Фобоса, км			
	КСО		Орбита наблюдения	
	30	100	500	20 000
УТК:				
разрешение, м	0,45	1,5	7,5	300
поле зрения, км	0,45	1,5	7,5	300
ШТК:				
разрешение, м	12	40	200	8000
поле зрения, км	12	40	200	8000

Разрешение и поле зрения УТК и ШТК в процессе посадки, а также оценки точности осуществляемых по ТВ-изображениям измерений высоты и скорости КА приведены в табл. 4. Съемка Фобоса со все улучшающимся разрешением будет проводиться УТК и ШТК начиная с момента схода с орбиты. До высоты $H \sim 3$ км в бортовое ЗУ следует передавать изображения УТК, разрешение которых будет возрастать с 0,45 м до 4,5 см. При дальнейшем снижении разрешение УТК будет ограничено смазом и поэтому необходимо будет переключиться на передачу изображений ШТК. Разрешение ШТК будет возрастать от 1,2 м с $H = 3$ км до ~ 1 мм с $H = 2$ м, а при дальнейшем снижении будет ухудшаться из-за дефокусировки.

Параметры съемки Фобоса при посадке

Высота	10 км	1 км	300 м	100 м	10 м
Разрешение, м: УТК ШТК	0,15 4	(0,015) 0,4	— 0,12	— 0,04	— 0,004
Поле зрения, м: УТК ШТК	150 4000	15 400	1,5 120	0,15 40	— 4
Ошибка измерения вы- соты, м: УТК ШТК	740 2060	35 206	11 19	— 2,1	— 0,021
Ошибка измерения про- дольной скорости, м/с: УТК ШТК	350 —	16,5 97	5,2 8,7	— 0,97	— 0,01
Ошибка измерения по- перечной скорости, м/с	3,0	0,18	0,056	0,02	0,002

Всего в процессе посадки может быть получено до 640 изображений, из которых 13–19 сжатых изображений может быть передано прямо на Землю, а остальные должны запоминаться в бортовом ЗУ и передаваться на Землю после посадки. Анализ снимков, полученных с сантиметровым и миллиметровым разрешением, позволит получить ценную информацию о микроструктуре и механических свойствах реголита на поверхности Фобоса.

Начиная с высоты 0,5...1 км, когда разрешение ШТК достигнет 0,2...0,4 м при поле зрения 200...400 м, по снимкам ШТК может производиться автономный выбор места посадки по признаку однородности изображения. На рис. 2 иллюстрирован принцип выбора наиболее однородного участка на изображении Фобоса низкого разрешения (реально такой выбор должен проводиться по изображениям, имеющим на 2-3 порядка лучшее разрешение).

Расстояние до поверхности Фобоса будет определяться по стереоизображениям. С момента схода с орбиты до высоты 300 м для этой цели должны использоваться две камеры УТК, а на более низких высотах, где перекрытие их полей зрения

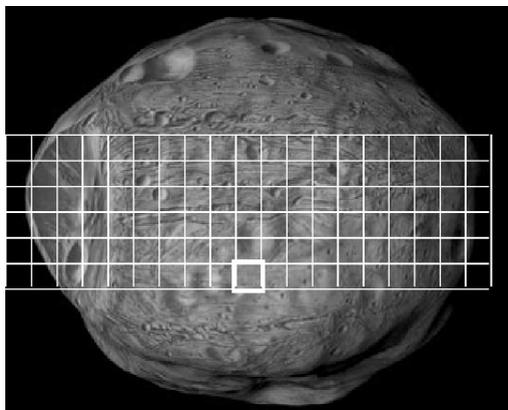


Рис. 2. Иллюстрация выбора наиболее однородного участка на поверхности Фобоса по критерию минимума относительного среднего абсолютного отклонения (выбранный участок показан жирной рамкой)

становится меньше 50%, — две камеры ШТК. Ошибки измерения расстояния не превышают нескольких процентов на расстоянии ~ 1 км и быстро уменьшаются при приближении к поверхности.

Продольная компонента относительной скорости может определяться по изменению расстояния до поверхности Фобоса за интервал времени между получением последовательных стереоизображений (~ 3 с). Приемлемая точность определения продольной скорости обеспечивается по данным ШТК на наиболее критическом участке — на высотах менее 100 м. Дополнительное улучшение точности измерений возможно путем их фильтрации алгоритмом управления посадкой в БВК.

Оценка поперечных компонент относительной скорости основана на измерении смещения опорного объекта на последовательных изображениях, полученных одной из камер ШТК (измерения УТК для этой цели не применимы, т. к. опорные объекты могут выходить за 3 с из поля зрения УТК уже на высотах менее нескольких километров). Поскольку в такое смещение помимо бокового сноса могут вносить вклад также вращение КА и изменение масштаба, влияние этих эффектов необходимо скорректировать по результатам измерений расстояния и по данным об изменении ориентации КА, полученным блоком

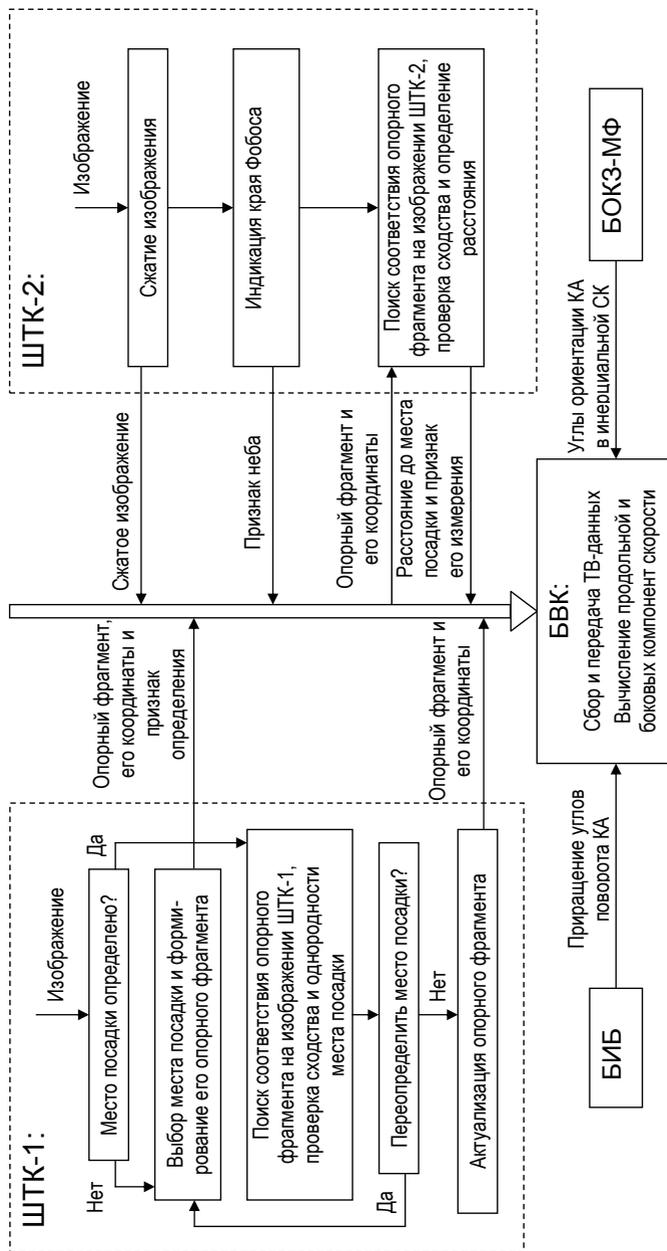


Рис. 3. Примерная функциональная схема обработки информации ШТК

инерциальных измерений ориентации БИБ и/или звездными датчиками БОКЗ-МФ. При условии проведения указанных коррекций может быть обеспечена достаточно высокая точность измерения поперечной скорости (табл. 4).

Примерная функциональная схема обработки информации ТСНН, реализующая выполнение рассмотренных выше функций, показана на рис. 3 на примере ШТК.

После посадки на поверхность Фобоса ТСНН, поле зрения которой направлено вниз, перестанет функционировать и дальнейшие исследования либраций Фобоса и пылевой среды вблизи Фобоса планируется осуществлять с помощью звездных датчиков БОКЗ-МФ.

Заключение

Разрабатываемая Телевизионная система навигации и наблюдения в комплексе со звездными датчиками БОКЗ-МФ позволяет эффективно решать навигационные и научные задачи, стоящие перед ними в проекте «Фобос-Грунт».

Литература

- Аванесов Г. А., Жуков Б. С., Зиман Я. Л. и др. Телевизионные исследования Фобоса. М.: Наука, 1994.
- Аванесов Г. А., Жуков Б. С., Краснопецева Е. Б., Железнов М. М. Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с КА «Фобос-Грунт»: Препринт. Пр-2128. М.: ИКИ РАН, 2006.
- Садовничий В. А., Даксбери Т., Сербенюк С. Н. и др. Априорные модели поверхности Фобоса// Телевизионные исследования Фобоса: Сб./Ред. Г. А. Аванесов, Б. С. Жуков, Я. Л. Зиман и др. М: Наука, 1994. С. 31–39.
- Batson R., Bridges P. M., Edwards K. *Maps of Phobos*. Wash. (D C.): USGS, 1989.
- Duxbury T. C. The figure of Phobos//Icarus. 1989. V. 78. P. 169.
- Lumme K., Howell E. Radiative transfer in the surfaces of atmosphereless bodies//Astron. J. 1980. V. 86. N. 11. P. 1694, 1705.
- Thomas P. Surface features of Phobos//Icarus. 1979. V. 40. P. 223–243.
- Turner R. A model of Phobos//Icarus. 1978. V. 33. P. 116.

УДК 621.397 : 523

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СРЕДСТВА НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

Г. А. Аванесов, Б. С. Жуков, Е. Б. Краснопевецова

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Оптико-физический отдел (ОФО) Института космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) в рамках проекта «Фобос-Грунт» разрабатывает несколько типов оптико-электронных приборов, работающих в контуре служебных систем как перелетного модуля, так и возвращаемого аппарата, включая прибор определения параметров ориентации по звездам (БОКЗ-МФ) и Телевизионную Систему Навигации и Наведения (ТСНН), выполняющую функции служебной системы и одновременно позволяющую решать задачи научного комплекса миссии. Помимо разработки конструктива и определения схемно-технических решений, сотрудниками отдела создается системное и прикладное программное обеспечение этих приборов. Кроме того, для каждого типа приборов разрабатывается необходимое стендовое оборудование, позволяющее выполнить отработку функциональных возможностей бортовой аппаратуры в условиях, максимально приближенных к реальным в полете.

По конструктивно-функциональным особенностям ТСНН и БОКЗ-МФ представляют собой оптико-электронные камеры с разнофокусными модулями на ПЗС-матрицах и мощным сигнальным процессором при реализации вычислительных и логических операций на базе собственного программно-алгоритмического обеспечения в он-лайн режиме.

Основные технические характеристики Узкоугольной Телевизионной Камеры (УТК ТСНН), Широкоугольной Телевизионной Камеры (ШТК ТСНН) и Звездного датчика БОКЗ-МФ приведены в таблице.

ТСНН включает две разнофокусные телевизионные камеры. В рамках проекта «Фобос-Грунт» данные, регистрируемые камерами ТСНН, обрабатываются вместе с информацией,

**Основные технические характеристики приборов УТК ТСНН, ШТК
ТСНН и БОКЗ-МФ**

Параметр	ТСНН		БОКЗ-МФ
	УТК	ШТК	
Фокусное расстояние, мм	500	18	32
Относительное отверстие	1:7	1:1	1:1,7
Тип матрицы ПЗС	Со строчно-кадровым переносом		С кадровым считыванием
Размер элемента ПЗС, мкм	7,4	7,4	20,0
Количество активных элементов	1004×1004	1004×1004	512×512
Угловое разрешение, угл.с	3,05	84,8	129
Поле зрения, град	0,85	23,3	18,0
Минимальный угол к Солнцу, град	80	60	36
Радиометрическое разрешение, бит	12	12	12
Масса, кг	2,7	1,7	2,0
Энергопотребление, Вт	8	8	8
Размещение	Перелетный модуль		ПМ + ВА
Количество приборов	2	2	2 (ПМ); 2 (ВА)

поступающей от приборов определения параметров ориентации по звездам БОКЗ-МФ, что обусловило установку этих типов приборов в жесткой связке по посадочным местам. Для обеспечения максимально возможного базиса (2 м) при стереосъемке на заключительном этапе полета камеры ТСНН расположены попарно по противоположных концах диагонали несущей конструкции перелетного модуля (ПМ) КА «Фобос-Грунт». Звездные датчики обеспечивают информацией по ориентации и перелетный модуль, и возвращаемый аппарат (ВА). Размещение оптико-электронных приборов на ПМ и ВА приведено на рис. 1.

БОКЗ-МФ — это новый прибор семейства звездных датчиков, разработанных в ОФО ИКИ РАН с середины 1990-х гг. БОКЗ-МФ предназначен для формирования информации

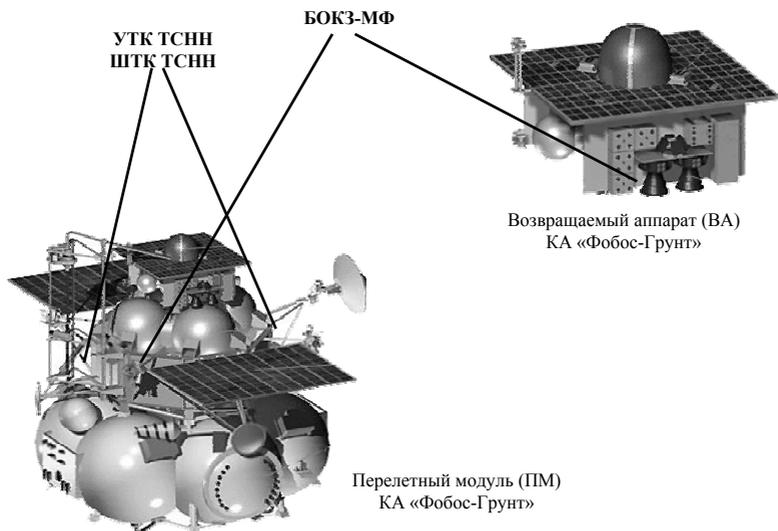


Рис. 1. Размещение приборов ТСНН и БОКЗ-МФ на «Перелетном модуле» и «Возвращаемом аппарате» КА «Фобос-Грунт»

об угловом положении приборной системы координат (ПСК), связанной с посадочным местом прибора, относительно инерциальной геоцентрической системы координат (ИСК) и выдачи соответствующей информации в бортовой комплекс управления (БКУ). Технические возможности этого прибора позволяют использовать его как для непрерывного определения параметров трехосной ориентации КА «Фобос-Грунт» на всех этапах до момента посадки, после посадки, так и на этапе перелета ВА из околомарсианского пространства к Земле в режиме закрутки вокруг продольной оси. В этом случае звездный прибор будет уточнять положение ВА в сеансном режиме после выхода аппарата из режима закрутки.

Параметры трехосной ориентации КА определяются по результатам геометрического анализа регистрируемых и обрабатываемых в процессоре прибора БОКЗ-МФ изображений произвольных участков звездного неба.

Встроенный процессор прибора БОКЗ-МФ выполняет следующие операции:

- «распознает» изображения звезд среди шума различного вида;
- определяет энергетические центры регистрируемых изображений звезд;
- идентифицирует звезды в бортовом звездном каталоге;
- вычисляет параметры ориентации КА с учетом собственного движения звезд и нутации.

Телевизионные камеры ТСНН предназначены:

- для обеспечения припланетной навигации;
- выбора места посадки спускаемого аппарата на Фобос;
- поддержки процесса управления посадкой спускаемого аппарата на Фобос;
- детальной съемки поверхности Фобоса.

Соответственно для ТВ-камер ТСНН поставлены следующие задачи:

- съемка и передача изображения на Землю через бортовой компьютер;
- стереосъемка и он-лайн-обработка данных при уточнении места посадки;
- передача результатов обработки.

Первоначально в конфигурацию ТСНН входил блок процессора для проведения обработки видеоданных, поступающих с УТК ТСНН и ШТК ТСНН, а также их взаимной обработки с информацией, выдаваемой звездным датчиком БОКЗ-МФ. Однако на последующих этапах эскизного проектирования процессорный блок был исключен. Таким образом, сегодня вся обработка регистрируемых видеоданных выполняется в процессоре непосредственно самой камеры и получаемые результаты передаются в бортовую вычислительную систему (рис. 2). При отсутствии единого вычислительного центра проблема возникает при получении и обработке стереоданных в он-лайн режиме.

Для решения этой проблемы предлагается ввести следующий алгоритм. Одна из пар однотипных камер ТСНН выделяет по заданным параметрам участки на изображении и передает эти фрагменты через бортовую вычислительную систему во вторую камеру ТСНН этого же типа. Во второй камере выполняется идентификация этих фрагментов и проводятся необходимые

вычисления по «виртуальной стереопаре». Однако этот процесс достаточно продолжителен по времени за счет ограничений по пропускной способности интерфейса обмена. Ускорение и упрощение процедуры обмена для формирования «виртуальной стереопары» возможно при организации обмена данными напрямую между камерами с выдачей результата в бортовую вычислительную систему (опция показана на рис. 2 штрих-пунктирными стрелками).

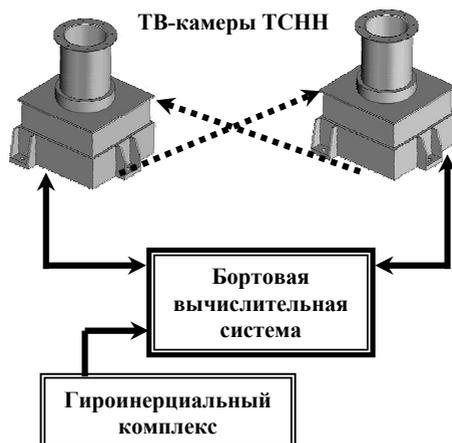


Рис. 2. Организация обмена данными между однотипными камерами ТСНН

Очевидно, что все вышеперечисленные оптико-электронные приборы имеют достаточно сложное программное обеспечение, требующее серьезной обработки. Для этих целей в ОФО ИКИ создаются специальные стенды.

Так, приборы БОКЗ-МФ предполагается обрабатывать на модификации существующего в отделе стенда динамических испытаний звездных приборов, позволяющей проводить исследования и калибровку:

- моделирование процесса наблюдения звездными приборами участка небесной сферы с использованием встроенного каталога в различных динамических режимах, включая орбитальный полет космических аппаратов и их движение вокруг центра масс;

- отработку звездных приборов с различными оптическими системами и приемниками изображения;
- отработку программного обеспечения звездных приборов.

В модификации стенда закладывается возможность реального моделирования трехосного движения КА в широком диапазоне углов и угловых скоростей.

Для наземной отработки ТСНН также создается комплексный стенд, на котором будет обеспечиваться возможность имитации небесной сферы, помеховой обстановки, Фобоса как объекта, наблюдаемого с различных по удаленности орбит, поверхности Фобоса нескольких масштабов. Этот комплексный стенд позволит провести наземную отработку БОКЗ-МФ и ТВ-камер ТСНН, обеспечивающих стереосъемку поверхности Фобоса, в том числе и на этапе посадки КА «Фобос-Грунт». В программном обеспечении этого стенда учитываются и фигура Фобоса, и его энергетические характеристики, и условия освещенности на момент проведения сеанса съемки. Фактически комплексный стенд отработки ТСНН и режима посадки позволяет имитировать весь полет КА «Фобос-Грунт» после сброса двигательной установки перелетного модуля и до момента посадки на поверхность Фобоса.

УДК 520.6.08

ФУРЬЕ-СПЕКТРОМЕТР «АОСТ» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА И ФОБОСА С БОРТА КА «ФОБОС-ГРУНТ»

*А. В. Григорьев, Б. Е. Мошкин, О. И. Кораблёв, Д. В. Пацаев, Л. В. Засова,
Р. О. Кузьмин, И. В. Хатунцев, А. А. Фёдорова, Б. С. Майоров,
К. В. Гречнев, Ю. В. Никольский, В. И. Гнедых, А. И. Терентьев,
С. В. Максименко, А. В. Шакун*

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Фурье-спектрометр «АОСТ» разрабатывается для получения спектров излучения атмосферы и поверхности Марса, поверхности Фобоса, а также спектра солнечного излучения, прошедшего через атмосферу на лимбе Марса («солнечные затмения»).

Спектральный диапазон прибора «АОСТ» покрывает область от 2,5 до 25 мкм. Наилучшее спектральное разрешение составляет $0,55 \text{ см}^{-1}$ (без аподизации). Поле зрения имеет угловой диаметр около 40 мрад ($2,2^\circ$). Собственная двухосная система наведения позволяет наводить поле зрения на любое направление в пространстве, в том числе на встроенные в прибор эталонные ИК-излучатели. Масса «АОСТ» — 4 кг, среднее потребление — 10 Вт.

С «орбиты наблюдения» (на 535 км выше орбиты Фобоса) поле зрения «АОСТ» при наведении в надир соответствует на поверхности Марса кругу диаметром 250 км. На поверхности Фобоса с расстояния 50 км («квазисинхронная орбита») поле зрения составит около 2 км.

Объектами исследования в эксперименте «АОСТ» будут атмосфера Марса, поверхность Марса и реголит Фобоса. Научные задачи включают:

По наблюдениям Солнца, просвечивающего атмосферу:

- измерение содержания метана и/или формальдегида (предел обнаружения метана — около 1 ppb);
- получение информации о вертикальном распределении аэрозоля.

По наблюдениям Марса:

- измерение суточных и (при благоприятном сценарии миссии) сезонных вариаций следующих параметров атмосферы:
 - ◊ вертикальный профиль температуры до высоты около 60 км;
 - ◊ содержание водяного пара и других малых составляющих;
 - ◊ содержание аэрозолей (пылевые и конденсационные облака);
 - ◊ атмосферные эмиссии в условиях отсутствия локального термодинамического равновесия (ЛТР);
- исследование пространственных вариаций связанной и адсорбированной воды в грунте, картирование распространения сульфатов, хлоридов и глинистых минералов;
- изучение суточных и (при благоприятном сценарии миссии) сезонных вариаций поверхностных инеев.

По наблюдениям Фобоса:

- глобальное картирование минералогического состава поверхности;
- определение теплофизических параметров реголита;
- исследование вариаций спектра поверхности в месте посадки с пространственным разрешением до нескольких сантиметров.

В режиме наблюдения солнечных затмений «АОСТ» имеет наилучшее спектральное разрешение — $0,55 \text{ см}^{-1}$, время регистрации интерферограммы составляет 5 с; при наблюдениях атмосферы Марса — соответственно $1,2 \text{ см}^{-1}$ и 50 с; поверхностей Марса и Фобоса — 6 см^{-1} и 50 с.

При измерениях спектра Марса с «орбиты наблюдения» и Фобоса с «квазисинхронной орбиты» сдвиг поля зрения за время регистрации интерферограммы («смаз») не превышает 10 %.

На рис. 1 показан прибор «АОСТ», который крепится к панели солнечной батареи КА «Фобос-Грунт» с помощью специального кронштейна

Ключевым узлом прибора «АОСТ» является интерферометр типа «двойной маятник» с полыми зеркальными триэдрами апертурой 25 мм. Непосредственно регистрируется и передается

на Землю интерферограмма (двусторонняя), по которой потом вычисляют спектр. Материал светоделителя интерферометра — бромид калия.

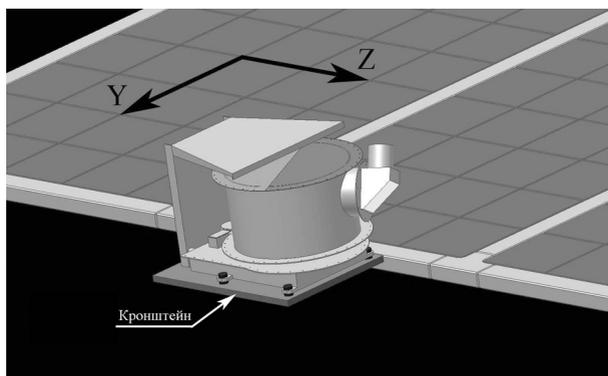


Рис. 1. Прибор «АОСТ», расположенный на конце панели солнечной батареи КА «Фобос-Грунт». Экранно-вакуумная теплоизоляция не показана. Кронштейн является частью КА. Указаны оси КА

В качестве приемника излучения (преобразующего энергию ИК-квантов в электрический сигнал) используется пироэлектрический детектор на основе танталата лития.

Оптическая разность хода лучей (в плечах интерферометра) изменяется равномерно, с постоянной скоростью V [см/с]. Пусть на вход интерферометра поступает монохроматическое излучение, имеющее волновое число σ [см⁻¹]. Тогда облученность детектора (находящегося на выходе интерферометра) меняется по синусоидальному закону с частотой f [Гц] = $V\sigma$, и интерферограмма представляет собой синусоиду.

Если в интерферометр поступает широкополосное излучение (в случае «АОСТ» — от 400 до 4000 см⁻¹), то интерферограмма представляет собой суперпозицию всех соответствующих синусоид.

Например, излучение лазерного диода с длиной волны 1,27 мкм, т.е. $\sigma = 7874$ см⁻¹, при $V = 0,44$ см/с (один из режимов работы «АОСТ», «солнечное затмение») даст синусоиду с частотой 3,5 кГц. Такой одномодовый лазерный диод (*DFB*-типа) используется в так называемом *опорном канале* «АОСТ». Для его

излучения выделяется небольшая часть поля зрения прибора и используется отдельный детектор (фотодиод из InGaAs).

Принципиально, что опорное излучение проходит через тот же светоделитель и вообще через тот же интерферометр, что и исследуемое излучение (Марса или Фобоса). Двигатель зеркал интерферометра включен в систему обратной связи, которая обеспечивает постоянство периода опорной синусоидальной интерферограммы (в нашем примере это 286 мкс). Именно этим обеспечивается постоянство значения V .

Моменты прохождения опорной синусоиды через нуль используются для запуска АЦП измерительного канала. Благодаря этому точки интерферограммы последнего располагаются на оси оптической разности хода равномерно, с фиксированным шагом. Это необходимо для последующего вычисления спектра.

В нашем примере интерферограмма измерительного канала будет содержать синусоиды с частотами от 0,18 до 1,5 кГц. Такова должна быть полоса пропускания усилительного тракта измерительного канала. Для пиродетектора это весьма высокие частоты: его отношение сигнал/шум обратно пропорционально корню из частоты облученности вплоть до 0,01 кГц. Но указанный режим работы «АОСТ» используется для наблюдения очень яркого объекта — Солнца (заходящего за атмосферу Марса). Поэтому ожидаемое отношение сигнал/шум в спектре на длине волны 3,4 мкм (полоса метана) превышает 1000. Для наблюдений самого Марса и Фобоса используются другие режимы, с низкими частотами сигнала.

В «АОСТ» АЦП измерительного канала запускается один раз за период опорного сигнала, т.е. при каждом втором прохождении опорной синусоиды через нуль. В нашем примере это соответствует получению 3500 точек измерительной интерферограммы в секунду. Согласно теореме Котельникова это означает, что регистрируется информация о частотах от 0 до 1750 Гц. Это покрывает наш диапазон (0,18...1,5 кГц). Частот больше 1,75 кГц в интерферограмме не должно быть.

Излучение с волновыми числами более 4000 см^{-1} (которое содержит подавляющую часть мощности солнечного света) не пропускается к детектору оптическим фильтром. Это необходимо, так как слишком большая облученность детектора может

вывести его из линейной области работы, вплоть до ограничения сигнала (и даже повреждения чувствительного элемента).

Но одного фильтра недостаточно для защиты детектора, поскольку даже в диапазоне $\sigma < 4000 \text{ см}^{-1}$ облученность в построенном на детекторе изображении солнечного диска слишком велика. В «АОСТ» входящее исследуемое излучение сначала проходит через интерферометр, а потом собирается телескопом на детектор. Диаметр главного зеркала этого телескопа (системы Кассегрена) составляет 23 мм. В фокусе находится линза Фабри, а детектор — за ней. Линза Фабри строит на детекторе *изображение не солнечного диска, а зеркала телескопа* — тем самым мощность излучения как бы «размазывается» по всему чувствительному элементу. Диаметр линзы Фабри определяет поле зрения прибора.

В итоге допускается нахождение Солнца в поле зрения «АОСТ» и становится возможным режим наблюдений согласно методике, показанной на рис. 2.

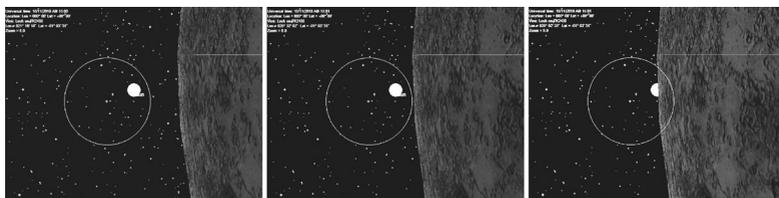


Рис. 2. Режим наблюдений «солнечное затмение». Белый кружок — Солнце, окружность — поле зрения «АОСТ», Марс «надвигается» справа. Положение Солнца внутри поля зрения фиксировано. Слева: Солнце еще «вне» атмосферы, и она еще не дает вклада в спектр. В центре и справа: Солнце просвечивает атмосферу все ближе к лимбу, путь лучей в атмосфере все больше, и, если при этом какая-либо спектральная полоса углубляется, она имеет атмосферное происхождение

Как видно на рис. 2, эта методика является самокалиброванной: неважно, какие полосы присутствуют в самом солнечном спектре, их глубина не будет изменяться по мере погружения линии визирования в атмосферу. Изменяют свою глубину только полосы, наличие которых обусловлено атмосферными газами. По расчетам, если содержание метана в марсианской атмосфере составляет 10 ppb , то его полоса при 3018 см^{-1} углубится

на 4% по мере захода Солнца. При отношении сигнал/шум в одном спектре порядка 10^3 такое углубление будет надежно измерено.

Сеанс наблюдений «солнечное затмение» (см. рис. 2) длится около 100 с. Первый спектр Солнца соответствует расстоянию от линии визирования до лимба около 200 км, при этом вклад атмосферы отсутствует. Длительность интерферограммы в этом режиме составляет 5 с, и 20 полученных спектров будут содержать информацию и о вертикальной структуре атмосферы.

С орбиты наблюдения «АОСТ» в основном будет работать по Марсу и солнечным затмениям. Измерения спектра Фобоса начнутся после перехода КА на квазисинхронную орбиту.

Конструктивно прибор «АОСТ» состоит из трех частей: «Базы», «Башни» и «Экрана» (рис. 3).

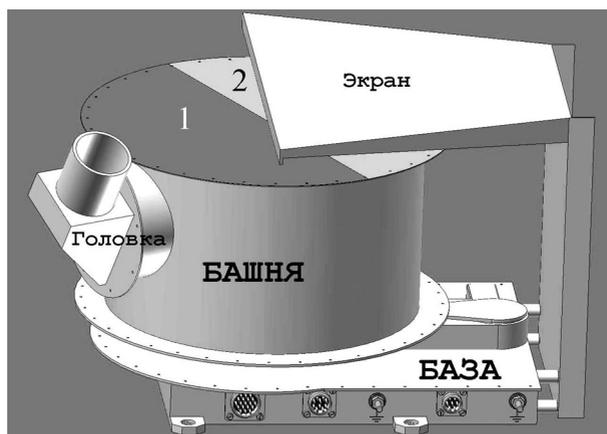


Рис. 3. Общий вид прибора «АОСТ». Интерферометр находится в «Башне», которая может вращаться относительно «Базы» на 360° . «Головка», содержащая плоское зеркало, может вращаться относительно «Башни» на 360° . Солнце на этой картинке всегда «вверху». На «Базе» укреплены эталонные излучатели (со своей крышкой): 1 — солнцепоглощающая, 2 — солнцетражающая части радиатора

Экранно-вакуумная теплоизоляция на рис. 3 не показана. На самом деле она закрывает все поверхности, кроме оптического входа «Головки» и круглого верхнего торца «Башни», который является радиатором.

Солнцепоглощающая часть радиатора хорошо поглощает солнечный свет, но при этом сама излучает (в ИК-области) плохо, вторая часть — наоборот. Если из-под «Экрана» под солнечный свет выставлена солнцепоглощающая часть радиатора — «АОСТ» нагревается, если вторая — охлаждается. Тепловой режим выключенного прибора обеспечивается заблаговременным поворотом «Башни» на нужный угол. Температура панели солнечной батареи КА практически не оказывает влияния на тепловой режим «АОСТ», так как он крепится к кронштейну КА через теплоизолирующие проставки. Для дополнительного подогрева (например, когда КА находится в тени) «АОСТ» может потреблять до 3 Вт электроэнергии по отдельной линии бортсети.

Детали конструкции интерферометра *сами* излучают в рабочей области спектра «АОСТ», давая большую помеховую засветку на детектор. Исключить эту засветку нельзя без охлаждения всего интерферометра до температур жидкого гелия, что в рамках проекта «Фобос-Грунт» невозможно. Поэтому приходится хотя бы стабилизировать уровень этого излучения, для чего во время измерений температура всех конструкций интерферометра должна поддерживаться на постоянном уровне с точностью около 0,1 К. Это обеспечивается прецизионной системой термостатирования, управляемой микропроцессором.

Прибор «АОСТ» имеет два микропроцессора — один в «Базе», второй — в «Башне», связь между ними осуществляется по интерфейсу 485. В основном первый обеспечивает прием телекоманд от КА и передачу данных в КА, второй управляет интерферометром и системой наведения. Оба реализованы на программируемых логических интегральных схемах (ПЛИС).

Интерферометр прибора «АОСТ» имеет устройство для самоустойровки в полете в автоматическом режиме.

«База» и «Башня» электрически связаны гибким кабелем, по нему из «Базы» в «Башню» передается напряжение бортсети (27В); необходимые напряжения вырабатываются в «Базе» и в «Башне» отдельными вторичными источниками питания (ВИП).

К настоящему времени созданы прототипы основных узлов прибора и проведены их лабораторные испытания.

Прибор «АОСТ» разрабатывается коллективом, костяк которого составляет лаборатория планетной спектроскопии ИКИ

РАН. Сотрудники этой лаборатории, основанной более 30 лет назад профессором В. И. Морозом, принимали участие в создании космических фурье-спектрометров ФС-1/4 (КА «Венера-15 и -16»), ПФС (КА «Марс-Экспресс» и «Венера-Экспресс»). В настоящее время они также участвуют в разработке миниатюрного фурье-спектрометра МІМА для европейского проекта «Ехо-Mars».

Совокупность параметров «АОСТ» уникальна — до настоящего времени не было космических ИК-спектрометров, которые при массе 4 кг имели бы одновременно такой диапазон, такое разрешение и собственные системы двухосевого наведения, самоюстировки и терморегулирования. Это становится возможным благодаря применению современных конструктивных решений. Поэтому последующие модификации прибора «АОСТ» имеют хорошие шансы быть включенными во многие будущие планетные миссии.

РАЗРАБОТКА АППАРАТУРЫ ДЛЯ ИНДУКЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ПОДПОВЕРХНОСТНЫХ СТРУКТУР МАРСА И ФОБОСА

А. К. Лукомский, С. А. Потёмкин

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Исследование палеоклимата и климатической истории Марса напрямую связано с существованием развитой криолитозоны* Марса, которая проявляется прежде всего в наличии северной и южной полярных шапок.

Убедительные доказательства существования криолитозоны Марса в средних широтах фиксируются космическими снимками поверхности планеты по расплавам вещества вблизи ударных кратеров различных размеров, что указывает на наличие мерзлотных образований различной мощности в подповерхностных горизонтах. В результате последних космических миссий на Марс были получены уникальные данные (в том числе данные о наличии связанной воды на Марсе, зарегистрированные прибором HEND [1] проекта «2001 Mars Odyssey») по составу веществ на поверхности Марса и возможному наличию жидких фракций на поверхности Марса в его климатической истории. Однако вопрос о подповерхностной структуре Марса и наличии мерзлотных образований в подповерхностных слоях остался вне рамок выполненных космических экспериментов.

Спектры, полученные мёссбаэровским спектрометром [2], указывают на наличие стабильных магнетитов в пылевой фракции, что подтверждает предположение о наличии на поверхности Марса веществ с магнитной проницаемостью, отличной от единицы [3], которые необходимо учитывать при интерпретации данных электроразведки.

* Криолитозона — верхний слой коры, характеризующийся отрицательной температурой горных пород и почв и наличием или возможностью существования подземных льдов. Криолитозона образует часть криосферы.

Кроме того, последние данные от марсианских роверов говорят о наличии в поверхностной толще 10...15 см устойчивого солевого слоя, причиной образования которого скорее всего является капиллярный эффект просачивания, что значительно усложняет применение контактных методов электроразведки.

Исследования на поверхности Марса с использованием методов спектрального анализа и забора грунта не дают информации о подповерхностной структуре планеты, однако позволяют провести более конкретную методическую проработку дальнейших экспериментов.

Среди существующих неконтактных геофизических методов выделяются два метода электроразведки: магнитно-теллурических зондирований (МТЗ) и установления электромагнитного поля в ближней зоне (ЗСБ)*. Последний может оказаться более перспективным для применения в космических миссиях, так как использует искусственный источник электромагнитных волн, в то время как метод МТЗ требует существования мощных широкополосных естественных источников электромагнитного поля.

1. Метод индукционного зондирования

Метод ЗСБ исследует устанавливающееся в среде электромагнитное поле, которое несёт в себе информацию об удельной проводимости нижележащих слоёв. Источником электромагнитного поля служит постоянный ток, протекающий либо в контуре антенны, либо между двумя штыревыми заземлителями. Рассмотрим индукционный вариант метода, в котором используются антенны круглой или квадратной формы как для генерации зондирующих импульсов, так и для измерения отклика. Существует также очень удобный (для космического применения) вариант с совмещённой антенной, когда одна и та же антенна является генераторной и приёмной.

1.1. Возможности метода

Метод ЗСБ известен довольно давно и применяется:

- при структурной геофизике;
- поиске полезных ископаемых;

* В работе рассматривается индукционный вариант метода.

- контроле уровня загрязнения окружающей среды;
- инженерной геологоразведке.

Использование квадратной антенны со стороной 100 м позволяет проводить исследования до 100...150 м в глубину. При этом разрешающая способность по глубине остаётся на уровне 1 % относительно максимальной.

Основным исследуемым параметром среды является её удельная проводимость (или удельное сопротивление). Для построения адекватной модели среды необходима априорная информация, в качестве которой могут выступать: данные с места бурения скважины, база данных свойств полезных ископаемых или другая информация. Однако при отсутствии априорных данных возможно построение двумерных и трёхмерных геоэлектрических разрезов, которые позволяют проводить анализ структуры подповерхностных горизонтов.

Прибор, реализующий метод ЗСБ, можно условно разделить на следующие основные функциональные компоненты (рис. 1):

- антенны;
- генератор зондирующих импульсов;
- приёмник;
- блок управления и синхронизации;
- блок обработки и хранения данных;
- блок отображения информации.



Рис. 1. Функциональная схема прибора

Создаваемый прибор низкочастотного зондирования имеет модульную структуру, при которой возможна независимая разработка и отладка модулей прибора, а также замена отдельных модулей при модернизации.

Цикл измерений делится на следующие этапы:

- 1) генерация токового импульса;
- 2) измерение индуцированного напряжения;
- 3) первичная обработка данных;
- 4) сохранение данных, корректировка начальных условий, возврат к п. 1).

1.2. Прототип прибора для проекта «Марс-96»

Разработка приборной части в ИКИ РАН берёт своё начало с прототипа прибора для проекта «Марс-96» (рис. 2), который неоднократно использовался на Земле для отработки методик при проведении розыскных работ, а также при выработке требований для нового поколения приборов.



Рис. 2. Прототип прибора для проекта «Марс-96»

Основные характеристики

Измеряемые напряжения	100 мкВ...10 В
Удельные сопротивления	0,5...100 000 Ом·м
Время регистрации.	1...16 000 мкс
Разрешающая способность по глубине (относительно максимальной)	1 %
Геометрия установки	однопетлевой/двупетлевой
Масса	1,5 кг
Потребление	30/2/0,01 Вт (зондирование/ измерение/ ожидание)

2. Этапы разработки и отладки приборов

Существующий прототип прибора имеет ряд недостатков, которые устранены в разрабатываемом приборе «Отклик» (см. таблицу).

К основным недостаткам прототипа прибора для «Марс-96» можно отнести аналоговую схему накопления, которая подвержена появлению неустранимых ошибок измерений, и невозможность проведения оперативной самокалибровки прибора. Второстепенные недостатки — наличие только однополярного режима генерации импульсов и жесткая схема (алгоритм) измерений.

В разрабатываемом приборе «Отклик» используется современный аналого-цифровой преобразователь и цифровая схема обработки сигналов, а также применяется генератор разнополярных импульсов совместно с полностью дифференциальной измерительной схемой приёмника.

Прибор строится на основе модульной архитектуры.

Сравнительная таблица прототипов

Прототип прибора для «Марс-96»	Прототип создаваемого прибора «Отклик»
Аналоговая схема накопления	Аналого-цифровой преобразователь (АЦП) + цифровая схема обработки
Программируемая логическая интегральная схема (ПЛИС) в качестве центрального блока управления и связи с персональным компьютером (ПК)	Микроконтроллер + ПЛИС
Монополярные импульсы зондирования	Двуполярная схема измерений
Компоновка элементов на одной плате и в едином корпусе	Модульная архитектура
Жесткая схема измерений (логарифмический шаг по времени)	Гибкий алгоритм выборки, изменяемый шаг по времени
Встроенный аккумулятор	Внешний источник питания

3. Состояние разработки прибора и методические измерения

В настоящее время отлажена цифровая часть прибора, выполняющая функции управления, синхронизации, а также обработки и хранения данных.

Разрабатывается плата генератора импульсов и измерительная часть.

Одновременно с экспериментальным развитием космического инструментария были выполнены обширные практические испытания приборной части при исследовании природных экосистем, включая исследование береговых зон Тайваня, Италии, США, а также широкое использование данной аппаратуры для исследования геологических формаций в России и за рубежом. Прежде всего — это исследование эталонного полигона титано-циркониевых песков в Тамбовской области (рис. 3), которые были выполнены в 2003–2005 гг. по контракту с ОАО «Норильский никель». На данном полигоне проводились сравнительные сезонные измерения одних и тех же структур для выявления сезонных вариаций, крайне необходимых при проведении космического эксперимента на поверхности Марса.

Исследование прибрежной зоны побережья Тайваня в пригороде города Тайнаня [4] позволили выявить слой засоления (рис. 4) на глубине около 7 м, связанный, скорее всего, со значительными темпами откачки пресной воды из скважин.

Измерения разломов в Тверской области (рис. 5а, б) совместно с геолого-морфологическими исследованиями показали наличие в месте проведения работ разломных структур [5].

Все проведённые полевые работы подтвердили применимость метода ЗСБ для проведения оперативно-розыскных работ и построения качественных разрезов, что говорит о перспективности проводимых разработок в космическом приборостроении.

На основе существующих наработок планируется создание универсального прототипа полевого прибора для использования в практических задачах мониторинга природных экосистем в полярных районах Земли, а также летного варианта прибора для предстоящих миссий на поверхность Марса.

Авторы хотели бы отметить значительный вклад Зубкова Б. В., так рано ушедшего от нас, в развитие данной разработки на протяжении последних 10 лет.

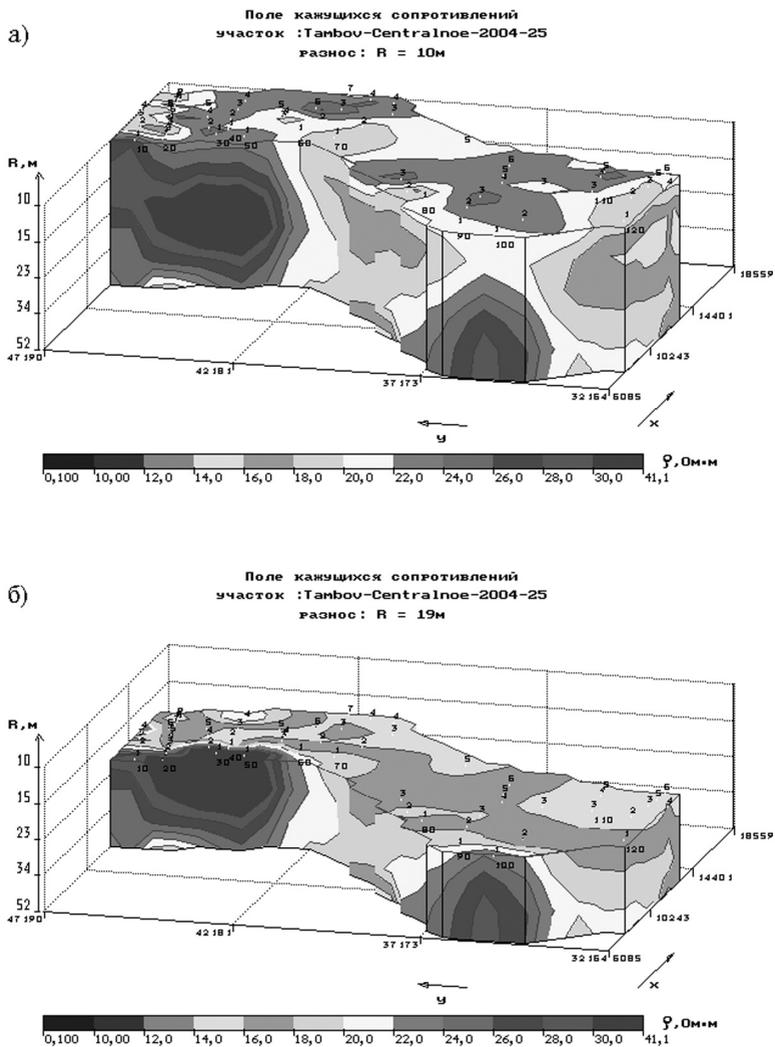


Рис. 3. Исследование рассыпного месторождения в Тамбовской области: *a* — срез толщи с глубины 10 м; *b* — срез толщи с глубины 19 м

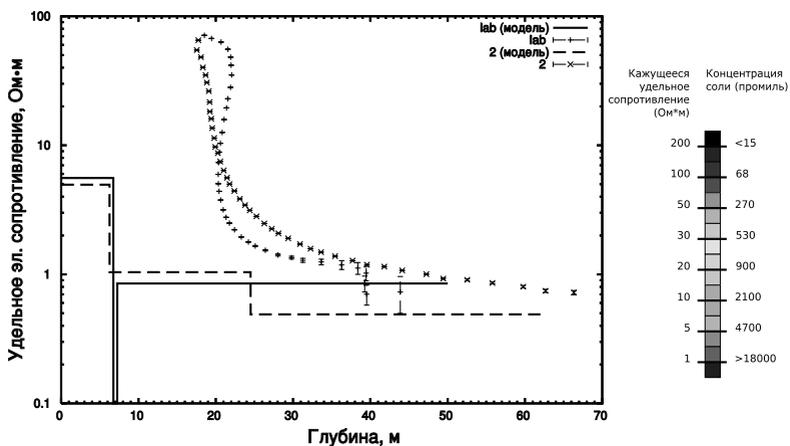
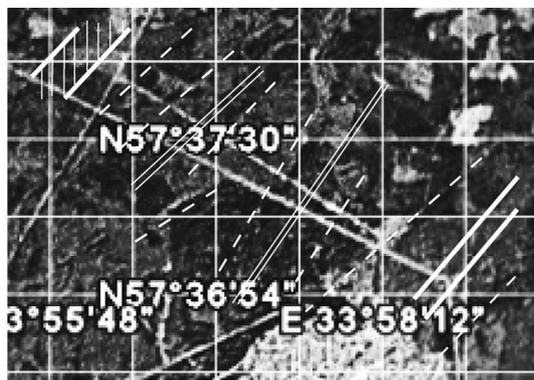


Рис. 4. Методические измерения на Тайване



Условные обозначения:

-  – VI ранг (ширина 0,7 км);
-  – VII ранг (ширина 0,2 км);
-  – VIII ранг (ширина 0,07 км);
-  – IX ранг (ширина 0,02 км).

Рис. 5а. Исследование разломов в Тверской области. Карта проведения работ с отображением линейментов

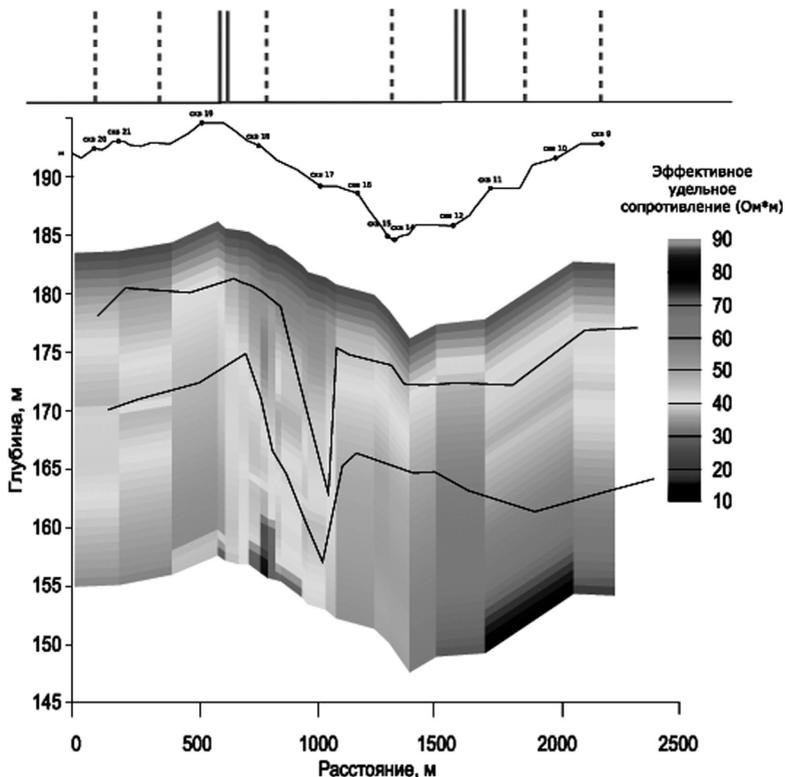


Рис. 5б. Исследование разломов в Тверской области.
Геоэлектрический разрез

Литература

1. *Mitrofanov I. G., Litvak M. L. et al. Search for Water in Martian Soil Using Global Neutron Mapping by the Russian HEND Instrument Onboard the US 2001 Mars Odyssey Spacecraft//Solar System Research. 2003. V. 37. N. 5. P. 366–377.*
2. *Родионов Д. С. Мёссбауэровский спектрометр для анализа минералогии железа на поверхности Марса: Автореф. дисс. ... канд. физ.-мат. наук. М.: ИКИ РАН, 2006.*
3. *Сагдеев Р. З., Линкин В. М., Озорович Ю. Р. Аэростатный марсианский проект: возможности исследования криолитозоны Марса методами индукционного зондирования: Препринт. Пр-1420. М.: ИКИ АН СССР, 1988.*

4. *Ozorovich Y. R., Lukomskiy A. K., Wu M. C.* Possibilities of geophysical survey of spatial and temporal groundwater contamination variations, salt/water intrusion and subsurface pollution determination and monitoring in the coastal zone//Taiwan – Russia Bilateral Symp. on Water and Environmental Technology. October 3–4, 2005, Taipei, TAIWAN, R. O. C.
5. *Lukomskiy A. K.* Possibilities of experimental research of Mars and Earth frozen formations by inductive sounding//Problems of Geocosmos, May 23–27, 2006. St. Peterburg, Russia: Abstr. conf.

УДК 520.66 : 629.7

ГРАВИИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЯХ

А. Б. Манукин, А. Н. Горшков, Б. В. Зубков

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Гравиинерциальные измерения — это измерения гравитационных и инерционных полей. Они отнесены к одному классу в соответствии с принципом эквивалентности. Гравиинерциальный прибор представляет собой связанную с корпусом упругим и диссипативным элементами пробную массу, движение которой относительно корпуса прибора измеряется с помощью чувствительного датчика.

Рассмотрены задачи, для решения которых необходимы гравиинерциальные измерения. Среди них выделено четыре основные группы:

1. Инженерно-технические задачи.
2. Измерение воздействия на КА негравитационных сил.
3. Исследование гравиинерциальных полей планет.
4. Проведение тонких физических экспериментов с использованием КА.

Для каждой группы указаны ряд конкретных задач, необходимая чувствительность измерительных средств, их частотный и динамический диапазоны.

Рассмотрена возможность использования датчиков с электронными емкостными преобразователями малых механических перемещений пробной массы, построенных на основе разработанных малогабаритных двухкоординатных акселерометров. Показано, что они могут найти применение для решения практически всех задач из первых трех основных групп и обеспечить диапазон измерений ускорений от 10^{-8} до 50 g.

Для проведения измерений при постановке тонких физических экспериментов необходима существенно более высокая чувствительность.

Рассмотрены вопросы предельной чувствительности гравинерциальных измерений, определяемых только равновесными тепловыми флуктуациями механического осциллятора (преобразователь малых механических перемещений пока считается идеальным). Показано, что, например, увеличение пробной массы до 1 кг и изготовление на её основе механического осциллятора с собственной частотой $\sim 4,5 \cdot 10^{-2}$ рад/с позволило бы измерять ускорения с чувствительностью $\sim 3 \cdot 10^{-13}g$. Приведены оценки обратного динамического влияния преобразователя на движение пробной массы.

Рассмотрены проблемы испытаний и проведения калибровок таких приборов в условиях наземной лаборатории.

Принцип построения акселерометра, основные характеристики и предельные оценки

Ранее [1, 2] был разработан многофункциональный двухкоординатный акселерометр, изменяя параметры которого можно существенно расширить область его применения. Здесь полезно привести очень коротко устройство акселерометра. Цилиндрическая пробная масса m 1, (рис. 1) связана с неподвижным цилиндрическим элементом 2 тонким стержнем 5, исполняющим роль элемента жесткости. Используется изгибная жесткость

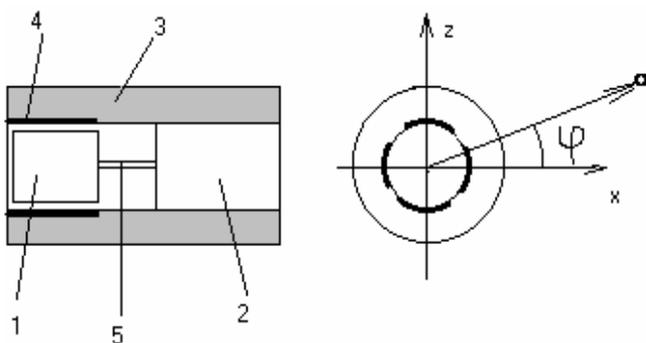


Рис. 1. Принцип построения механического чувствительного элемента акселерометра: 1 — пробная масса; 2 — неподвижный чувствительный элемент; 3 — диэлектрическая трубка; 4 — обкладки измерительных ёмкостей; 5 — элемент жесткости

стержня. На внутренней поверхности диэлектрической трубочки 3, играющей роль корпуса чувствительного элемента, расположены четыре электрода 4. Электроды нанесены методом напыления и с пробной массой из молибдена образуют измерительные емкости. Две пары дифференциальных измерительных емкостей входят в состав двух емкостных преобразователей, с помощью которых смещение пробной массы по оси X преобразуется в изменение электрического напряжения U_x , а смещение по оси Z — в изменение электрического напряжения U_z . Зазор между пробной массой и электродами — d (этот зазор в разработанном варианте составляет 50 мкм).

Требования к величине жесткости K упругого элемента и собственной механической частоте ω осциллятора с пробной массой m легко определить из следующих соображений. Пусть необходим акселерометр для измерения ускорений в диапазоне ($a_{\max} - a_{\min}$). Это означает, что механическое смещение x_{\max} пробной массы под действием ускорения a_{\max} должно быть не более величины зазора d , т.е. $x = d/n$, где n — число, большее 1, например 2. Тогда $x_{\max} = m \cdot a_{\max} / K = a_{\max} / \omega^2 = d/n$. Поэтому собственная частота механического осциллятора

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{n \cdot a_{\max}}{d}}. \quad (1)$$

Интересно, что для такого датчика собственная частота зависит только от максимального измеряемого ускорения и величины зазора в емкостном преобразователе. Так, при необходимости измерения минимального ускорения a_{\min} и условии, что преобразователь позволяет обеспечить динамический диапазон $N = a_{\max} / a_{\min}$, $a_{\max} = N \cdot a_{\min}$. Поэтому соотношение (1) можно записать в виде

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{n \cdot N \cdot a_{\min}}{d}}. \quad (2)$$

Так, при динамическом диапазоне 100 дБ, т.е. $N = 10^5$, $\omega_0 = \sqrt{\frac{n \cdot 10^5 \cdot a_{\min}}{d}}$, оно определяет необходимую величину жесткости K упругого элемента чувствительной системы при выбранной величине пробной массы m : $K = \frac{m \cdot n \cdot 10^5 \cdot a_{\min}}{d}$. Это соотношение

дает возможность задать конкретные геометрические и физические параметры элемента жесткости — модуль Юнга E , диаметр D и длину l .

Величину a_{\min} нельзя выбрать произвольно малой, поскольку она ограничена снизу прежде всего тепловыми флуктуациями механического осциллятора. Если считать электронный преобразователь малых механических перемещений пробной массы идеальным, т.е. не вносящим дополнительных шумов, то тепловые флуктуации механического осциллятора определяют предельную чувствительность прибора.

Оценку этих равновесных тепловых шумов можно получить из следующих соотношений. Величина минимально обнаружимого изменения ускорения, действующего на механический осциллятор, определяется выражением [3]:

$$a_{\min L} \approx \omega_0 \sqrt{\frac{\chi T}{m}}, \quad (3)$$

где ω_0 — собственная частота осциллятора; χ — постоянная Больцмана; T — абсолютная температура; m — величина пробной массы осциллятора.

Из соотношений (1)–(3) для случаев, когда необходимо вести измерения с максимальной чувствительностью, можно воспользоваться следующими соотношениями:

$$a_{\min L} \geq \frac{n \cdot N \cdot \chi \cdot T}{d \cdot m}, \quad \omega_0 \approx \frac{n \cdot N}{d} \sqrt{\frac{\chi T}{m}}, \quad (4)$$

Заметим еще раз, что соотношения (4) получены для случая, когда учитываются только тепловые флуктуации в механическом осцилляторе (механической упругой системе прибора). Наличие шумов электронного преобразователя, шумов техногенного происхождения на КА, конечно, ухудшит ситуацию и реальная величина чувствительности $a_{\min} > a_{\min L}$. Однако получить чувствительность выше $a_{\min L}$ нельзя, поэтому она и называется предельной чувствительностью.

Из (4) очевидно, что для снижения величины $a_{\min L}$ необходимо увеличивать пробную массу m , зазор d и уменьшать N и T , т.е. охлаждать систему. Предельная чувствительность разработанного акселерометра с параметрами: $d = 5 \cdot 10^{-5}$ м (50 мкм),

$m = 5$ г, $N = 10^5$, $n = 2$, $T = 300$ К, $\chi = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/град, $a_{\min L} \approx 3 \cdot 10^{-9}$ м/с² = $3 \cdot 10^{-10}$ g. При этом необходимо, чтобы собственная частота механической упругой системы $\omega_0 \approx 4$ рад/с или $\sim 0,7$ Гц. В реальных образцах акселерометров $\omega_0 \approx 30$ рад/с, поэтому, согласно (3), $a_{\min L} \approx 3 \cdot 10^{-8}$ м/с².

Увеличив пробную массу m до 1 кг, зазор d до 0,1 мм и выбрав $N = 10^3$, получим $a_{\min L} \approx 10^{-14}$ м/с² и $\omega_0 \approx 1,2 \cdot 10^{-4}$ рад/с. Плата за такую высокую чувствительность — увеличение массы прибора, снижение динамического диапазона и очень низкая собственная частота механической системы. Последнее вызывает наибольшие трудности как в технологии изготовления, так и при испытаниях в наземной лаборатории. Эталонирование акселерометров обычно ведется методом наклонов, однако получить столь малые величины проекции g на ось чувствительности прибора нереально, поскольку даже в самых «тихих» местах на Земле шумовые наклоны составляют $\sim 5 \cdot 10^{-10}$ рад/Гц^{-1/2} в широком частотном диапазоне. Это означает, что ошибки при эталонировании составят $\sim 5 \cdot 10^{-9}$ м/с². Чтобы почувствовать малость ускорений, которые можно в принципе измерять таким прибором, достаточно указать, что гравитационное ускорение от массы в 1 кг на расстоянии 80 м составляет $\sim 10^{-14}$ м/с².

Существует еще обратное влияние преобразователя малых механических перемещений на пробную массу акселерометра: динамическое и флуктуационное. Полагается, что компенсационными методами можно существенно уменьшить динамическое влияние преобразователя. Оно связано с кулоновским взаимодействием пробной массы и обкладок измерительных емкостей. Если U — напряжение между обкладками, d — зазор, S — площадь обкладки, $S \cong \pi R^2$, R — радиус пробной массы. Поскольку $d \ll R$, конденсатор можно считать плоским. В этом приближении ускорение пробной массы под действием кулоновской силы

$$a_{\text{обр. динам}} = \xi \frac{S \cdot U^2}{8\pi d^2 m}.$$

При $R = 4$ мм, $U = 0,3$ В, $d = 50$ мкм, $m = 5$ г, $a_{\text{обр. динам}} = \xi \cdot 1,6 \cdot 10^{-6}$ м/с². Коэффициент ξ характеризует уровень компенсации.

При уровне компенсации $\xi = 10^{-3}$ (это хороший уровень компенсации) $a_{обр.динам} = 1,6 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$. Это всего в два раза меньше $a_{minL} \approx 3 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$. Поэтому такое влияние необходимо учитывать при проектировании преобразователя.

Если предположить, что применением компенсационных методов удалось исключить динамические эффекты влияния преобразователя, то остается некомпенсированным флуктуационное воздействие, связанное с флуктуационной составляющей U . Оценки показывают, что $a_{обр.фл} \ll a_{minL}$, поэтому здесь обратное флуктуационное воздействие не рассматривается (см. [3]). О квантовых ограничениях для обнаружимого ускорения см. в [3].

Теперь рассмотрим более подробно те области гравиинерциальных измерений, где устройства подобного рода могут меняться.

Инженерно-технические задачи

1. Измерение величины тяги двигателей КА. Диапазон измеряемых величин огромный — от нескольких g при работе мощных двигателей до очень малых ускорений при работе двигателей малой тяги, двигателей коррекции орбиты.

В качестве иллюстрации можно рассмотреть случай ускорений МКС ($M \sim 1,5 \cdot 10^5 \text{ кг}$) при работе двигателя с величиной тяги $F = 1 \text{ г}$ силы или 10^{-2} Н , $a = F/M \sim 7 \cdot 10^{-8} \text{ м/с}^2 = 7 \cdot 10^{-9} \text{ г}$. Для обеспечения всего диапазона необходимо использование нескольких акселерометров, предназначенных для работы в разных диапазонах. По результатам измерений можно оценить силу тяги двигательной установки.

2. Решение обратной задачи: по измеренному ускорению и известной величине тяги оценить массу самого КА.

3. По показаниям системы разнесенных акселерометров измерить не только линейные ускорения КА, но и параметры вращательных движений. При известной силе тяги двигателей по этим измерениям можно реально оценить не только массу КА, но и его моменты инерции.

4. Установка чувствительных акселерометров позволяет провести измерения уровня техногенных инерционных шумов на КА. Их оценка важна для постановки ряда прецизионных экспериментов и исследований на борту.

Измерение воздействия на КА негравитационных сил

Движение КА по геодезической траектории может возмущаться, если на него воздействуют не только гравитационные силы. Чаще всего это поверхностные воздействия, хотя могут быть возмущающие силы и не поверхностного характера.

Давление атмосферы. Воздействие на спутник в верхних слоях атмосферы можно оценить из следующего соотношения:

$$a_{\text{atm}} = \frac{\rho_{\text{atm}} v_{\text{КА}}^2 C_D S}{2M},$$

где ρ_{atm} — плотность атмосферы на орбите КА; $v_{\text{КА}}$ — скорость КА; S — проекция площади КА на плоскость, перпендикулярную его скорости; C_D — безразмерный коэффициент лобового сопротивления. Так, для КА с $C_D = 2$, $S = 2 \text{ м}^2$, $M = 200 \text{ кг}$, находящегося на высоте 400 км, величина $a_{\text{atm}} \sim 3 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$.

Если КА — спутник, движущийся по эллиптической орбите, по величине a_{atm} в разных точках орбиты можно судить о плотности атмосферы на разных высотах и ее неоднородностях. При спуске на исследуемую планету данные об a_{atm} можно использовать для получения плотностного разреза атмосферы планеты.

Давление солнечного излучения. В рамках проекта «Солнечный парус» уже был разработан и изготовлен бортовой вариант акселерометра [4] с чувствительностью 10^{-7} г . Ускорение от давления солнечного излучения с плотностью потока мощности W равно $a = WS/Mc$, c — скорость света, при известных параметрах спутника ($M = 100 \text{ кг}$, $S = 600 \text{ м}^2$) должно составлять $\sim 1,5 \cdot 10^{-5} \text{ г}$. При этом масса акселерометра $\sim 900 \text{ г}$. Использование обсуждаемого варианта акселерометра позволит снизить массу до 100...150 г и достигнуть чувствительности 10^{-9} г . Она ограничена только равновесными тепловыми флуктуациями механического чувствительного элемента.

Эффект ротационной пондеромоторной неустойчивости. Суть этого эффекта состоит в том, что сферически или цилиндрически симметричное тело в однородном потоке электромагнитного излучения становится ротационно неустойчивым. Это связано с тем, что симметричные относительно направления

потока точки A и B (рис. 2) физически несимметричны: точка A , вышедшая из тени, имеет меньшую температуру, чем точка B , уходящая в тень.

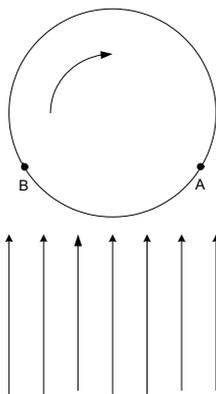


Рис. 2. Эффект ротационной пондеромоторной неустойчивости

Поскольку коэффициент поглощения для всех материалов увеличивается с ростом температуры, то тангенциальная составляющая силы светового давления $F_B > F_A$, что создает момент сил, приводящий к ускорению начального вращательного движения тела. Этот эффект наблюдался экспериментально [5] в лабораторных условиях. Аналогичный эффект должен наблюдаться и для КА. Так, спутник диаметром 3 м и массой 300 кг за год вследствие данного эффекта увеличит свою угловую скорость на 0,1 рад/с при условии, что температурная зависимость коэффициента поглощения $\sim 10^{-4} 1/\text{град}$. Центробежное ускорение, которое должен измерить акселерометр, установленный на расстоянии 1 м от оси вращения КА, составляет $\sim 10^{-2} \text{ м/с}^2$.

Давление солнечного ветра. Солнечный ветер вызывает ускорение КА $a_{с.в}$ не больше, чем

$$a_{с.в} \approx \frac{\kappa \cdot \mu \cdot S \cdot v^2}{M},$$

где κ — объемная концентрация частиц в солнечном ветре, масса которых μ и скорость v . Полагая $\kappa = 10 \text{ см}^{-3}$, $v = 10^6 \text{ м/с}$, $S = 7 \text{ м}^2$, $M = 300 \text{ кг}$, $\mu = 1,6 \cdot 10^{-24} \text{ г}$, получим оценку $a_{с.в} \approx 4 \cdot 10^{-10} \text{ м/с}^2$.

Воздействие микрометеоритных потоков. Удары микрометеоритов на околоземной орбите достаточно редки. Так, например, с метеоритом массой 10^{-12} г КА с площадью $S = 7 \text{ м}^2$ будет сталкиваться в среднем один раз в 25 с. При скорости микрометеоритов $3 \cdot 10^4$ м/с и массе КА $M = 300$ кг вариации скорости КА $\sim 10^{-13}$ м/с и усредненные изменения ускорения от воздействия микрометеоритов $a_{m,m} \sim 4 \cdot 10^{-15} \text{ м/с}^2$.

Исследование гравиинерциальных полей планет

К этому разделу относится широкий круг задач, решаемых гравиинерциальными методами:

1. Измерение гравитационного поля планеты и его вариаций во времени, включая приливные вариации ускорения свободного падения.

Данные измерения относятся к классическим гравиметрическим.

2. Измерение наклонов аппарата относительно местной гравитационной вертикали.

3. Измерение микросейсмического фона планеты.

Задачи 1 и 2 взаимосвязаны: для выявления причины изменения измеряемой величины требуется наличие трехкоординатного акселерометра. Для пояснения предлагаемой методики можно рассмотреть плоский случай, который легко распространить на трехмерный. Пусть после посадки КА наклонен относительно местной гравитационной вертикали на угол b в плоскости осей чувствительности акселерометра xz (рис. 3). Ось y перпендикулярна плоскости рисунка. Проекция g на оси чувствительности акселерометра:

$$g_x = g \cdot \sin b,$$

$$g_z = g \cdot \cos b.$$

При изменении g — ускорения свободного падения — на величину Δg соответствующие изменения показаний по осям чувствительности:

$$\Delta g_x = \Delta g \cdot \sin b,$$

$$\Delta g_z = \Delta g \cdot \cos b.$$

При изменении угла наклона КА также будут наблюдаться изменения показаний акселерометра:

$$\Delta g_x = g \cdot \cos b \cdot \Delta b,$$

$$\Delta g_z = -g \cdot \sin b \cdot \Delta b.$$

Понять причину изменений показаний акселерометра можно по величине отношения

$$\frac{\Delta g_x}{\Delta g_z} = r.$$

Если изменяется g , то $r = \operatorname{tg} b$, если же изменяется угол наклона КА, то $r = -\operatorname{ctg} b$.

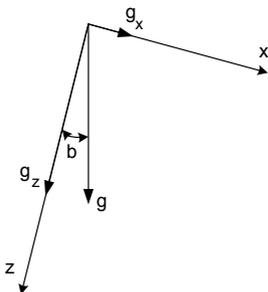


Рис. 3. Изменение показаний акселерометра при его наклоне и при вариациях ускорения свободного падения

При использовании описанного ранее акселерометра можно измерить относительное изменение ускорения свободного падения

$$\frac{\Delta g}{g} \approx 10^{-6}.$$

Эта величина определяется в основном динамическим диапазоном прибора и связана с тем, что в рассмотренном простом варианте акселерометра, без систем с обратной связью, упругий элемент обеспечивает полную компенсацию силы тяжести, действующей на пробную массу. Минимальный измеряемый уклон угла наклона КА имеет ту же величину -10^{-6} рад или $\sim 0,2$ угл. с, при условии, что диапазон измеряемых ускорений по осям x и y

также 1g. Если же есть возможность выставить акселерометр так, чтобы его ось z была направлена вдоль местной гравитационной вертикали с ошибкой не более 10^{-2} рад ($0,6^\circ$), то разрешение по измерению вариаций угла наклона КА может быть 10^{-8} рад или 2 угл. мс. Это связано с тем, что в этом случае для измерений вдоль осей x, y можно использовать более чувствительные акселерометры.

С помощью акселерометра возможно также и решение задачи 3 — измерение микросейсмического фона планеты.

Если основание прибора совершает гармонические колебания с частотой ω и амплитудой A , то амплитуда колебаний пробной массы акселерометра

$$x = \frac{A\omega^2}{\sqrt{(\omega_0^2 - \omega^2)^2 + \frac{\omega_0^2\omega^2}{Q^2}}}, \quad (5)$$

где Q — добротность механического осциллятора. Пусть акселерометр должен измерять полное значение ускорения свободного падения для планеты — g_p . Тогда квадрат его собственной частоты, согласно (1),

$$\omega_0^2 = \frac{g_p \cdot n}{d}.$$

Приравнивая $x_{\min} = d/nN$ выражению (5) и учитывая, что для интересующей сейсмологов полосы частот $0,1-10$ Гц $\omega_0 \gg \omega$, получим для A_{\min} :

$$A_{\min} \cong \frac{g_p}{N\omega^2}. \quad (6)$$

В отличие от классического сейсмометра в выражении (6) присутствует явная зависимость A_{\min} от частоты, но эта зависимость известна и ее можно учесть при обработке результатов измерений. Для планеты с $g_p = 5 \text{ м/с}^2$ значения A_{\min} для трех основных частот приведены в таблице:

Частота, Гц	A_{\min} , м
0,1	$1,2 \cdot 10^{-5}$
1,0	$1,2 \cdot 10^{-7}$
10,0	$1,2 \cdot 10^{-9}$

Если есть возможность выставить акселерометр на КА так, чтобы его ось z была направлена вдоль местной гравитационной вертикали с ошибкой не более 10^{-2} рад ($0,6^\circ$), то для координат x и y можно использовать более чувствительные элементы, для которых $a_{\max} = 10^{-2}g_p$.

Таблица, аналогичная предыдущей, для минимальных горизонтальных смещений почвы в этом случае будет иметь вид:

Частота, Гц	A_{\min} , м
0,1	$1,2 \cdot 10^{-7}$
1,0	$1,2 \cdot 10^{-9}$
10,0	$1,2 \cdot 10^{-11}$

Таким образом, данные акселерометры могут использоваться и для измерения сейсмической активности планет.

Проведение тонких физических экспериментов с использованием КА

Среди физических экспериментов, связанных с наблюдением гравитационных релятивистских эффектов в неволновой зоне, можно выделить те, обнаружение которых сводится к измерению малых сил или моментов сил, действующих на пробные тела. Это эффекты нелинейного взаимодействия гравитационных масс и эффекты, вызванные относительным движением гравитационных масс.

Здесь мы более подробно остановимся на проблеме обнаружения гравитационного излучения от внеземных источников. Этой проблеме посвящено несколько международных экспериментальных программ. Наземные лазерные интерферометрические гравитационно-волновые антенны [6] (программы LIGO, VIRGO, Geo-600, TAMA) должны достигнуть чувствительности в единицах возмущения метрики $h \sim 10^{-21}$. Этой величине соответствует амплитуда колебаний между двумя зеркалами — маятниками, разнесенными на расстояние $L = 4$ км, $\Delta X = (1/2) hL = 2 \cdot 10^{-16}$ см.

Другая интересная экспериментальная программа — это проект LISA (Laser Interferometer Space Antenna), который предполагается осуществить в 2010–2012 гг. [7]. По существу, это такая же гравитационно-волновая антенна на свободных

зеркала-массах с лазерным интерферометрическим измерителем, регистрирующим малые относительные колебания зеркал, как и в LIGO и VIRGO. Различие лишь в том, что LIGO и VIRGO нацелены на диапазон гравитационного излучения от 30 до 1000 Гц, в то время как LISA — на диапазон от 10^{-5} до 10^{-2} Гц. Поэтому расстояние между зеркалами $L \sim 5$ млн км и зеркала размещены на трех спутниках, общий центр масс которых вращается вокруг Солнца на той же орбите, что и Земля. Планируемая чувствительность должна быть на уровне $h \sim 6 \cdot 10^{-21}$ (на частоте 10^{-4} Гц и времени усреднения 10^4 с). Этому соответствует амплитуда колебаний зеркал $\Delta X = (1/2) hL = 1,5 \cdot 10^{-10}$ см, создаваемая разностью ускорений у зеркал $a_{\text{LISA}} = 6 \cdot 10^{-16}$ см/с². В малости этой величины — основная проблема в проекте LISA. Главная трудность состоит в том, что у обычных не слишком массивных КА траектории заметно отличаются от геодезических (в основном из-за вариаций давления солнечной радиации и солнечного ветра). Это отклонение соответствует отличию ускорения от чисто ньютоновского на величину $\sim 10^{-6}$ см/с².

Возможный путь решения этой проблемы — создание спутника, свободного от сноса, либо измерение негравитационных ускорений КА с чувствительностью $a_{\text{LISA}} = 6 \cdot 10^{-16}$ см/с² и внесение соответствующих поправок при обработке результатов эксперимента. При создании такого прецизионного акселерометра необходимо будет учитывать не только классические тепловые шумы, но и квантовые ограничения [3, 8].

Цифры, приведенные в разделе «Принцип построения акселерометра, основные характеристики и предельные оценки», показывают, что для достижения такого уровня чувствительности недостаточно только увеличить пробную массу до ~ 1 кг. Придется разрабатывать криогенный вариант прибора с понижением температуры до миллиградусов К и оптический датчик малых механических перемещений пробной массы.

Литература

1. Готлиб В. М., Евланов Е. Н., Манукин А. Б., Ребров В. И. и др. Датчик микроускорений // Современные и перспективные разработки и технологии в космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара ИКИ РАН, Гаруса, 2003. М.: ИКИ РАН, 2004. С. 275–285.

2. *Готлиб В. М.*, Зубков Б. В., *Линкин В. М., Липатов А. Н., Манукин А. Б.* Миниатюрный акселерометр-сейсмометр для малой марсианской станции//Вопросы миниатюризации в современном космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара ИКИ РАН, Таруса, 2004. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 213–234.
3. *Брагинский В. Б., Манукин А. Б.* Измерение малых сил в физических экспериментах. М.: Наука, 1974. 152 с.
4. *Готлиб В. М., Евланов Е. Н., Манукин А. Б., Ребров В. И.* и др. Высокочувствительный кварцевый акселерометр для измерения малых перемещений КА//Известия РАН, Космические исследования. 2004. Т. 42. № 1. С. 57–62.
5. *Брагинский В. Б., Манукин А. Б.*//Письма ЖЭТФ. 1970. Т.11. С. 321.
6. *Брагинский В. Б.*//УФН. 2000. Т. 170. С. 743.
7. *Брагинский В. Б.*//УФН. 2003. Т. 173. № 1. С. 89.
8. *Брагинский В. Б.*//УФН. 2005. Т. 175. № 6. С. 621.

УДК 629.78 : 523.42

ДОЛГОЖИВУЩАЯ СТАНЦИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ В СОСТАВЕ МИССИИ «ВЕНЕРА-Д»

А. П. Экономов, Л. В. Засова

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

В настоящее время в Институте космических исследований РАН разрабатывается концепция проекта «Венера-Д» (грант ИКИ РАН «Перспектива»). Проект «Венера-Д» включен в Федеральную космическую программу России на 2006–2015 гг. с запуском в 2016 г. Проект «Венера-Д» имеет целью глобальное исследование Венеры с помощью орбитального аппарата, баллонов на разных высотах и посадочного модуля, включающего новый элемент — долгоживущую станцию на поверхности Венеры (ДВС).

В проекте предполагается проведение экспериментов по измерению температур, давлений и тепловых потоков, скоростей ветра; определение строения, химического состава и оптических свойств облаков; измерение изотопного состава инертных газов в атмосфере; проведение детального химического и минералогического анализа пород в местах посадок; обнаружение грозных явлений оптическими, радиотехническими и акустическими методами; поиск в радиодиапазоне электромагнитных излучений планетарного происхождения (магнитосферные процессы, атмосферные разряды, сейсмика и т.д.); одновременные наблюдения магнитных полей на орбитере, баллоне и посадочном модуле; исследование взаимодействия атмосферы с солнечным ветром. Основную трудность при проведении предлагаемого космического эксперимента представляет создание долгоживущих зондов, посадочных и плавающих в атмосфере, в том числе и при высокой температуре. Но российский и накопленный мировой опыт в области технологии космического машиностроения, создания миниатюрных измерительных приборов и повышения дальности космической радиосвязи внушает надежду на возможность реализации данного проекта.

Настоящая работа посвящена концепции долгоживущей станции на поверхности Венеры. ДВС представляет собой эксперимент «большого риска» и будет составлять по массе лишь часть спускаемого аппарата (СА) со временем жизни до нескольких часов.

Развитие концепции ДВС на поверхности Венеры в СССР

После успешной посадки в 1975 г. спускаемых аппаратов «Венера-9,-10» и демонстрации способности их работы на поверхности в течение около 2 ч возникла идея довести время работы на поверхности до 30 сут. Тогда на заводе Лавочкина (НПОЛ) возник проект ДВС (Долгоживущая Венерианская Станция) [1]. В то время СССР тратил несравненно большие ресурсы на космические исследования и над проектом ДВС работало несколько сот высококвалифицированных инженеров на НПОЛ и ученые в нескольких десятках отраслевых институтов.

Сначала были исследованы возможности использования традиционной тепловой схемы «Венер-9, 10»: снаружи — изоляция, внутри — тепловой аккумулятор из кристаллогидрата азотнокислого лития (в дальнейшем это схему будем называть «аккумулятор в термосе»). Однако расчеты показали, что такая модель может обеспечить существование станции на поверхности лишь в течение 5 сут. Она была исключена из рассмотрения как неспособная обеспечить существование станции в течение 30 сут.

Минский институт радиоэлектроники изготовил опытные образцы микросхем, которые были использованы в макете приемника [1]. Как следует из [1], в 1977 г. макет несколько месяцев работал в термокамере ИКИ АН СССР, в которой постоянно поддерживалась температура 500 °С. Однако нам в ИКИ не удалось найти ни свидетелей, ни следов этого эксперимента.

Прежде всего необходимо было иметь передатчик, работающий при высоких температурах. Учитывая, что полупроводниковые радиоэлементы на 500 °С созданы только в последние годы на Западе, но и то это — не микросхемы, а отдельные триоды, в то время концепцию проекта пришлось изменить.

По новой концепции [1] ДВС (рис. 1) должна была иметь два отсека. Верхний (герметичный) отсек представлял собой фактически повторение «Венер-9, 10». Его теплоизоляция должна была обеспечить внутри отсека температуру не выше 50 °С в течение двух часов. За это время планировалось исследовать

и передать на Землю информацию об условиях в районе посадки станции: температуру и давление в атмосфере Венеры, направление и скорость ветра, плотность грунта и его химический состав, уровни радиации и шумов, уровни освещенности и панораму места посадки аппарата. Через два часа верхний отсек обесточивался, а научные приборы, рассчитанные на работу при температуре 500 °С и давлении 100 бар, подключались к аппаратуре в нижнем отсеке. Нижний отсек планировалось укомплектовать аппаратурой, способной длительное время, около года, функционировать при температуре 500 °С. Решение проблемы передачи этих данных на Землю найти не успели, так как программа закрылась.

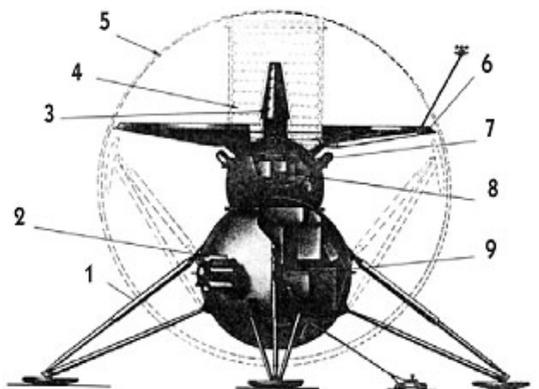


Рис. 1. Долгоживущая станция с временем существования не менее тридцати суток [1]: 1 — посадочное устройство; 2 — изотопный электрогенератор; 3 — антенна; 4 — парашютная система; 5 — теплозащитная оболочка; 6 — тормозной щиток; 7 — телефотометр; 8 — научная аппаратура (функционирование 2...4 ч); 9 — научная аппаратура ДВС

Новый этап развития проекта долгоживущей станции на поверхности Венеры в России

В последние годы появились высокотемпературные полупроводники для нужд геологии и атомной энергетики. Во-первых, это известный широкозонный полупроводник GaAs, на базе которого создаются микросхемы (в 2000 г. Жорес Алферов получил Нобелевскую премию за структуру на GaAs), и СВЧ-транзисторы

с временем надежной работы до 1 месяца при 300 °С. Однако в них критичными остаются отвод тепла и надежность при высоких температурах.

Транзисторы для СВЧ-задач изготавливаются на НПП «Пульсар» для L- и S- СВЧ-диапазонов (GaN), а на НПП «Исток» — для X-диапазона. Единственным в России реальным поставщиком микросхем, стойких к воздействию внешних факторов, объявило себя НПП «Сапфир». Там на основе КМОП КНС-технологии (кремний на сапфире) разрабатываются высокотемпературные микросхемы ($T = 200...250$ °С). Это уже вплотную приближение к 300 °С. Как будет показано ниже, 300 °С есть некая граница, которая отделяет ДВС, способную существовать на поверхности в течение месяца, от той, которая может прожить до одного года. Реально, достаточным для научных задач было бы время существования станции, равное одним венерианским суткам (которые составляют 117 земных).

Существуют ли полупроводниковые материалы и радиоэлементы, способные работать непосредственно в атмосфере Венеры при 500 °С? Высокотемпературные полупроводники — карбид кремния SiC, нитрид галлия GaN, легированный алмаз — в течение многих лет стоят на очереди на промышленное применение при экстремальных температурах. Разработка радиоэлементов на их основе требует значительного финансирования, которое до сих пор не доступно. В частности, в ЗАО «Техноэксан» (ФТИ им. А. Ф. Иоффе) со времен СССР ведутся пионерские работы по SiC-технологии, и давно уже анонсируются транзисторы, диоды, диносторы и фотоприемники как радиационно-стойкие и высокотемпературные радиоэлементы на основе SiC. Но нет никаких спецификаций относительно их надежности или граничных частот. Они существуют как единичные опытные экземпляры с ненормированными характеристиками, не прошедшие стандартных испытаний. В ближайшее время едва ли стоит надеяться на создание микросхем с рабочей температурой 500 °С в России или за рубежом, в то же время надежда на появление дискретных элементов (СВЧ-триодов, например), безусловно, есть, но требует финансовых затрат (которые, например, включают покупку в Японии подложек SiC, в России не выпускающихся). В табл. 1 показано развитие концепции долгоживущей станции.

Таблица 1

Аппарат	«Венера-9, -10, -11, -12, -13, -14» (1975–1978)	ДВС-1 Проект 1975	ДВС-2 Проект 1977		«Венера-Д 2016» «30-дневная»		«Вене-ра-Д 2016» «годо-вая»
	2 ч	5 сут	2 ч	1 мес	1 мес	До 5 мес	1 год
Время жизни на поверхности							
Вид теплозащиты		Теплоизолятор + кристаллогидрат	Теплоизолятор + кристаллогидрат	Нет	Теплоизолятор + кипящая вода	Вакуумная изоляция + кипящая вода	Нет
Мощность (общая), Вт	200	10	100	30	10	5	1
Мощность передатчика, Вт	30	1	3	1	0,3	0,15	0,03
Температура электроники, °С	50	50	50	500	310	310	500
Тип электроники	Si	Si	Si	???	GaN	GaN	SiC

Станция с временем жизни до 30 сут

Этот вариант является попыткой реанимировать советскую схему «аккумулятор в термосе» на новом уровне. Появились полупроводники с рабочей температурой 300 °С, что вдвое снижает перепад температуры и, соответственно, тепловой поток. И, кроме того, на этой базе мы впервые предлагаем использовать в качестве охладителя воду, кипящую при «забортном» давлении 100 атм (рис. 2).

Известно, что критическое давление воды составляет 218 атм, а температура равна 374 °С. При давлении на поверхности 100 атм температура кипения равна 310 °С, и скрытая теплота испарения уменьшается почти вдвое: от 5970 до 2340 кДж/кг. Последнее значение в 10 раз превышает скрытую теплоту плавления соли лития, равную 240 кДж/кг (использовалась на СА «Венера-9, -10»). Вместе с уменьшением вдвое теплового потока это дает 10-кратное преимущество по сравнению со старой «советской» схемой в 30-суточная станция становится реальной.

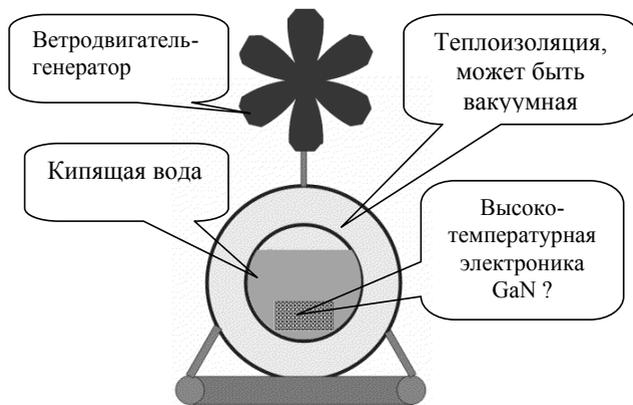


Рис. 2. Предлагаемая схема охлаждения электроники кипящей водой при давлении на поверхности 100 атм

Приблизительный расчет показал, что при 150 л охлаждающей воды и даже при не очень хорошей теплоизоляции (теплопроводность $0,15 \text{ Вт/м}\cdot\text{°C}$, толщина 30 см) достигается время существования в 1 месяц. Таким образом, при использовании новейшей трехсотградусной электроники и новом принципе охлаждения кипящей водой 30-суточная схема представляется реализуемой. Время существования может быть еще увеличено за счет использования вакуумно-порошковой или экранно-вакуумной теплоизоляции. В этом случае жизнь станции продлится до нескольких месяцев при 300°C внутри. Возможность использования этих видов теплоизоляции на станции в течение длительного времени при высокой температуре обсуждается в следующем разделе.

Вакуумные системы

На станции могут быть использованы два вида вакуумных систем: 1) в электровакуумных приборах, на них в принципе может быть выполнен передатчик для «годовой» станции, и 2) в экранно-вакуумной или вакуумно-порошковой теплоизоляции для 30-суточной станции. В обоих случаях используется одно и то же отработанное решение для создания и поддержания вакуума: химические газопоглотители, так называемые

сеттеры, — например, *циаль* (сплав циркония с алюминием) или *пористый титан*. При температуре 400...500 °С они активно поглощают окись и двуокись углерода и азот. Имея на борту достаточное количество этих газопоглотителей (выпускаются серийно), можно обеспечить высокий вакуум, несмотря на негерметичность или неизбежную диффузию через стенки, что даст возможность создать эффективную экранно-вакуумную теплоизоляцию, а также в течение года использовать электровакуумные приборы, например, магнетроны.

Станция с временем жизни до одного года

Вернемся теперь к «годовой» схеме, где должна быть использована высокотемпературная электроника для передатчика.

В монографии [2] есть описание титанокерамических ламп без нити накала. Их нагревали извне до красного каления (примерно до 700 °С). Предполагалось во время эксплуатации нагревать их выхлопными газами реактивного двигателя. Но непонятно, какой был ресурс у этих ламп — секунды полёта в артиллерийском снаряде? Выдержит ли баллон давление 100 атм при температуре 500 °С? Эти лампы сейчас не выпускаются, и не было гарантии на изделия, пролежавшие на складе 20 лет.

Полупроводники на 500 °С, возможно, появятся. Проведенный обзор иностранной литературы показал, что в NASA ведутся параллельные разработки. Американский передатчик *High Temperature Telemetry Transmitter for Venus Exploration* должен принимать цифровые данные и энергию питания и отдавать во все-направленную антенну 10 Вт выходной мощности, что обеспечивает границу связи в 50 кбит/с со спутником-ретранслятором на 3500 км. Предложенная телеметрия S-диапазона должна работать без контейнера термической защиты непосредственно в венерианской коррозионно-активной атмосфере при высоком давлении и температуре 460 °С. **Учитывая коэффициент преобразования RF/DC = 2%, получим необходимую мощность источника питания постоянного тока 500 Вт.** Очевидно, что в течение года такую мощность обеспечить невозможно. Какую мощность реально обеспечить на борту в течение года? В качестве источника энергии могут быть использованы радионуклидные электротермогенераторы (РИТЭГ), топливные элементы или ветродвигатель.

Примером РИТЭГ может служить источник питания, который должен был использоваться на Марсианской Автономной Станции (МАС) миссии «Марс-96». Созданный совместно ИКИ РАН и АО НПП «БИАПОС», этот источник имеет не менее 100 мВт электрической и 6 Вт тепловой мощности при массе 400 г и размере около 100 мм. Соответственно оценка массы в 1 Вт дает 4 кг без учета уменьшения КПД термопар при высокой температуре. Более реалистично 10 кг/1 Вт.

Топливные элементы работают при высоких температурах. В одном из них, работающем при температурах 650...700 °С, применяется электролит из расплава карбоната лития и натрия ($\text{Li}_2\text{CO}_3 + \text{Na}_2\text{CO}_3$), находящийся в порах керамической матрицы (LiAlO_2). Обычно топливом служит газообразный водород, а окислителем — кислород, но можно себе представить элемент, где топливом будет металл, а окислителем — основная составляющая атмосферы CO_2 , или систему, аналогичную гальваническому элементу: расплавленный электролит и два металла. Существуют и высокотемпературные аккумуляторы с расплавленным электролитом из LiBr (550 °С) или LiI (450 °С). Будучи заряжены перед посадкой, они могут служить источником тока.

Ветродвижитель имеет те преимущества, что все элементы его конструкции, включая генератор, технически осуществимы уже сегодня, — есть провода, магниты, конструкционные материалы (например, углепластик). Принимая коэффициент использования энергии течения 0,3 и скорость ветра у поверхности 1 м/с, получаем для мощности ветродвижателя формулу $P = 8S$, где S — площадь лопастей. Для мощности 1 Вт площадь лопастей составит около 0,1 м², что приемлемо, т.е. оценки ветродвижателя дают возможную мощность источника питания постоянного тока 0,1...1 Вт. Учитывая коэффициент преобразования $\text{RF/DC} = 2\%$, имеем допустимую мощность передатчика 0,002...0,02 Вт. Отсюда пересчетом данных вышеупомянутого американского передатчика получим максимальную скорость передачи данных:

$$[(0,002...0,02 \text{ Вт}) \times 50 \text{ кбит/с}] / 10 \text{ Вт} = 10...100 \text{ бит/с.}$$

В табл. 2 приведены примеры измерений, которые возможно осуществить на ДВС, наличие датчиков, скорость опроса и информативность.

Таблица 2

Измеряемые параметры	Датчик	Скорость опроса, Гц	Информативность, бит/с	Примечание
Температура	Есть	0,1	10	
Давление	Есть (пьезо)	0,1	10	
Оптическое излучение	?	0,1	10	
УФ-излучение	Есть (SiC)	0,1	10	
Аэрозоль	?	0,1	10	
Ветер	?	0,1	10	
Сейсмическая активность	?	0,1	10	В случае не единственной ДВС

Оценка минимума информативности составляет порядка 10 бит/с, а максимума — порядка 100 бит/с. Таким образом, «годовая» станция неизбежно оказывается микромощной.

Заключение

Таким образом, на современном уровне развития техники как «30-суточная», высоко информативная, так и «годовая», микромощная, ДВС принципиально осуществимы. Обе версии ДВС должны быть спроектированы на базе НИР в области теплоизоляции, высокотемпературной и высоконадежной электроники и источников тока. Предложен новый принцип охлаждения электроники — кипящей водой при «забортном» давлении. Комплекс, включающий мощную «30-суточную» с большой информативностью и большой мощностью передатчика и микромощную «годовую» или даже целую сеть мелких «годовых» ДВС, может быть построен в будущем. В данный момент для проекта «Венера-Д» мы считаем достаточно реалистичным создание ДВС с временем жизни на поверхности до 1 венерианских суток, которая должна быть включена в комплекс СА с временем жизни до нескольких часов.

Литература

1. *Перминов В., Морозов Н.* Проект долгоживущей венерианской станции // *Новости космонавтики.* 2001. № 8.
2. *Бройде А. М.* Электронные лампы и полупроводниковые приборы. М.: Госэнергоиздат, 1958.

УДК 629.7.018.3 : 523.43

ХАРАКТЕРИСТИКИ МИКРОСПУТНИКА МКА-ММС МИССИИ MET-NET

*О. Н. Андреев, С. А. Антоненко, В. Ю. Горетов, В. М. Готлиб,
Г. В. Захаркин, Б. В. Зубков, В. М. Козлов, В. Н. Каредин, В. М. Линкин,
А. Н. Липатов, В. Н. Назаров, А. К. Тоньшев, АФ. Шлык и др.*

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

1. Состав и функции МКА-ММС

Микрокосмический аппарат — малая марсианская станция (МКА-ММС) функционально состоит из перелетного модуля (конструкция, комплекс бортовой аппаратуры — КБА и система электропитания — СЭП), электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) и полезной нагрузки (ПН).

Комплекс бортовой аппаратуры включает:

- блок управления БУ (процессорный модуль, модуль автоматики, модуль пиротехники, вторичный источник питания-ВИП, командно-телеметрический модуль, модуль системы терморегулирования — СТР);
- звездные датчики (устанавливаются два датчика);
- солнечный датчик;
- датчики угловых скоростей (устанавливаются четыре однокомпонентных датчика);
- маховики (устанавливаются 4 шт.);
- **GPS-приемник**;
- радиосистему UHF для связи с ММС;
- радиосистему S-диапазона для связи с Землей;
- фотокамеру для автономной навигации при посадке десантного модуля с ММС;
- антенно-фидерное устройство для радиосистем.

В конструкцию МКА-ММС входят:

- силовой корпус;
- теплоизоляция;
- адаптер для отделения ММС;

- двигатели для управления солнечной батареей (СБ);
- пироустройства;
- радиатор (конструктивно входит в состав СБ).

Система электропитания (СЭП) состоит:

- из фотоэлектрических батарей (ФБ);
- аккумуляторной батареи (АК);
- источников питания приборов;
- высоковольтного источника питания для ЭРДУ.

Бортовая аппаратура комплектуется полностью из приборов и систем, разработанных для проекта «Солнечный парус». Вся аппаратура и СЭП, исключая СБ, интегрируется в единый блок с выносом на внешнюю часть корпуса чувствительных детекторов. Этот корпус одновременно является несущей конструкцией для крепления ЭРДУ и десантного модуля с ММС. Благодаря такому решению обеспечивается экономия массы и габаритов МКА-ММС, а также большая устойчивость к механическим нагрузкам и упрощается кабельная сеть. Детальное описание характеристик КБА приведено в статьях в рамках проекта «Солнечный парус» [1–6].

Основные функции КБА:

- обеспечение управления МКА-ММС на всех этапах миссии в автоматическом режиме или по командам с Земли (задача разгона, перелета к Марсу, выхода на орбиту, работа на орбите, задачи ориентации и навигации);
- обеспечение выведения ММС на траекторию для посадки в заданную точку по автономной программе или по командам с Земли;
- обеспечение управления ММС с Земли и передачи информации от ММС на Землю;
- поддержка температурного режима в заданных пределах в течение всей миссии;
- управление ЭРДУ.

Полезная нагрузка состоит из десантного модуля с малой марсианской станцией.

Разработка ММС ведется в настоящее время по отдельному контракту. Поэтому мы не будем здесь останавливаться на описании ММС, ее характеристики были изложены в предыдущих отчетах проекта Met-Net [2].

2. Основные характеристики МКА-ММС

Перечень основных элементов аппаратуры МКА-ММС с указанием их массы и электропотребления приведен в таблице.

Наименование	Масса, кг	Потребление, Вт
КБА	5,8	
БУ МКА-ММС	1,3	6
звездный датчик	0,15×2	4
солнечный датчик	0,15	3
маховики	0,25×4	1,5
датчик угловых скоростей	0,09×4	4,0
GPS-приемник с антенной	0,54	4,5
приемник S-диапазона	0,5	0,5
передатчик S-диапазона с антенной	0,7	30,0
фотокамера	0,1	3,0
радиосистема UHF с антенной	0,3	8,0
кабели	0,8	
СЭП	11,0	
аккумуляторная батарея (Li-ion)	1,0	8 (А·ч)
фотоэлектрические батареи с радиатором (аморфный кремний или As-Ga)	10,0	1500
Электрореактивный двигатель	58,0	
сухая масса электрического двигателя (включая высоковольтный источник питания)	15,0	1500
рабочий газ (Xe)	43,0	
Конструкция	6,0	
корпус с теплоизоляцией	4,1	
адаптер отделения для ММС	0,9	
двигатели и пироустройства	1,0	2,0
ММС (или два ММС)	18 (или 36)	
масса без топлива (без Xe)	55,8 (73,8)	
общая масса	98,8 (116,8)	

3. Компонировочная схема МКА-ММС

Как уже было сказано выше, аппаратура КБА размещается в общем корпусе, представляющем собой параллелепипед, внутри которого располагаются модули электроники. Вся аппаратура размещена на одной стороне этого параллелепипеда, приборы могут легко устанавливаться и сниматься для проверок и наладки. На рис. 1 представлена предварительная компоновка МКА-ММС. Габариты КА в сложенном состоянии вместе с малой станцией равны $0,5 \times 0,9 \times 1,0$ м. После раскрытия солнечных панелей габаритные размеры составят $0,5 \times 16 \times 1,0$ м.

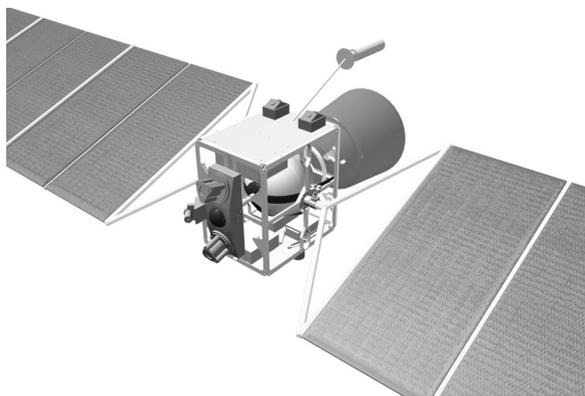


Рис. 1. Предварительная компоновка МКА-ММС

Основные характеристики МКА-ММС

Масса перед стартом	100 кг
(полная масса модуля с ММС)	18 кг
Запас рабочего тела (РТ) (Xe)	43 кг
Мощность СБ (установленная)	1,4...1,8 кВт
Площадь СБ.	16,0...20,0 м ²
	(фотоэлектрические преобразователи — ФЭП на основе аморфного кремния), 5 м ² (ФЭП на As-Ga)
Тяга двух ЭРД Д-38 (Д-55)	~80 мН
Размах СБ.	~16 м (кремниевые ФЭП)
Длительность выхода на траекторию полета к Марсу	от 90 до 180 сут
Высота начальной орбиты.	~ 750 км

4. Электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ)

ЭРДУ состоит:

- из двигателей **TAL-38 (или TAL-WSF) 1,5 кг × 2 (2,5 кг × 2)**;
- системы газораспределения двигателей (2 кг);
- бака для топлива (5 кг);
- рабочего газа (Xe);
- конструкции (1,5 кг).

На рис. 2 приведены характеристики выбранного двигателя для этой миссии. Рассматриваются еще два варианта двигателей, которые имеют несколько лучшие характеристики по основным параметрам. На начальном этапе работ будет проведен окончательный выбор типа двигателя. Но для решения поставленной задачи вполне подходит данные двигатели **TAL-38** или **TAL-WSF**, которые уже применялись в космосе и имеют необходимый ресурс работы.

5. Система электропитания МКА-ММС (СЭП)

СЭП для КА состоит:

- из фотоэлектрических батарей;
- аккумуляторной батареи;
- высоковольтного вторичного источника питания.

Для обеспечения энергетикой ЭРДУ используется разработка сверхлёгких ФБ на основе аморфного кремния, которая была проведена в проекте «Модуль-М», а элементы испытаны в космосе в других проектах. Площадь таких ФБ составляет около 15,5 м², чтобы обеспечить ЭРДУ мощностью 1400 Вт. В случае повышения мощности до 1800 Вт площадь возрастет до 20 м². Предполагается установить две панели размером 1×8 м. Панели крепятся к перелетному модулю через вал редуктора с управлением от шагового двигателя для обеспечения разворота ФБ, о чем говорилось выше. В качестве альтернативного решения также рассматривается вариант преобразователей на основе **As-Ga**. В этом случае ФБ получают несколько более тяжелыми, но упрощается механизм их раскрытия при уменьшенных размерах (около 5 м²), что повышает надежность. К недостаткам **As-Ga** ФБ, кроме увеличения массы, можно отнести их более низкую радиационную стойкость и высокую стоимость. Несмотря на



Рис. 2. Общие характеристики электрореактивного двигателя (ЭРД)

все это, оба варианта обеспечивают выполнение задачи по снабжению энергией на все время миссии.

Аккумуляторная батарея имеет емкость 8 А·ч с номинальным напряжением 12 В и работает в буферном режиме для обеспечения питанием всех систем МКА-ММС. Батарея собрана на **Li-ion элементах фирмы Saft, которые обуславливают высокую удельную емкость.**

Предполагается установить высоковольтный преобразователь разработки ИКИ РАН, который имеет очень хороший КПД, равный 95 %, и малую массу (с резервированием такой источник имеет массу 1,5 кг). Несмотря на высокий КПД, требуется сбросить до 125 Вт тепла, поэтому конструктивно для облегчения теплового режима и упрощения кабельной сети преобразователь располагается на **ФБ** на первых секциях, что упрощает одновременно кабельную сеть. Во время работы преобразователя **ФБ** всегда направлены на Солнце, а радиатор — в противоположную сторону в космос.

6. Система обеспечения температурного режима МКА-ММС (СОТР)

Система состоит:

- из модуля управления;
- нагревателей;
- радиатора.

Модуль управления располагается внутри БУ и управляет включением нагревателей в перелетном модуле и положением **ФБ** по отношению к Солнцу.

Сброс тепла производится через радиатор, всегда ориентированный так же, как и тыльная сторона солнечных панелей. Система старается поддерживать ориентацию **ФБ** к Солнцу всегда такой, чтобы тыльная сторона была направлена всегда в космос во время работы ЭРДУ. Во время, когда не работает ЭРДУ, МКА-ММС необходимо подогревать в случае захода аппарата в тень Земли, что обеспечивается за счет нагревателей. Во всех случаях температура внутри перелетного модуля поддерживается в пределах от -60 до $+50$ °С.

Литература

1. *Андреев О. Н., Горетов В. Ю., Готлиб В. М., Козлов В. М., Каредин В. Н., Линкин В. М., Липатов А. Н., Тоньшев А. К., Шлык А. Ф.*

- Блок управления КА «Солнечный парус»//Современные и перспективные разработки и технологии в космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара ИКИ РАН, Таруса, 2003. М.: ИКИ РАН, 2004. С. 235–250.
2. Антоненко С. А., Готлиб В. М., Захаркин Г. В., Линкин В. М., Липатов А. Н., Макаров В. С., Хлюстова Л. И., Хайрулин Б. К. Телевизионная камера платформы «Солнечного паруса»//Там же. С. 251–255.
 3. Антоненко С. А., Готлиб В. М., Захаркин Г. В., Линкин В. М., Липатов А. Н., Макаров В. С., Роднова И. А., Хлюстова Л. И., Хайрулин Б. К. Оптические приборы ориентации платформ «Солнечного паруса»//Там же. С. 256–261.
 4. Готлиб В. М., Андреев О. Н., Каредин В. Н., Линкин В. М., Липатов А. Н., Скородумов В. Н., Бруква Н. Н., Скороход К. И. Радиосистема проекта «Солнечный парус» и возможности ее применения для других проектов//Там же. С. 262–267.
 5. Готлиб В. М., Евланов Е. Н., Зубков Б. В., Линкин В. М., Манукин А. Б., Подколзин С. Н., Ребров В. И. Датчик микроускорений//Там же. С. 275–284.
 6. Зубков Б. В., Горшков А. Н., Евланов Е. Н., Войсковский М. И. Трехосный датчик угловых скоростей//Там же. С. 285–294.
 7. Андреев О. Н., Горетов В. Ю., Готлиб В. М., Козлов В. М., Каредин В. Н., Линкин В. М., Липатов А. Н., Тоньшев А. К., Шлык А. Ф. Малая автономная марсианская станция//Вопросы миниатюризации в современном космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара ИКИ РАН, Таруса, 2004. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 66–94.

УДК 629.7.018.3 : 523.43

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ ДЛЯ ПОЛЕТА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К МАРСУ НА ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ТЯГЕ

В. М. Готлиб, В. М. Линкин, А. Н. Липатов, А. А. Суханов, Н. А. Эйсмонт

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

1. Этап разгона вокруг Земли

Наиболее удобные для попутного запуска космических аппаратов (КА) носители выводят на почти круговые орбиты с высотой перигея от 500 до 1000 км. На заданной орбите КА переходит в автономный режим разгона. В резерве заложен алгоритм управления непосредственно с Земли по командам. Система управления определяет орбиту на борту с помощью GPS-приемника, фактическую ориентацию — по измерениям звездных координаторов и датчика Солнца и вычисляет оптимальное время работы электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ). Во время разгона солнечные батареи (СБ) направлены на Солнце. При движении по разгонному участку орбиты КА поддерживает заданную ориентацию СБ на Солнце и тягу двигателей вдоль вектора скорости путем вращения аппарата по крену таким образом, чтобы ось вращения солнечных батарей была постоянно ортогональна направлению на Солнце, как, например, это было сделано в европейском проекте SMART-1 [1, 2].

В данной работе исследовано влияние времени разгона с начальной орбиты на гиперболическую траекторию перелета к Марсу на величину конечной массы аппарата.

При этом в качестве промежуточного параметра принималась максимально допустимая высота полета аппарата, по достижении которой на каждом витке двигатель выключался.

Максимальная конечная масса, очевидно, достигается в случае, когда указанный предел высоты равен высоте перигея. Но время разгона при этом стремится к бесконечности, а характеристическая скорость — к величине, равной импульсу

мгновенного разгона (около 3,5 км/с в нашей задаче). Противоположным случаем является непрерывный разгон, при этом величина характеристической скорости стремится к 11 км/с.

Таким образом, так называемые гравитационные потери приводят к снижению эффективности электрореактивного двигателя, эквивалентному уменьшению удельной тяги в три раза.

Были рассмотрены четыре варианта разгона с низкой орбиты на траекторию к Марсу в зависимости от характеристик ЭРДУ (табл. 1).

Таблица 1

Характеристики ЭРДУ для выхода на траекторию к Марсу

Номер варианта	Потребляемая мощность, кВт	Мощность на выходе, кВт	Тяга, гс	Удельный импульс, с
1	1	0,55	7	1600
2	1,4	0,77	8	2000
3	2,5	1,35	14	2000
4	1,8	1	8	2600

В табл. 1 приведены общая и выходная мощность ЭРДУ, тяга и удельный импульс. Все варианты рассматривались для начальной орбиты с высотой 750 км с любым наклоном и начальной массой заправленного рабочим телом КА, равной 100 кг.

Электрореактивная двигательная установка работает на дуге орбиты в районе перигея. Апогей орбиты постепенно повышается при разгоне, и КА переходит с геоцентрической орбиты на гиперболическую траекторию полета к Марсу с дополнительной скоростью в 1 км/с (эта величина может варьироваться в зависимости от варианта ЭРДУ во время ускорения в гравитационном поле Земли). В качестве возможного интервала дат выхода на траекторию к Марсу в расчетах принимался сентябрь 2009 года (хотя реальная дата ухода из сферы влияния Земли может отличаться в некоторых пределах). График зависимости величины массы КА после завершения операций разгона на траекторию перелета к Марсу для всех четырех вариантов представлен на рис. 1.

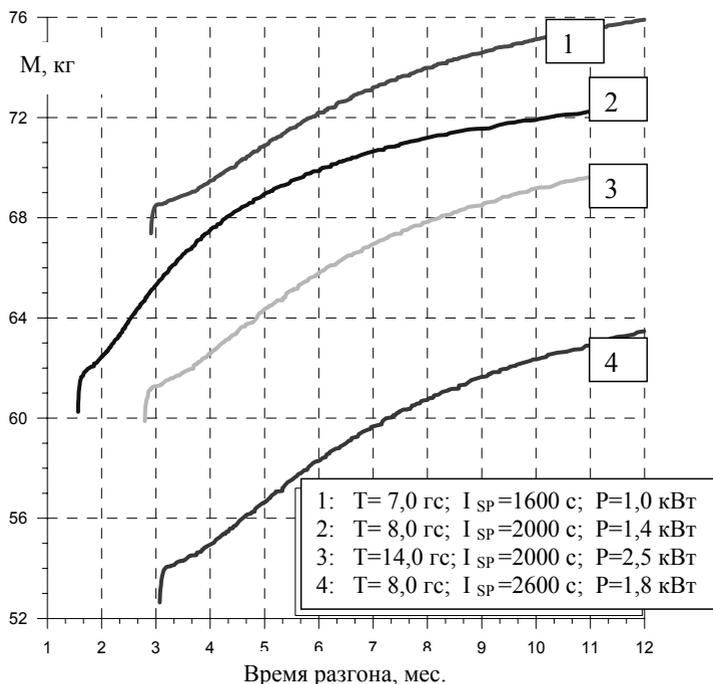


Рис. 1. Характеристики разгона аппарата на перелетную орбиту

Как видно из графика, минимальное время разгона на околоземной орбите составляет три месяца для вариантов ЭРДУ 1, 2, 4 и полтора месяца для варианта 3.

2. Этап перелета от Земли к Марсу

После набора второй космической скорости КА уходит на траекторию к Марсу по гелиоцентрической траектории. Это достигается за счет работы ЭРДУ в течение одного месяца перелетной траектории для вариантов 1, 2, 4 и две недели — для варианта 3. Заметим, что зависимости массы аппарата от времени раскрутки на околоземной орбите (см. рис. 1) приводятся для момента окончания этого маневра. Гелиоцентрический перелет КА продолжается в течение одного года при запуске в 2009 году (продолжительность полета можно варьировать при необходимости).

При подлете к Марсу проводится маневр для торможения КА с выходом на гиперболическую траекторию вокруг Марса. Время торможения за счет ЭРДУ составляет два месяца для вариантов 1, 2, 4 и один месяц для варианта 3. КА при входе в сферу влияния Марса имеет относительную скорость сближения от 0,2 до 0,5 км/с.

3. Этап выхода КА на орбиту Марса на двух- или трехсуточную орбиту

При подлете к Марсу за один месяц активизируется автономная программа наведения малой марсианской станции (ММС). С помощью навигационной камеры или по баллистическим расчетам на Земле определяется ошибка угла входа в атмосферу на подлетной траектории, делается коррекция с помощью ЭРДУ и за пять дней до выхода на орбиту ММС отделяется от КА с нулевой скоростью. После разделения КА уходит на подлетную траекторию для выхода на гиперболическую орбиту вокруг Марса. Надо отметить, что энергетические характеристики ЭРДУ в окрестности Марса ухудшаются по сравнению с работой на орбите Земли. Характеристики ЭРДУ при работе на орбите Марса для вышевыбранных вариантов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики ЭРДУ в окрестности Марса

Номер варианта	Потребляемая мощность, кВт	Мощность на выходе, кВт	Тяга, гс	Удельный импульс, с
1	0,45	0,25	3,2	1600
2	0,64	0,35	3,6	2000
3	1,14	0,63	6,4	2000
4	0,82	0,45	3,6	2600

На рис. 2, 3 приведены графики зависимости массы КА, выводимых на двух- и трехсуточные орбиты вокруг Марса, от параметров ЭРДУ. Высота перигея такой орбиты составляет 600 км. Время выхода на эту орбиту определяется длиной дуги орбиты в районе перигея, где работает двигатель. Как видно из графиков 2, 3, минимальное время торможения составляет около трех недель для вариантов 1, 2, 4 и две недели для варианта 3.

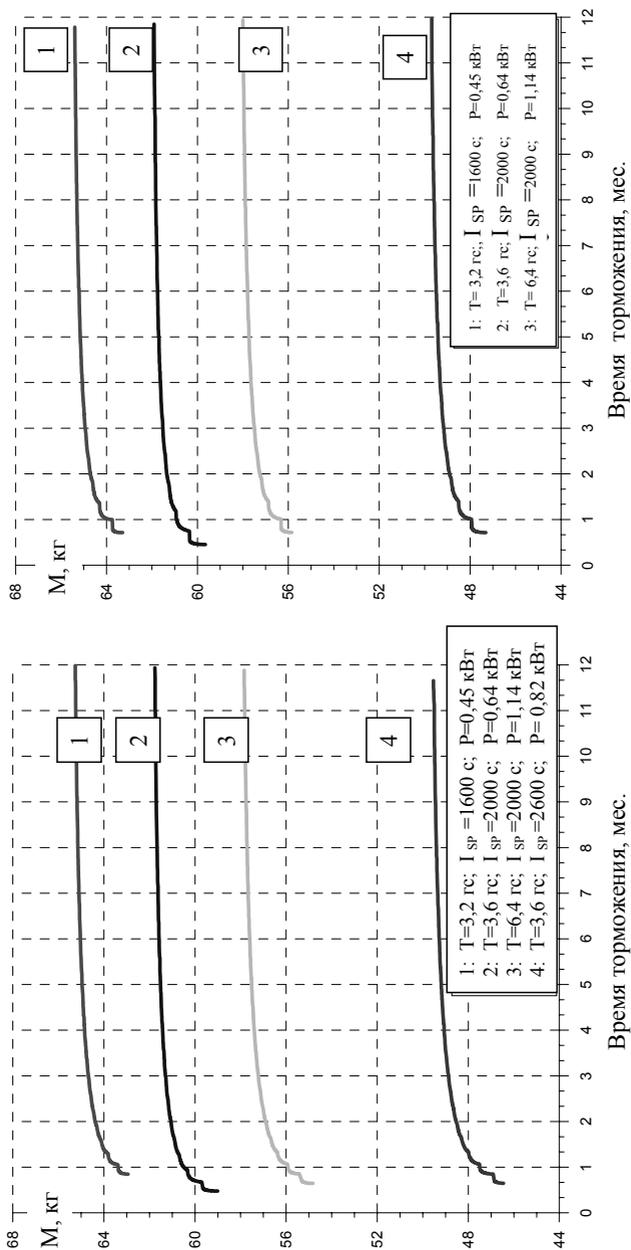


Рис. 2. Торможение на двухлобную орбиту около Марса

Рис. 3. Торможение на трехугочную орбиту около Марса

После отделения ММС продолжает автономный полет с малой угловой скоростью закрутки до входа в атмосферу Марса. Связь Земли с ММС осуществляется через КА, который должен выйти на двух- или трехсуточную орбиту вокруг Марса. Время существования КА на орбите спутника Марса должно быть не менее одного марсианского года (1,88 земного года). В случае, если КА не выходит на орбиту около Марса, предусматривается возможность работы с ММС через зарубежные аппараты, функционирующие на орбите Марса (например, «Марс-Экспресс»). Таким образом обеспечивается резервирование миссии в части ретранслятора.

Заключение

Как видно из приводимых результатов расчетов, в случае проведения операций по переводу аппарата на орбиту спутника Марса по сценарию с наименьшей длительностью фаз разгона и торможения расход рабочего тела наибольший и достигает для двигателя с тягой 8 гс и удельным импульсом 2000 с 40 кг на этапе разгона к Марсу и 10,3 кг на этапе торможения на двухсуточную орбиту около Марса. При этом предполагается, что на этапе торможения потребляемая электрическая мощность снижается до уровня, соответствующего тяге 3,6 гс при сохранении удельного импульса 2000 с.

Литература

1. *Bodin P. et al.* The attitude and orbit control system on SMART-1 Lunar probe//17th Intern. Symp. on Space Flight Dynamics: Proc. 16–20 June 2003. Moscow, Russia. V. 1. P. 147–154.
2. *Schoenmaekers J.* Post-launch optimization of the SMART-1 low-thrust trajectory to the Moon// 18th Intern. Symp. on Space Flight Dynamics: Proc. 11–15 October 2004. Munich, Germany. P. 505–510.

**ОБЪЕДИНЕННОЕ ЗАСЕДАНИЕ
СЕКЦИЙ 1 И 2**

УДК 528.8.042.1

30 ЛЕТ РАЗРАБОТКИ СКАНИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ В ИНСТИТУТЕ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Г. А. Аванесов, П. П. Моисеев, Э. И. Рожавский, В. А. Котцов

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

История создания сканирующих устройств (СУ) для видеоинформационных систем в Институте космических исследований сегодня насчитывает более тридцати лет. Она началась с разработки многоспектральной сканирующей системы (МСС) «Фрагмент» (рис. 1), которая велась с 1974 по 1978 г. Научный руководитель этой работы — Г. А. Аванесов, технический руководитель — Э. И. Рожавский. Основные работы выполнялись Особым конструкторским бюро ИКИ АН СССР (ОКБ ИКИ АН СССР) в г. Фрунзе Киргизской ССР.

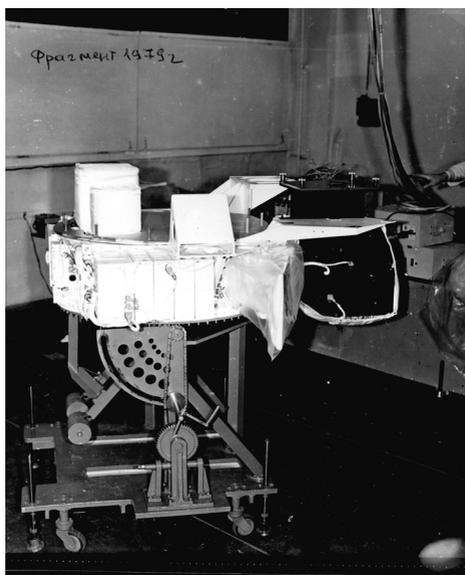


Рис. 1. Многоспектральная сканирующая система «Фрагмент»

Многозональная сканирующая система (МСС) «Фрагмент» являлась основным звеном экспериментального информационно-измерительного комплекса, разработанного для оперативно-го изучения природных ресурсов Земли с высоким разрешением. Она была установлена на искусственном спутнике Земли (ИСЗ) «Метеор», выведенном 18.06.1980 г. на близкую к круговой солнечно-синхронную орбиту с высотой 650 км [1, 2].

В конструкции СУ применялись новые технические решения — магнитоэлектрический привод сканирующего зеркала, датчик скорости развертки, датчики реперных точек. Зеркало эллиптической формы на бериллиевой подложке с габаритными размерами 360×240 мм было впервые установлено на торсионном подвесе. Оно обеспечивало угол развертки изображения около 5° с частотой сканирования около 13 Гц [3].

МСС «Фрагмент» выполняла съемку в восьми спектральных каналах в диапазоне от 0,4–2,4 мкм. Она отработала на орбите Земли более трех лет, передавая изображение высокого качества [4].

С образованием в 1986 г. Специального конструкторского бюро космического приборостроения ИКИ (СКБ КП ИКИ) в г. Тарусе Калужской области разработки СУ там продолжились. В это время интерес был направлен на повышение разрешающей способности съемочных систем посадочных модулей космических аппаратов с увеличением длительности накопления видеоинформации. Научный руководитель этих работ — Г. А. Аванесов, технический руководитель — В. В. Щербаков. Для этих целей выполнялись разработки микросканирующих устройств для исследовательских телевизионных камер с новыми фотоприемниками на ПЗС [5]. Были разработаны сканирующие устройства с использованием двухосевого торсионного подвеса сканирующего зеркала, отработан магнитоэлектрический привод СУ с применением магнитов из редкоземельных металлов. Оценивалась также возможность разработки СУ на кремниевой пластине [6].

Направление повышения разрешающей способности съемочных систем продолжает оставаться актуальным [7]. Полученный в этих работах опыт может быть использован в создании систем наблюдения различного назначения.

Следующим важным этапом в разработке СУ было участие в крупномасштабном международном космическом проекте

«Марс-96». Научный исследовательский комплекс содержал большое число приборов, разрабатываемых в разных странах. Видеоинформационные приборы размещались на подвижной платформе «Аргус». В их числе картирующий видеоспектрометр ОМЕГА (рис. 2) для наблюдения в очень большом спектральном диапазоне — от 0,35 до 5 мкм. Развертку изображения обеспечивало созданное в СКБ КП ИКИ РАН сканирующее устройство в составе блока входной оптики (рис. 3). Научный руководитель этой работы — Г. А. Аванесов, технический руководитель — Э. И. Рожавский.

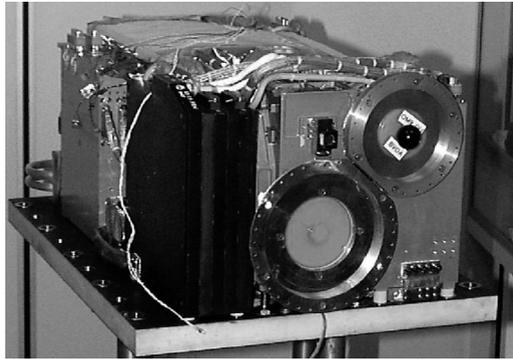


Рис. 2. Видеоспектрометр ОМЕГА проекта «Марс-96»

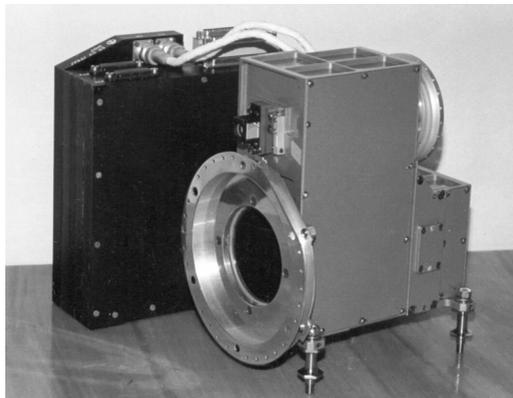


Рис. 3. Блок входной оптики и блок электроники сканирующего устройства видеоспектрометра ОМЕГА проекта «Марс-96»

Блок входной оптики имел зеркальную перископическую конструкцию, одно из зеркал которой устанавливалось на торсионном подвесе для развертки изображения поверхности Марса поперек направления полета. Отрабатывались несколько вариантов торсионного подвеса. В данном СУ был впервые применен датчик углового положения зеркала на основе эффекта Холла. Использование этого датчика позволило уменьшить габариты системы управления разверткой при дублировании элементов и упростить обработку информации. Примененная конструкция обеспечила достаточно высокую точность контроля положения зеркала. Управление функционированием СУ осуществлялось отдельным блоком электроники, построенным на микропроцессорных элементах отечественного производства.

Дальнейшее развитие эта разработка получила при подготовке видеоспектрометра ОМЕГА для европейского проекта «Марс-Экспресс» [8]. В основных чертах использованное в нем СУ конструктивно повторило разработанное для проекта «Марс-96». Его особенностью стало увеличение жесткости торсионов, что потребовало увеличения мощности привода и изменения режимов работы сканирующего зеркала. Полностью был переработан блок электроники управления СУ. Применение в нем новой элементной базы позволило вдвое уменьшить его габариты (рис. 4).



Рис. 4. Блок входной оптики и блок электроники сканирующего устройства видеоспектрометра ОМЕГА проекта «Марс-Экспресс»

Сканирующее устройство имеет 12 режимов сканирования, которые выбираются в зависимости от параметров орбиты. При изменении высоты полета угол сканирования меняется от $\pm 0,275$ до $\pm 2,2^\circ$, скорость развертки — от 1,7 до 6,8 град/с, а число элементов разрешения формируемого изображения вдоль строки — от 16 до 128 [9].

При подготовке проекта «Марс-Экспресс» СУ выдержало рекордные механические нагрузки, в частности, вибрационные испытания выполнялись при 18g по трем осям [10]. На рис. 5 показан момент проведения вибрационных испытаний. Применение торсионов позволило не использовать арретированные сканирующего зеркала.

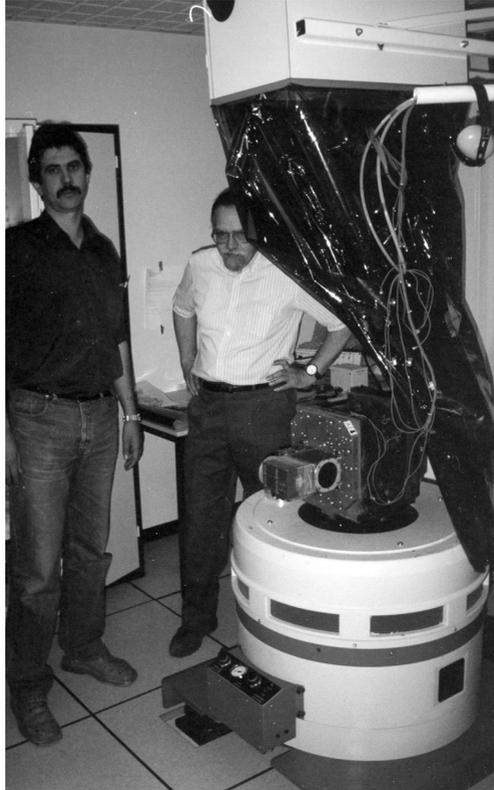


Рис. 5. Момент вибрационных испытаний СУ

С конца 2004 года видеоспектрометр ОМЕГА производит регулярные съемки поверхности Марса. За время работы было получено большое количество интересной гиперспектральной видеоинформации о поверхности и атмосфере Марса (рис. 6). Эта информация широко используется в планетологических исследованиях газового и минерального состава, истории климата и наличия воды на Южном полюсе [11].



Рис. 6. Результаты наблюдений южной полярной шапки Марса (обложка журнала NATURE)

В настоящее время в СКБ КП ИКИ РАН ведутся работы по созданию современных двухкоординатного (рис. 7) и однокоординатного (рис. 8) СУ для прибора МСУ-ГС геостационарного ИСЗ «Электро-Л», предназначенного для длительной эксплуатации [12]. Технический руководитель этих работ — Э.И. Рожавский.

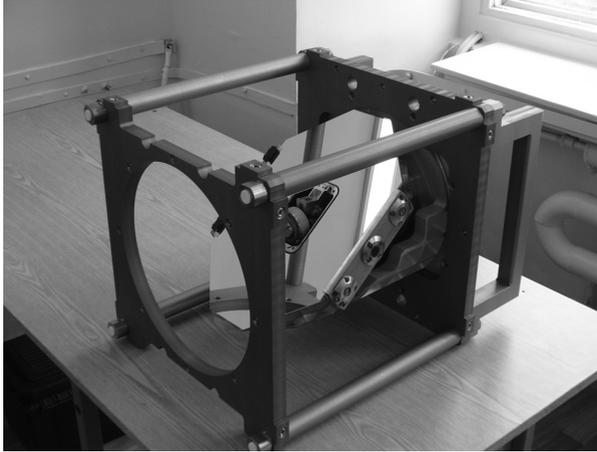


Рис. 7. Двухкоординатное СУ прибора МСУ-ГС

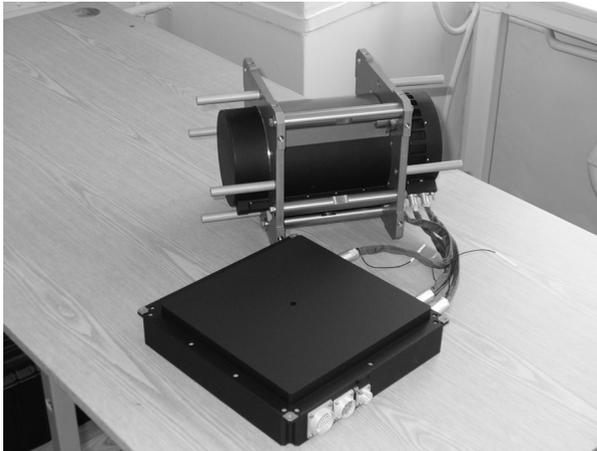


Рис. 8. Однокоординатное СУ прибора МСУ-ГС

Данная разработка отличается от известных российских аналогов применением моментных бесконтактных двигателей постоянного тока, датчиков углового положения типа СКВТ (синусно-косинусный вращающийся трансформатор), датчиков углового положения на элементах Холла в большом диапазоне углов сканирования.

Одна из дальнейших перспективных работ этого направления — разработка двух СУ для проекта *Veri Colombo*. Там также планируется использовать датчики углового положения на элементах Холла в контроле углового положения поворотного зеркала, а в качестве привода сканирующего зеркала — шаговый двигатель. Основной особенностью этого проекта является жесткий температурный режим.

В ИКИ за 30 лет разработаны различные типы сканирующих систем, используемые в видеоинформационных системах разного назначения. При их создании накоплен большой опыт работы с торсионными узлами вращения, не требующими смазки и выдерживающими большие нагрузки, разработаны и применяются датчики углового положения на элементах Холла, позволяющие миниатюризировать СУ, обеспечивать точное позиционирование, работать в большом диапазоне температур и при высоких радиационных воздействиях. Все выполненные разработки имеют техническую преемственность и оптимизацию конструкторских решений, что позволяет создавать приборы повышенной надежности.

Литература

1. *Аванесов Г. А.* Экспериментальный информационно-измерительный комплекс на основе многозональной сканирующей системы «Фрагмент»//Исслед. Земли из космоса. 1981. № 5. С. 40–44.
2. *Аванесов Г. А., Глазков В. Д., Зиман Я. Л., Игнатенко С. А., Курманалиев Т. И., Муравьев В. М., Рожавский Э. И., Тарнопольский В. И., Фукс В. И., Щербаков В. В.* Многозональная сканирующая система «Фрагмент»//Исслед. Земли из космоса. 1981. № 5. С. 45–56.
3. *Морозов П. А., Рожавский Э. И., Терентьев В. И.* Особенности конструирования магнитоэлектрического сканирующего устройства системы «Фрагмент»//Оптико-электронные приборы в космич. экспериментах. М.: Наука, 1983. С. 39–46.
4. *Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Тарнопольский В. И., Муравьев В. М., Игнатенко С. А., Рожавский Э. И., Терентьев В. И., Горетов Ю. М.* Многозональная сканирующая система «Фрагмент». Итоги проектирования и опытной эксплуатации//Науч. космич. приборостроение. Вып. 2. Оптико-электронные приборы. М.: Металлургия, 1983. С. 4–15.
5. *Аванесов Г. А., Дунаев Б. С., Жуков Б. С., Кузмин А. А.* Повышение разрешающей способности телевизионных систем на матричных фотоприемниках: Препринт. Пр-1411. М.: ИКИ АН СССР, 1988.

6. *Моисеев П. П., Рожавский Э. И., Щербаков В. В., Гречишкин Р. М., Мухин И. А.* Оптические сканирующие устройства для повышения пространственной разрешающей способности телевизионных систем на ПЗС-матрице//Оптич. сканирующие устройства и измерительные приборы на их основе: Тез. докл. Барнаул: Алтайский политех. ин-т, 1990. С. 150.
7. *Резник А. Л., Ефимов В. М.* Повышение пространственного разрешения цифровых изображений и сигналов с помощью регулируемого субпиксельного сканирования//Микросистемная техника. 2003. № 8. С. 20–25.
8. *Мороз В. И.* Mars-Express на пути к Красной планете//Новости космонавтики. Август 2003. № 8 (247). Т. 13. С. 16–21.
9. *Рожавский Э. И., Моисеев П. П., Котцов В. А.* Опыт разработки сканирующего устройства видеоспектрометра ОМЕГА с уменьшением его габаритов//Вопросы миниатюризации в современном космическом приборостроении: Сб. докл. выездного семинара ИКИ РАН, Таруса, 2004. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 104–111.
10. *Bouye M., Fave A., Kouach D., Soufflot A.* Specification d'essai de vibration des unites FEA et FOA. 2000, OME-DES-TR-40, MARS/EXPRESS OMEGA.
11. *Bibring G. P., Langevin Y., Poulet F. et al.* Perennial water ice identified in the south polar cap of Mars//Nature. Apr. 2004. V. 428. P. 627–630.
12. *Акимов Н. П., Гектин Ю. М., Новиков М. В., Смелянский М. Б.* Многоспектральные сканирующие комплексы для гидрометеорологических наблюдений из космоса//Космонавтика и ракетостроение. 2004. № 2 (35). С. 37–42.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ЯДЕРНОЙ ПЛАНЕТОЛОГИИ

*В. И. Третьяков, И. Г. Митрофанов, А. А. Вострухин, А. С. Козырев,
М. А. Литвак, А. В. Малахов, М. И. Мокроусов, А. Б. Санин*

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Ядерная планетология как научное направление сформировалась еще в 60-х годах прошлого века, однако и сегодня она продолжает бурно развиваться. Получаемые от российского прибора ХЕНД на борту КА «Марс Одиссей» данные о нейтронном излучении поверхности Марса позволили обнаружить огромные залежи водяного льда в грунте выше 60° северной и южной широт, а также провести наблюдение за сезонным циклом переноса и конденсации атмосферной углекислоты в приполярных шапках Марса. С использованием успешного опыта эксперимента ХЕНД сегодня в ИКИ РАН по заказу Роскосмоса разрабатывается следующее поколение космических приборов для ядерной планетологии, которые будут установлены на борту российских и зарубежных космических аппаратов.

1. Проект ХЕНД

Детектор нейтронов высоких энергий (ХЕНД, от английского — High Energy Neutron Detector) был создан в лаборатории космической гамма-спектроскопии Института космических исследований РАН по заказу Федерального космического агентства для космического аппарата НАСА «Марс Одиссей». ХЕНД является частью научного комплекса германиевого Гамма-Спектрометра (ГРС, от английского — Gamma Ray Spectrometer, Университет штата Аризона, США). В состав комплекса ГРС входит также Нейтронный Спектрометр (НС, от англ. — Neutron Spectrometer, Лос-Аламосская Национальная Лаборатория, США). Основная научная задача комплекса ГРС — регистрация гамма- и нейтронного альбедо Марса и построение карт элементного состава Марса. Космический аппарат «Марс Одиссей»

был запущен 7 апреля 2001 г. и с 18 февраля 2002 г. успешно работает на орбите Марса.

1.1. Научные задачи

Первая и основная научная задача эксперимента ХЕНД — картографирование потока нейтронов от Марса в диапазонах энергий от эпитепловых до быстрых (0,4 эВ — 15 МэВ). Так как нейтронная спектроскопия обладает высокой чувствительностью к присутствию в верхних слоях грунта водородосодержащих соединений, то второй задачей эксперимента ХЕНД является определение массовой доли воды в грунте Марса. Сезонные изменения толщины слоя осажденной из атмосферы углекислоты на поверхности Марса оказывают сильное влияние на поток нейтронов, что позволяет использовать нейтронную спектроскопию для наблюдения сезонного цикла CO_2 на Марсе и определения плотности и толщины сезонного покрова осажденной углекислоты. Эти измерения составляют предмет третьей задачи эксперимента ХЕНД.

1.2. Описание прибора

Физическая концепция прибора ХЕНД была разработана таким образом, чтобы при условиях ограниченной массы (до 4 кг) «перекрыть» максимально широкий интервал энергий нейтронов с чувствительностью, достаточной для однозначной интерпретации полученных результатов.

Три детектора прибора SD, MD и LD (рис. 1) построены на основе ^3He -пропорциональных счетчиков типа LND2517 производства компании LND, Inc. (США). Так как эти счетчики регистрируют преимущественно тепловые нейтроны через реакции захвата нейтронов ядрами изотопа гелия ^3He с образованием трития и протона, то для расширения энергетического диапазона счетчики окружены кадмиевой фольгой, которая поглощает нейтроны с энергиями $<0,4$ эВ, и слоями полиэтиленового замедлителя разной толщины. Детектор LD с самым толстым слоем замедлителя (около 30 мм) наиболее чувствителен к нейтронам с энергиями 10 эВ — 1 МэВ. Детектор MD с замедлителем толщиной 14 мм лучше всего регистрирует нейтроны с энергиями 10 эВ — 100 кэВ. Детектор SD с самым тонким замедлителем

(3 мм) регистрирует в основном нейтроны с энергиями от «кадмиевого порога» 0,4 эВ до 1 кэВ. Таким образом, совокупность трех детекторов SD, MD и LD позволяет «перекрыть» широкий диапазон энергий нейтронов — от 0,4 эВ до 1 МэВ.

Для регистрации быстрых нейтронов с энергиями выше 1 МэВ в приборе используется сцинтилляционный стильбеновый детектор (SC), окруженный антисовпадательной защитой из кристалла CsI:Tl (см. рис. 1). Узел сцинтилляционных детекторов также позволяет регистрировать гамма-кванты в диапазоне энергий от 60 кэВ до нескольких мегаэлектронвольт.

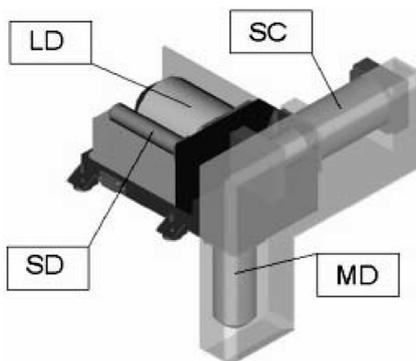


Рис. 1. Схематическое изображение прибора ХЕНД с детекторами SD, MD и LD на основе пропорциональных счетчиков и сцинтилляционного детектора SC

С 18 февраля 2002 г. КА «Марс Одиссей» находится на круговой полярной орбите вокруг Марса с высотой около 400 км и периодом обращения около 2 ч, с которой производится картографирование нейтронного альbedo поверхности Марса. Прибор ХЕНД функционирует штатно, все его параметры в пределах нормы. Данные, полученные на межпланетном перелете, на этапе аэроторможения, и поступающие данные орбитальных измерений находятся на хранении и обработке в научной группе ИКИ РАН проекта ХЕНД. Обработанные данные регулярно поставляются в Planetary Data System (<http://starbrite.jpl.nasa.gov/pds>) для доступа научной общественности.

Российский космический эксперимент ХЕНД включен в Федеральную космическую программу РФ. Прибор создавался в

большой кооперации различных научных и производственных центров нашей страны. Кроме ИКИ РАН в нее входили Объединенный институт ядерных исследований — ОИЯИ (г. Дубна, Московская обл.), Специальное конструкторское бюро космического приборостроения (г. Таруса), Научно-инженерный центр СНИИП (бывший Союзный научно-исследовательский институт приборостроения, г. Москва). Физические калибровки прибора ХЕНД на калиброванных изотопных источниках нейтронов (^{252}Cf и Pu-Be) и ускорителях проводились в различных российских ядерных центрах, включая ОИЯИ, Российский научный центр РНЦ «Курчатовский институт» (г. Москва) и Российский федеральный ядерный центр РФ ЯЦ ВНИИЭФ (г. Саров, Нижегородская обл.).

1.3. Научные результаты

На основании обработки данных прибора ХЕНД были построены карты нейтронного альbedo Марса в диапазоне энергий от 0,4 эВ до 15 МэВ (рис. 2).

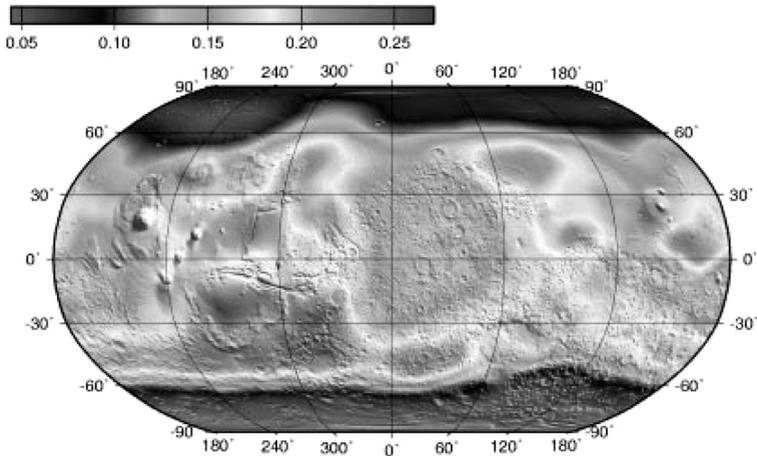


Рис. 2. Пример карты нейтронного альbedo Марса по данным прибора ХЕНД для эпитепловых нейтронов (отсчеты/с в детекторе MD), карта соответствует сезону северного лета $L_s = 100...180^\circ$ для широт $>50^\circ$ с.ш., всем сезонам для широт от 50° ю.ш. до 50° с.ш. и сезону южного лета $L_s = 330...20^\circ$ для широт $>50^\circ$ ю.ш.

Карта распространённости водяного льда в приполярных областях Марса приведена на рис. 3. Показано, что на севере и юге Марса находятся огромные районы вечной мерзлоты, в которых содержание водяного льда составляет до 20 до 80 вес. % [1–5]. Эти результаты существенно изменяют сложившиеся представления о формировании и эволюции климата на Марсе.

На основании данных прибора ХЕНД, полученных в 2002–2006 гг., были проведены измерения сезонной динамики нейтронного излучения Марса вследствие переноса, конденсации и испарения углекислого газа атмосферы в зимние сезоны в северном и южном высокоширотных районах планеты [6] (рис. 4).

На рис. 5 сравниваются данные эксперимента ХЕНД с результатами моделирования динамики переноса углекислоты в математической модели климата Марса **General Circulation Model (GCM) Исследовательского центра NASA им. Эймса** [7]. Данные прямых измерений вариации толщины покрова CO_2 , выполненных прибором MOLA на борту космического аппарата КА “Mars Global Surveyor”, также показывают их хорошее согласие с данными прибора ХЕНД.

2. Перспективные приборы

Научный, технический и технологический заделы, накопленные во время реализации проекта ХЕНД, позволили ИКИ РАН начать

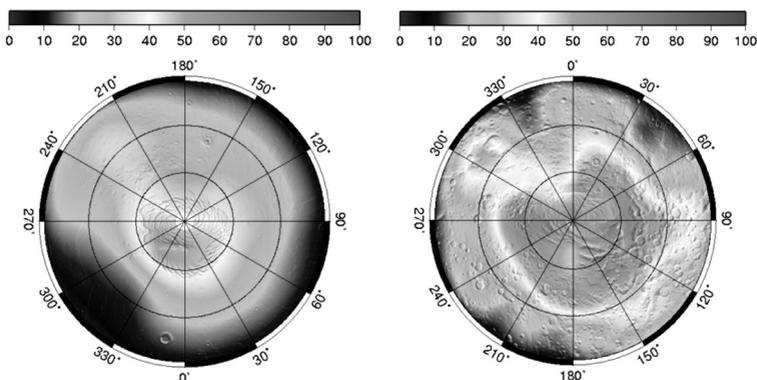


Рис. 3. Карты содержания водяного льда в приполярных областях Марса в вес.% на севере (слева) и на юге (справа) по данным прибора ХЕНД

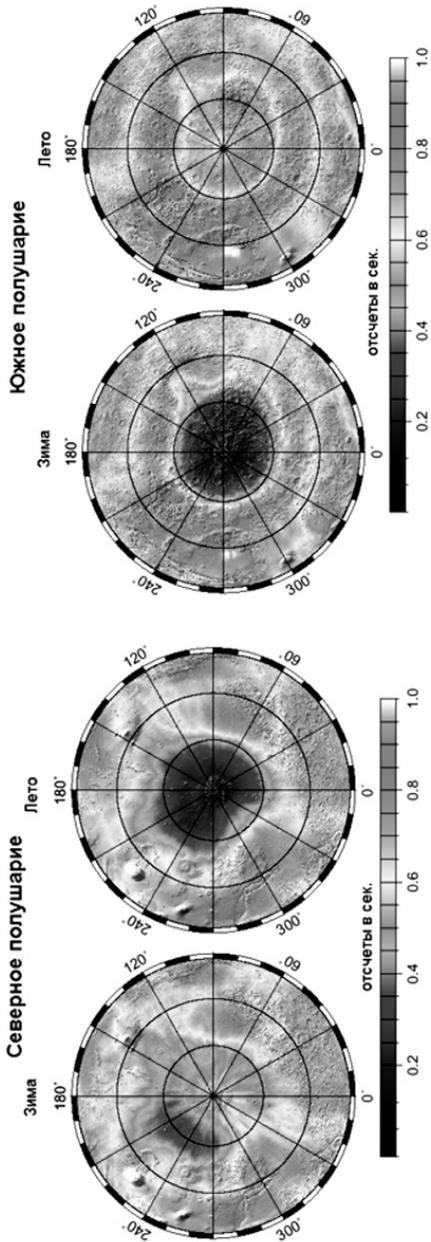


Рис. 4. Карта сезонных изменений нейтронного альbedo в приполярных областях, вызванных зимней конденсацией углекислого газа из атмосферы Марса, по данным прибора ХЕНД

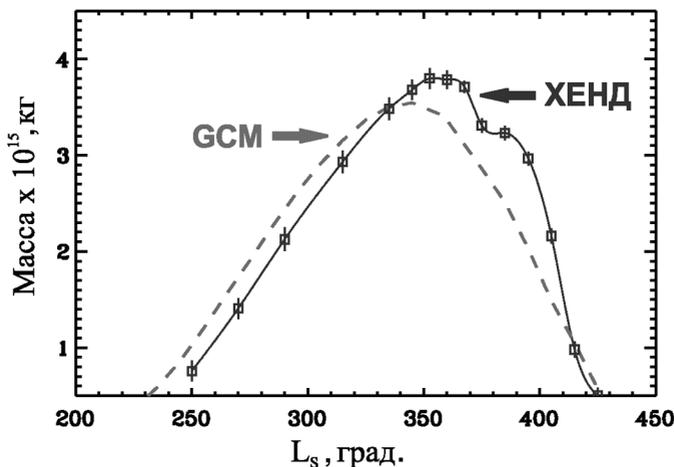


Рис. 5. Оценка по данным эксперимента ХЕНД сезонного изменения полной массы углекислоты в северной шапке, показанного для разных марсианских сезонов (пунктир — предсказание математической модели климата Марса Исследовательского центра NASA им. Эймса)

разрабатывать следующее поколение приборов для ядерной планетологии, которые имеют общую с экспериментом ХЕНД идеологию — исследование методами ядерной планетологии состава грунта небесного тела и поиск в нем воды с борта орбитального или посадочного космического аппарата.

2.1. Прибор ЛЕНД

Первым по времени запуска является прибор «Лунный Нейтронный Детектор» (ЛЕНД, от англ. — Lunar Exploration Neutron Detector), включенный в состав научной нагрузки лунного орбитального аппарата NASA «**Lunar reconnaissance orbiter**» (далее — ЛРО), запуск которого запланирован на октябрь 2008 г. (<http://lunar.gsfc.nasa.gov/>).

Основные задачи, стоящие перед инструментом ЛЕНД, — поиск водорода и водных ресурсов на Луне в «холодных ловушках» на дне вечно-затененных кратеров в окрестности полюсов, а также измерение нейтронной части радиационного фона. Поиск водных ресурсов с пространственным разрешением до

5 км будет проводиться благодаря использованию коллиматора, содержащего слои бора, обогащенного по изотопу ^{10}B , и полиэтилена. Для полярных районов высокое пространственное разрешение прибора будет сопровождаться высокой чувствительностью для обнаружения водорода в лунном реголите на уровне 100 ppm (атомов H на миллион атомов вещества). Эскиз прибора ЛЕНД показан на рис. 6.

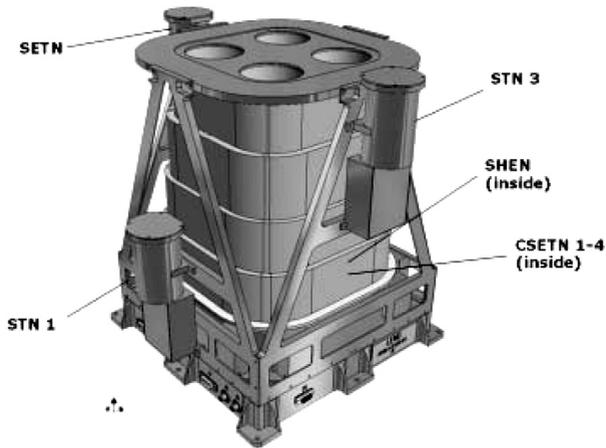


Рис. 6. Эскиз прибора ЛЕНД

Инструмент будет состоять из девяти детекторов для измерения потоков тепловых, эпитепловых и быстрых нейтронов (см. рис. 6). Четыре коллимированных детектора эпитепловых нейтронов CSETN1–CSETN4 имеют максимальную чувствительность и минимальное поле зрения (FOV). Эти детекторы основаны на больших пропорциональных счетчиках, наполненных ^3He и защищенных кадмиевым экраном со стороны открытого поля зрения. Коллиматоры поглощают эпитепловые нейтроны, приходящие не из поля зрения. Методика коллимирования позволяет картографировать поток эпитепловых нейтронов с поверхности Луны с разрешением 5 км с высоты орбиты КА 50 км.

На верхней стороне коллиматора расположены три детектора тепловых нейтронов STN1–STN3 (детектор STN2 на рисунке не виден) и один детектор эпитепловых нейтронов SETN. Эти

четыре детектора включают одинаковые пропорциональные счетчики, и все отличие SETN от остальных заключается в наличии вокруг счетчика кадмиевой оболочки. Детекторы STN1 и STN3 объединены в так называемый «Доплеровский фильтр». Детекторы STN2 и SETN измеряют локальное поле тепловых и эпитепловых нейтронов вокруг КА.

В настоящее время работы по проекту ЛЕНД находятся на стадии изготовления технологического образца.

2.2. Прибор ДАН

Прибор «Детектор Альбедных Нейтронов» (ДАН, от англ. — Detector of Albedo Neutron) включен в состав полезной научной нагрузки марсианского посадочного мобильного аппарата (марсохода) NASA «Martian science laboratory» (MSL), запуск которого запланирован на 2009 г. (<http://marsprogram.jpl.nasa.gov/msl/index.html>). В отличие от прибора ХЕНД, который регистрирует естественное нейтронное альbedo Марса, возникающее под действием космических лучей, в эксперименте ДАН в качестве источника нейтронов используется импульсный генератор нейтронов с энергий 14 МэВ, потоком до 10^7 нейтронов/имп. и с частотой до 10 имп./с. Регистрация с высоким временным разрешением (до 2...4 мкс) затухания потоков альбедных нейтронов после нейтронного импульса позволит исследовать содержание водяного льда в грунте Марса вдоль трассы движения аппарата с

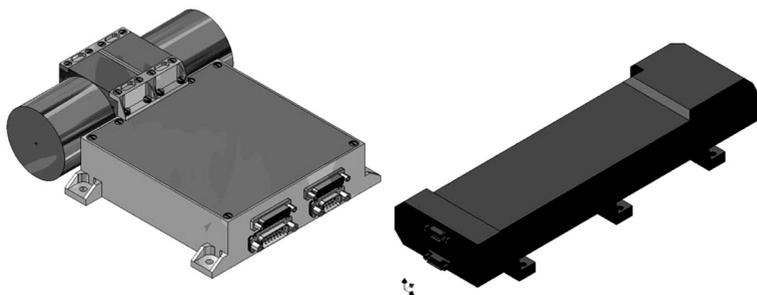


Рис. 7. Эскиз детекторного (слева) и генераторного (справа) блоков прибора ДАН

пространственным разрешением около 1 м по горизонтали и до 1 м в глубину.

Детекторный блок создается в ИКИ РАН, генераторный блок — Всероссийским научно-исследовательским институтом автоматики им. Н.Л. Духова (г. Москва) — мировым лидером и ведущим российским институтом по производству нейтронных генераторов. Вариант технической реализации блоков аппаратуры ДАН показан на рис. 7.

В настоящее время прибор ДАН находится на стадии создания технологического образца.

2.3. Прибор МГНС

В 2013 г. к Меркурию стартует экспедиция *VepiColombo*, входящая в программу Европейского космического агентства. На орбитальном аппарате для планетных исследований, входящем в состав этой экспедиции, будет установлен измерительный комплекс «Меркурианский Гамма-Нейтронный Спектрометр» (МГНС) для измерения гамма-излучения и нейтронного альбеда меркурианской поверхности.

Основная цель проекта МГНС — построение с пространственным разрешением 400 км глобальных карт распространенности основных породообразующих элементов, радиоактивных изотопов **K**, **Th** и **U**, а также проверка гипотезы о наличии залежей водяного льда в приполярных областях Меркурия.

Нейтронные детекторы прибора на основе ^3He аналогичны использовавшимся в приборе ХЕНД, но из-за более высокого давления газа они имеют более высокую эффективность. Для регистрации гамма-излучения будет использоваться новый кристаллический сцинтиллятор $\text{LaBr}_3(\text{Ce}^{3+})$, имеющий максимально достижимое на сегодня спектральное разрешение (3 % для 662 кэВ) в сочетании с высокой эффективностью к гамма-лучам в диапазоне энергий 100 кэВ — 10 МэВ. Эскизы блоков прибора МГНС — нейтронного спектрометра МГНС-НС и гамма-спектрометров МГНС-ГС — показаны на рис. 8.

В настоящее время комплекс МГНС находится на стадии рабочего проектирования, лабораторной отработки основных узлов прибора и отработки технологии работы с перспективными кристаллами.

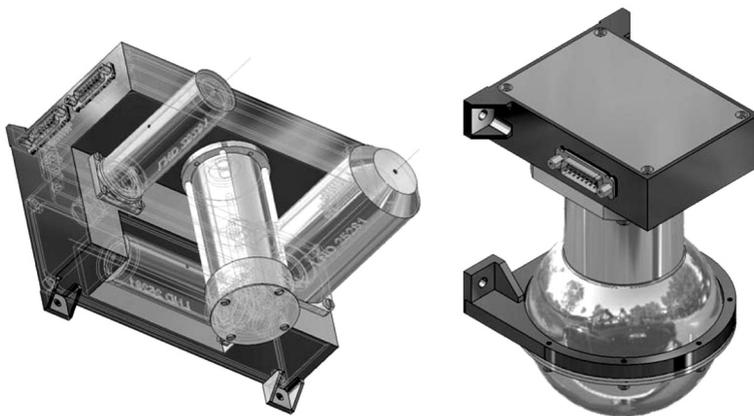


Рис. 8. Эскизы блока нейтронных детекторов (слева) и гамма-сцинтиллятора (справа) прибора МГНС

2.4. Прибор НГС ХЕНД-2 для российского КА «Фобос-Грунт»

Научная аппаратура «Нейтронный и Гамма-Спектрометр ХЕНД» (НГС ХЕНД-2) предназначена для установки на борт КА межпланетной миссии Федерального космического агентства «Фобос-Грунт». Программа «Фобос-Грунт» включает запуск космического аппарата в 2009 г., перелет к Марсу, посадку спускаемого аппарата на поверхность Фобоса, проведение на поверхности Фобоса научных измерений, забор грунта и доставка его на Землю.

Для создания аппаратуры НГС ХЕНД-2 было предложено использовать опыт, технические и технологические наработки, полученные в ходе работ по проекту ХЕНД.

Основной целью проекта НГС ХЕНД-2 является создание многофункциональной научной аппаратуры для проведения космического эксперимента по поиску водородосодержащих соединений в приповерхностном слое Фобоса и определению элементного состава вещества его поверхности. С помощью НГС ХЕНД-2с должны быть получены оценки содержания водорода и основных породообразующих элементов в районе посадки спускаемого аппарата «Фобос-Грунт».

Эскиз конструкции прибора НГС ХЕНД-2 показан на рис. 9.

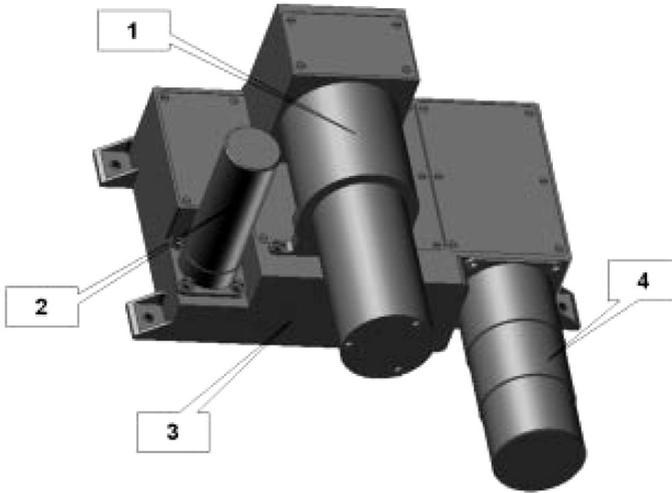


Рис. 9. Эскиз прибора НГС ХЕНД-2: 1 — сцинтилляционный узел регистрации быстрых нейтронов, 2 — узел пропорционального счетчика для нейтронов средних энергий, 3 — узел пропорциональных счетчиков для эпитепловых и тепловых нейтронов, 4 — узел гамма-сцинтиллятора)

В настоящее время проект НГС ХЕНД-2 находится на стадии рабочего проектирования, лабораторной отработки основных узлов прибора и создания технологического образца прибора.

Заключение

В результате реализации проекта ХЕНД создан значительный научный, технический, технологический и организационный задел, позволивший приступить к осуществлению планов создания приборов для ядерной планетологии следующего поколения — с более высоким пространственным разрешением, для активного анализа грунта, и с более высокой чувствительностью. Были также созданы уникальные методики обработки данных и построен целый ряд численных моделей, которые будут применены в ходе реализации космических экспериментов с этими приборами для продолжения исследований Луны, Марса и Меркурия методами ядерной планетологии.

Литература

1. *Boynton W. V., Feldman W. C., Squyres S. W.* et al. Distribution of hydrogen in the near surface of Mars: Evidence for subsurface ice deposits//Science. 2002. V. 297. P. 81–85.
2. *Boynton W. V., Chamberlain M., Feldman W. C.* et al. Abundance and distribution of ice in the polar regions of Mars: More evidence for wet periods in the recent past//6th Int. conf. on Mars in Pasadena. 2003. Abstr. N. 3259.
3. *Литвак М. Л., Митрофанов И. Г., Козырев А. С.* и др. Сезонные вариации потока нейтронов в области полярных шапок Марса по данным российского прибора ХЕНД проекта НАСА 2001 Mars Odyssey//Астрон. вестн. 2003. Т. 37. № 5. С. 413–422.
4. *Митрофанов И. Г., Литвак М. Л., Козырев А. С.* и др. Поиск воды в грунте Марса по данным глобального картографирования потока нейтронов российским прибором ХЕНД на борту американского аппарата 2001 Mars Odyssey//Астрон. вестн. 2003. Т. 37. № 5. С. 400–412.
5. *Кузмин Р. О., Забалуева Е. В., Митрофанов И. Г.* и др. Области распространения свободной воды (льда) в приповерхностном грунте Марса по данным измерений нейтронного детектора ХЕНД с борта КА Mars Odyssey//Астрон. вестн. 2004. Т. 38. № 1. С. 1–13.
6. *Litvak M. L., Mitrofanov I. G., Kozyrev A. S.* et al. 4-D model of CO₂ deposition at North and South of Mars from HEND/Odyssey and MOLA/MGS//6th Intern. conf. on Mars in Pasadena. 2003. Abstract N. 3040.
7. *Haberle R. M., Pollack J. B., Barnes J. R., Zurek R. W., Leovy C. B., Lee J. R., Schaefer J.* Mars atmosphere dynamics as simulated by the NASA Ames General Circulation Model 1. The zonal mean circulation//J. Geophys. Res. 1993. V. 98. P. 3093–3123.

УДК 537.53

РЕГИСТРАЦИЯ РЕНТГЕНОВСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ CdZnTe-ДЕТЕКТОРОВ С РАЗЛИЧНОЙ ФОРМОЙ ЭЛЕКТРОДОВ

М. В. Шмелева, О. А. Смирнов, В. В. Левин, В. В. Акимов

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Введение

Полупроводниковые кристаллы CdTe и CdZnTe привлекательны для использования в качестве детекторов рентгеновского излучения из-за большого заряда входящих в их состав атомов и, следовательно, большого сечения взаимодействия фотонов с этим веществом, достаточно большой ширины запрещенной зоны $\sim 1,5\text{--}2$ эВ, что позволяет применять их при комнатной температуре или при небольшом захлаживании до $0\text{--}30$ °С (в отличие, например, от особо чистого германия, требующего захлаживания до $-170\text{--}200$ °С), небольшой энергии образования электронно-дырочной пары ~ 5 эВ и малого фактора Фано $\sim 0,08\text{--}0,14$ [1–9]. Однако существенным недостатком этих кристаллов является низкая подвижность носителей μ , составляющая ~ 1000 см²/(В·с) для электронов и ~ 100 см²/(В·с) для дырок, и малое время жизни носителей τ , равное для кристаллов высокого качества $(2\text{--}3) \cdot 10^{-6}$ с, что приводит к неполному собиранию заряда при допустимых с точки зрения шумов детектора напряженностях электрического поля в детекторе.

На рис. 1 приведен спектр индуцированного заряда от источника ²⁴¹Am, полученный с кристалла CdZnTe размером $4,0 \times 4,0 \times 2,5$ мм. Как видно из этого рисунка, пики 13,9 и 17,8 кэВ достаточно четкие и симметричные. Однако линия 59,5 кэВ «расползается» в сторону более низких энергий. Вызвано это следующим. Индуцированный на электродах детектора заряд представляет собой сумму индуцированных зарядов от электронов и от дырок. При облучении детектора со стороны катода рентгеновским излучением низкой энергии

фотоны взаимодействуют с материалом детектора в тонком поверхностном слое, и весь индуцированный заряд обусловлен дрейфом электронов к аноду. Поскольку поле в детекторе однородно и расстояние, проходимое электронами до анода, в этом случае приблизительно одинаково, они индуцируют за время своего движения приблизительно одинаковый заряд во внешней цепи. При увеличении энергии фотонов разброс по глубине взаимодействия становится больше, и электроны при глубоких взаимодействиях индуцируют меньший заряд, а дырки из-за их низкой подвижности вымирают на малых расстояниях от точки рождения и практически не дают вклада в суммарный индуцированный заряд. Таким образом, возникает баллистический дефицит заряда и уширение линии в сторону низких энергий.

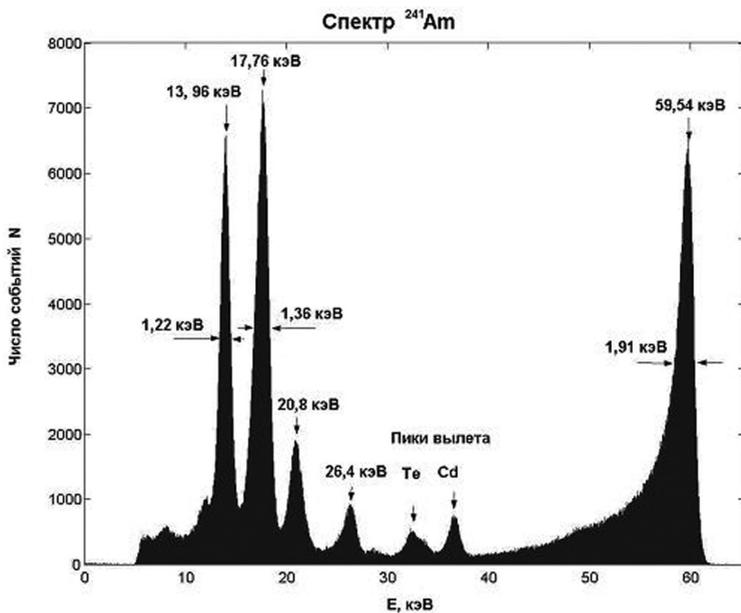


Рис. 1. Спектр источника ^{241}Am , полученный с CdZnTe-детектора

Баллистический эффект (зависимость амплитуды сигнала от места образования свободных носителей заряда) хорошо известен в газовых детекторах, где носители (электроны и ионы) имеют существенно разные подвижности. В газовых детекторах данная проблема решается использованием сетки Фриша, разделяющей рабочий объем камеры на две области: дрейфовую, где образуются носители, и рабочую, где происходит индуцирование зарядов на электродах детектора. Изготовление сетки Фриша в случае полупроводниковых детекторов сопряжено с существенными технологическими сложностями [3], поэтому разделить рабочий объем детектора на дрейфовую и рабочую области можно за счет создания внутри детектора существенно неоднородного электрического поля. При этом в дрейфовой области, характеризующейся низкой напряженностью поля и небольшой разностью потенциалов, электроны, двигаясь к аноду, практически не индуцируют заряд, а основная часть заряда индуцируется при попадании электронов в рабочую область с сильным полем. Таким образом, проходя одинаковый путь в рабочей области, электроны индуцируют одинаковый заряд, что приводит к улучшению формы линии.

Управлять конфигурацией электрического поля в детекторе можно с помощью электродов различной формы.

1. Моделирование процесса собирания заряда в детекторе

В рамках поставленной задачи был проведен расчет электростатического поля для трех основных моделей детекторов:

Модель 1 — детектор с равными по площади электродами, расположенными на верхней и нижней поверхностях кристалла; модель 2 — детектор с электродами разного размера, расположенными на верхней и нижней поверхностях кристалла, причем анод меньше катода; модель 3 — детектор с одним электродом (анодом) на нижней поверхности кристалла и одним электродом (катодом), расположенным на верхней и частично боковых поверхностях кристалла (т. наз. «стакан»). Схемы детекторов и графики напряженности электростатического поля в моделях показаны на рис. 2–7. Конфигурации распределения напряженности электростатического поля в центральном сечении детектора рассчитаны для этих моделей.

Размеры кристаллов CdZnTe для всех моделей $4 \times 4 \times 2,5$ мм.

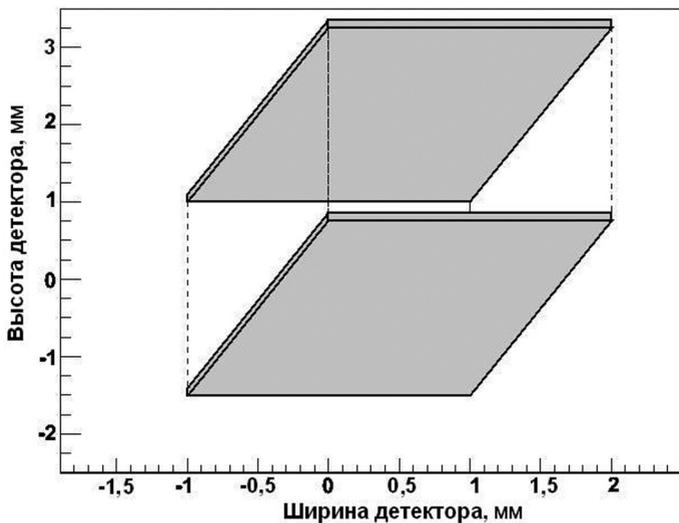


Рис. 2. Схема детектора модели 1 (четверть детектора)

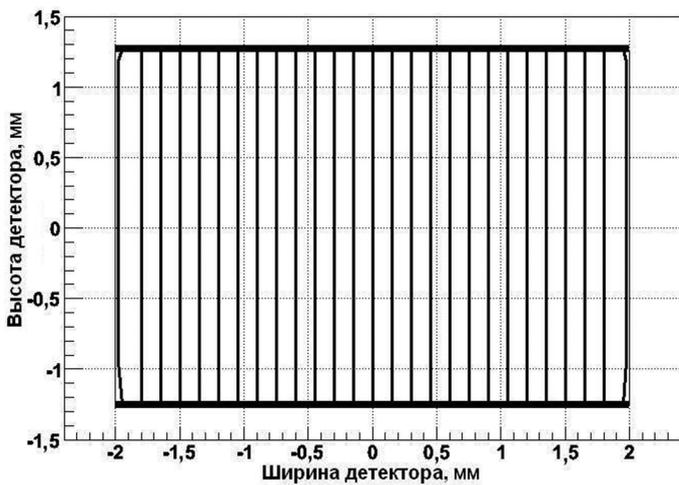


Рис. 3. Напряженность электростатического поля. Модель 1

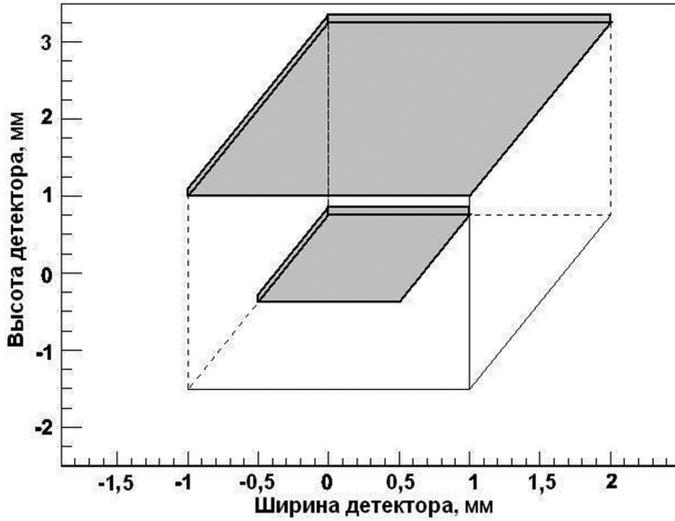


Рис. 4. Схема детектора модели 2 (четверть детектора)

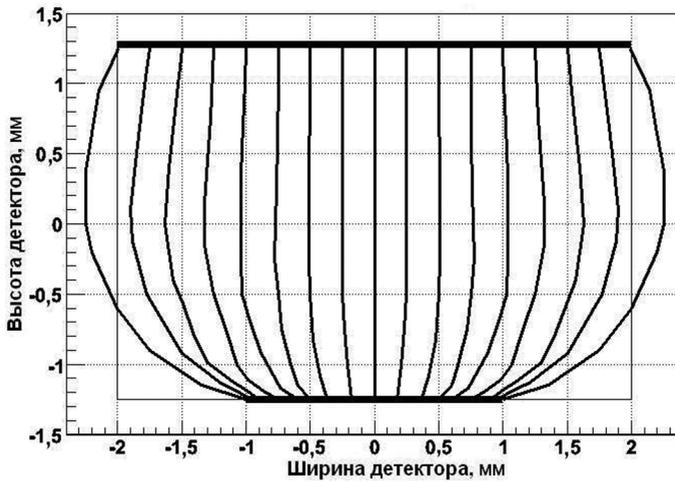


Рис. 5. Напряженность электростатического поля. Модель 2

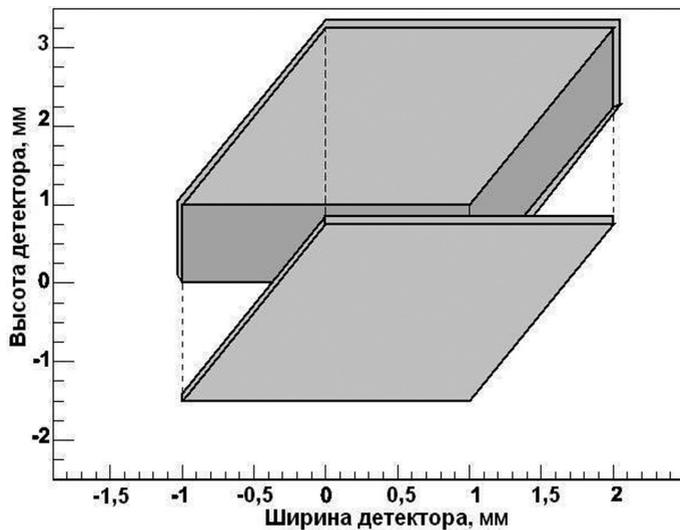


Рис. 6. Схема детектора модели 3 (четверть детектора)

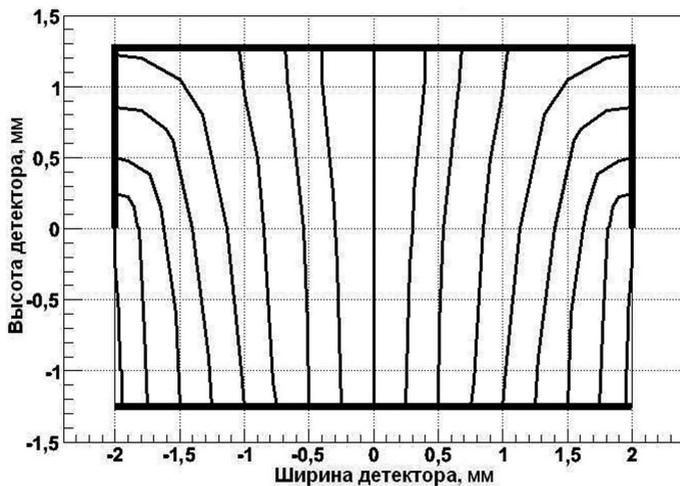


Рис. 7. Напряженность электростатического поля. Модель 3

Для моделирования собирания заряда в детекторе была разработана следующая схема.

Поток фотонов заданной энергии направлен со стороны катода и равномерно распределен по всей его площади. Дифференциальная вероятность взаимодействия фотона в кристалле на глубине x задается по закону $W(x) = \sigma e^{-\sigma x}$, где x — глубина, см; σ — суммарное сечение фото- и комптон-эффектов для заданной энергии фотонов, 1/см. Считаем, что все пары носителей образуются в точке взаимодействия фотона. Число пар носителей N , образовавшихся в процессе ионизации вещества детектора электроном, выбитым из атома в результате фотопоглощения или комптон-эффекта, определяем по формуле $N = E_\gamma/\omega$, где E_γ — энергия, переданная фотоном первичному электрону; ω — удельная энергия образования одной пары носителей. В расчетах использовалось значение $\omega = 5 \text{ эВ}$.

Пусть в точке взаимодействия фотона с координатами x_0 , y_0 , z_0 образовалось N_0 пар свободных носителей. Обозначим суммарный заряд носителей данного знака как q_0 .

В однородном поле при расстоянии между электродами d и напряженности поля $E = U/d$ заряд, индуцированный во внешнюю цепь, можно определить по формуле Хечта:

$$Q_{\text{вн}}(l) = \frac{q_0}{d} \int_0^l e^{-l'd/(\mu\tau U)} dl' = q_0 \mu \tau U / d^2 \cdot \left(1 - e^{-ld/(\mu\tau U)}\right). \quad (1)$$

Здесь μ — подвижность; τ — время жизни носителей; l — путь, пройденный носителями.

В нашем случае мы имеем дело с неоднородным полем такого рода, в котором сложно представить напряженность в данной точке как функцию координат и решить уравнение (1) аналитически. Предлагаемое решение состоит в следующем. Задаем в объеме детектора сетку, в узлах которой известны значения напряжения и напряженности. Сетку выбираем таким образом, чтобы ее ячейки представляли собой элементарные объемы $\Delta x \Delta y \Delta z \rightarrow 0$, в которых можно пренебречь неоднородностью поля. Разбиваем траекторию движения носителей вдоль поля на отрезки, соответствующие смещению, например, вдоль оси z на Δz . Для i -го шага уравнение (1) принимает вид

$$\Delta Q_i(\Delta t_i) = q_i E_i^2 \mu \tau \left(1 - e^{-\Delta t_i/\tau}\right) / U, \quad (2)$$

где $\Delta t_i = (\Delta z / \mu E_{z_i})$ — время, затрачиваемое на прохождение i -го шага; $q_i = q_0 e^{-t_{i-1}/\tau}$ — количество носителей заряда на i -м шаге; $t_i = \sum_{j=1}^i \Delta t_j$ — суммарное время, прошедшее с момента взаимодействия до i -го шага; E_i — значение вектора напряженности поля в ближайшем к началу отрезка узле сетки; E_{z_i} — z -компонента E_i .

Полный индуцированный заряд:

$$Q_{sum} = Q^e + Q^h = \sum_{i=0}^{const1} \Delta Q_i^e(\Delta t_i) + \sum_{i=0}^{const2} \Delta Q_i^h(\Delta t_i), \quad (3)$$

где $const1$ — число шагов, необходимых электронам, чтобы достичь анода; $const2$ — число шагов, необходимых дыркам, чтобы достичь катода.

3. Результаты моделирования

3.1. Линия 60 кэВ при различных разностях потенциалов между электродами детектора

Здесь и далее приведены результаты расчета спектров индуцированного заряда, полученные с помощью описанного выше алгоритма. Значения индуцированного заряда рассчитаны в единицах заряда электрона. При моделировании использовались следующие величины подвижностей и времен жизни носителей:

$\mu_e = 1050 \text{ см}^2/(\text{В}\cdot\text{с})$; $\mu_p = 100 \text{ см}^2/(\text{В}\cdot\text{с})$; $\tau_e = 2,7 \cdot 10^{-7} \text{ с}$; $\tau_p = 5 \cdot 10^{-7} \text{ с}$.

На рис. 8 приведены полученные спектры для всех моделей.

Сначала мы рассчитали спектр индуцированного заряда от фотонов с энергией 60 кэВ для детектора с двумя одинаковыми электродами (модель 1). Сравнивая экспериментальный и расчетный спектры, можно убедиться в том, что форма линии 60 кэВ в первом и во втором случае достаточно хорошо совпадает.

В модели 2 были рассмотрены следующие варианты геометрии электродов: отношение площади анода к площади катода 1:64, 1:16 и 1:4. Полученные результаты показывают, что уменьшение размера анода значительно ухудшает форму спектров индуцированного заряда по сравнению с моделью 1: во-первых, возрастает ширина линии, а во-вторых, возникают искажения

формы спектра, похожие на некое уширение или «горб» на более пологой стороне спектра. Причем, чем больше разница размеров катода и анода, а следовательно, неоднородность поля, тем шире спектр и значительнее искажения. При пошаговом рассмотрении событий удалось установить, что все события, входящие в область искажений, вызваны фотонами, провазимодействовавшими на периферии детектора, а события, входящие в основной максимум детектора, произошли в центральной области. Разделение полного спектра индуцированного заряда по областям взаимодействия может быть вызвано только большой разницей электростатических полей в этих областях.

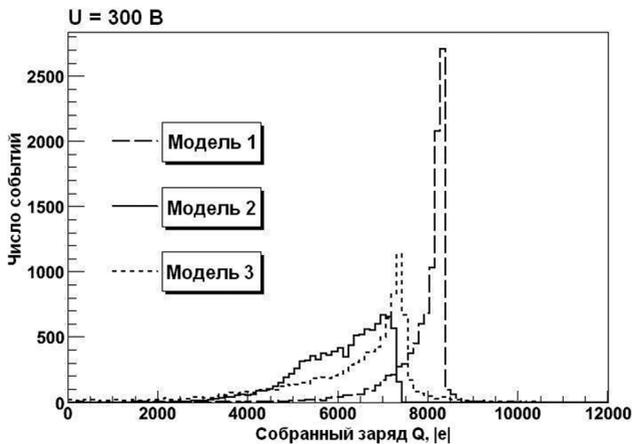


Рис. 8. Спектры индуцированного заряда от фотона с энергией 60 кэВ для трех моделей детекторов при $U = 300$ В

Детектором типа «стакан» [4] мы называем детектор, катод которого занимает не только полностью верхнюю поверхность кристалла, но и часть боковой поверхности — так называемая «стенка» (см. рис. 6). Для расчета была выбрана высота «стенки» 1,5 мм.

В третьей модели наиболее сильно проявляется зависимость формы спектра индуцированного заряда от разности потенциалов между электродами. При небольших значениях разности потенциалов (например, 200 В) форма спектра значительно хуже, чем в модели 1. Это объясняется тем, что при таких значе-

ниях разности потенциалов между электродами в дрейфовой области напряженность поля столь мала, что сильно вымирают не только дырки, но и электроны. При увеличении разности потенциалов картина улучшается. При разностях потенциалов более 600 В форма линии лучше, чем в модели 2, но всё же заметно хуже, чем в модели 1.

Как можно видеть, для энергии 60 кэВ при всех рассмотренных значениях разности потенциалов между электродами наилучшая форма спектра получается в модели 1 (с одинаковыми электродами).

3.2. Спектры индуцированного заряда при постоянной разности потенциалов для различных энергий фотонов

В предыдущем разделе мы рассматривали влияние формы электродов и значений разности потенциалов на спектры для фотонов с энергией 60 кэВ. Однако представляет интерес возможность регистрации данными детекторами максимально возможного энергетического диапазона, поэтому далее приведен расчет спектров индуцированного заряда для фотонов с энергией 20, 60, 100 и 200 кэВ при постоянном значении разности потенциалов между электродами. Выбранное значение разности потенциалов 300 В обусловлено тем, что для используемых нами в настоящее время кристаллов CdZnTe размером $4,0 \times 4,0 \times 2,5$ мм это максимальное значение, при котором шумы, связанные с током утечки в детекторе, не превосходят разумных пределов.

На рис. 9 представлены спектры индуцированного заряда в модели 1 для выбранных нами значений энергии фотонов. Из рисунка видно, что при низких значениях энергий форма спектров наилучшая, но уже при энергии фотонов 100 кэВ спектр сильно размыт, а при 200 кэВ — практически равномерный. Таким образом, рабочий диапазон энергий, при которых возможна спектрометрия с помощью данного детектора, много меньше желаемого.

Из всех рассмотренных нами вариантов модели 2 со сплошным анодом наилучшую форму спектров дает модель с соотношением площадей 1:4. Эта модель, как и предыдущая, не имеет выраженной линии в области энергий выше 100 кэВ (рис. 10).

Учитывая также искажения формы спектра, можно сделать вывод о том, что этот детектор не отвечает нашим требованиям.

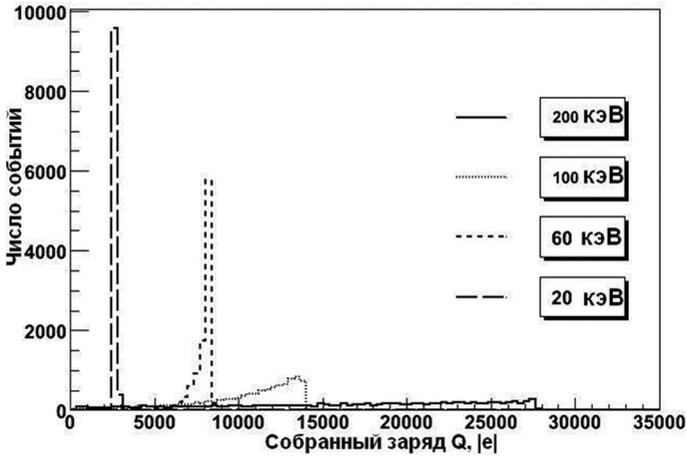


Рис. 9. Спектры индуцированного заряда для различных значений энергии фотона при разности потенциалов между электродами детектора 300 В в модели 1

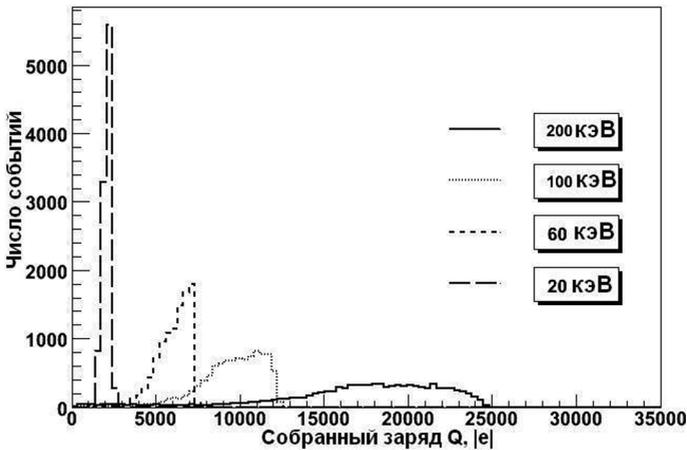


Рис. 10. Спектры индуцированного заряда для различных значений энергии фотона при разности потенциалов между электродами детектора 300 В в модели 2

В отличие от предыдущих моделей, модель 3 для 200 кэВ дает хорошо выраженную линию (рис. 11). Так как форма спектра должна зависеть от размеров дрейфовой зоны, а она, в свою очередь, от высоты «стенки», мы решили проанализировать зависимость формы спектров от высоты H «стенки» «стакана». Смысл этого исследования заключается в том, чтобы подобрать оптимальную высоту, так как при слишком короткой «стенке» дрейфовая зона мала и не влияет на события, произошедшие в глубине детектора; при слишком большой высоте «стенки» имеет место обширная дрейфовая зона, в которой большая часть электронов будет вымирать.

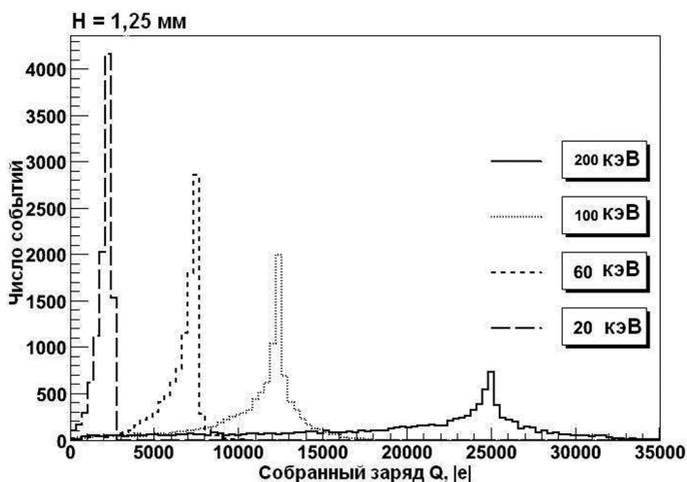


Рис. 11. Спектры индуцированного заряда для различных значений энергии фотона при разности потенциалов между электродами детектора 300 В в модели 3 (высота «стенки» «стакана» 1,25 мм — 1/2 толщины детектора)

При рассмотрении полученных спектров видно, что, например, для фотонов с энергией 200 кэВ при $H = 0,5$ мм, то есть маленькой дрейфовой зоне, форма распределения близка к аналогичной форме для модели 1; при возрастании высоты «стенки» пик становится более явным, но смещается влево из-за увеличения доли вымерших в дрейфовой области электронов; при приближении значения высоты «стенки» к значению толщины

кристалла пик снова размывается, так как картина поля в детекторе стремится к модели 1, но с меньшими значениями напряженности. Спектры более низких энергий с возрастанием высоты «стенки» размываются.

4. Анализ полученных результатов

4.1. Ширина и асимметрия спектров

На рис. 12 изображены полученные параметры распределений по всем рассмотренным моделям: среднее квадратичное отклонение и момент асимметрии распределения для всех значений энергий. Каждая точка на графике соответствует своему значению энергии.

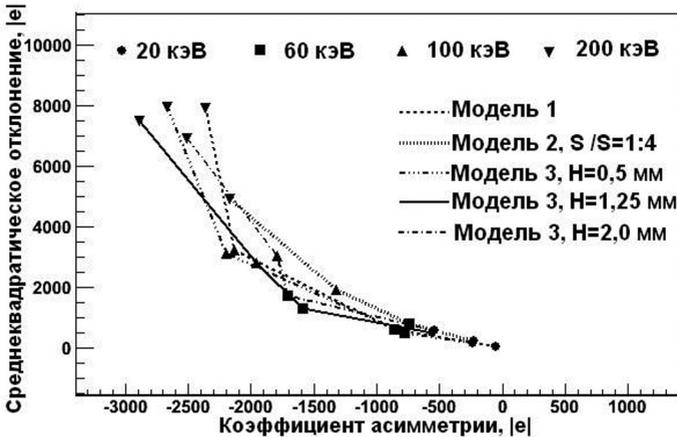


Рис. 12. Параметры распределений индуцированного заряда для всех рассчитанных моделей: среднее квадратичное отклонение и момент асимметрии распределения для различных значений энергии

Ранее, рассматривая формы распределений для разных энергий, мы пришли к выводу, что модели 1 и 2 не отвечают нашим требованиям, но для сравнения мы привели соответствующие значения. На рис. 13 приведены те же характеристики, но отдельно для трех близких вариантов модели 3: с высотой «стенки» «стакана», равной 1,00; 1,25 и 1,50 мм.

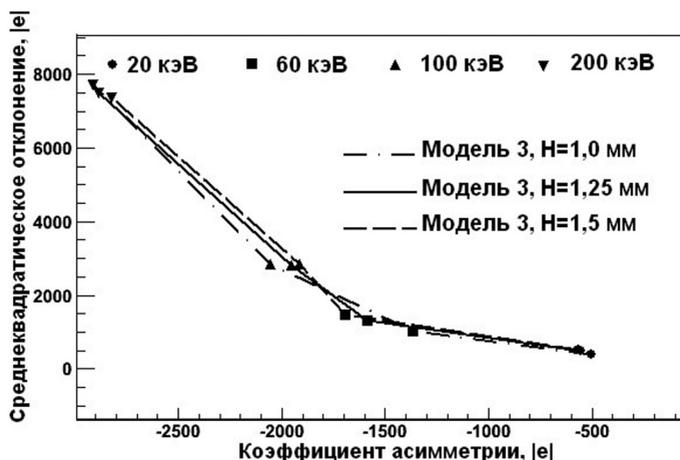


Рис. 13. Параметры распределений индуцированного заряда для трех близких вариантов модели 3: среднеквадратичное отклонение и момент асимметрии распределения для различных значений энергии

Фактически перед нами стоит задача выбрать из трех вариантов модели 3: с высотой «стенки» 1,00; 1,25 и 1,50 мм. Как видно из рисунка, параметры для этих детекторов практически совпадают. Вариант с $H = 1,00$ мм несколько лучше остальных в области низких энергий и хуже в области высоких; вариант с $H = 1,50$ мм лучше в области высоких и хуже в области низких энергий. Из рассмотренных трех вариантов компромиссный по параметрам — вариант с высотой «стенки» 1,25 мм, то есть в половину толщины кристалла.

4.2. Чувствительность к линии

Одной из важнейших характеристик детекторов является чувствительность к линии. Чувствительность показывает, насколько хорошо можно выделить линию над фоном.

В нашей работе мы никак не учитывали фон, однако оценить чувствительность можно исходя из следующих соображений: число фоновых событий в некотором окне ΔE определяем как $N_{\text{фон}} = I(E)\Delta E$, где $I(E)$ — интенсивность фоновых событий; флуктуации фона пропорциональны $\sqrt{\Delta E}$. Далее «сглаживаем» спектр методом скользящего среднего с разными ширинами

окон и определяем отношение максимального числа событий в окне в спектре к корню из ширины окна: $S = N_{\max}(\Delta E)/\sqrt{\Delta E}$.

На рис. 14–16 представлены зависимости величины S от ширины окна ΔE при разных энергиях для моделей 1, 2 ($S_A:S_K = 1:4$) и 3 (с $H = 1,25$ мм) соответственно. Из рисунков видно, что при энергиях 20 и 60 кэВ зависимости имеют ярко выраженный максимум, причем для модели 1 максимумы величины S проявляются при меньшей ширине окна и выражены ярче, чем в остальных моделях. Это значит, что соответствующие линии наилучшим образом регистрируются в детекторе модели 1. Однако зависимость для энергии 100 кэВ в этой модели уже не имеет ярко выраженного максимума, т.е. выделить эту линию при фоновых событиях мы не можем. Несколько лучшая ситуация при той же энергии наблюдается для моделей 2 и 3. Модель 2 при энергиях 20, 60 и 100 кэВ дает максимальное значение величины $S(\Delta E)$ приблизительно того же порядка, что и модель 3, но при значительно большем окне. При энергии первичных фотонов 200 кэВ во всех моделях зависимости $S(\Delta E)$ представляют собой плавно растущие кривые, говорящие о том, что ни одна модель не позволяет выделить эту линию.

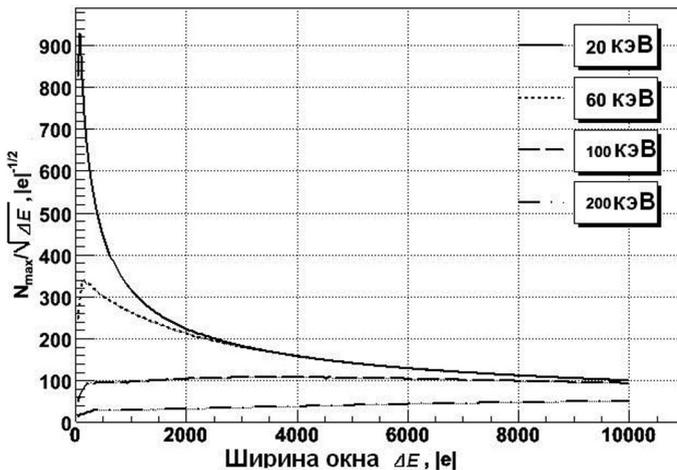


Рис. 14. Зависимость чувствительности (отношения максимального числа событий в усредненном спектре при заданной ширине окна к корню из ширины окна) от величины ширины окна. Модель 1

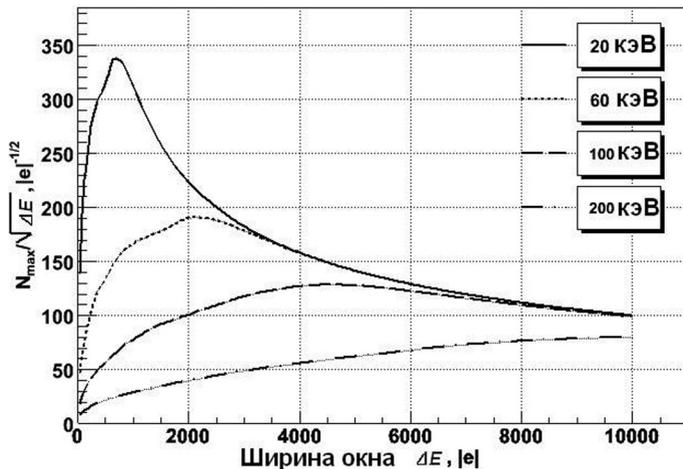


Рис. 15. Зависимость чувствительности (отношения максимального числа событий в усредненном спектре при заданной ширине окна к корню из ширины окна) от величины ширины окна. Модель 2

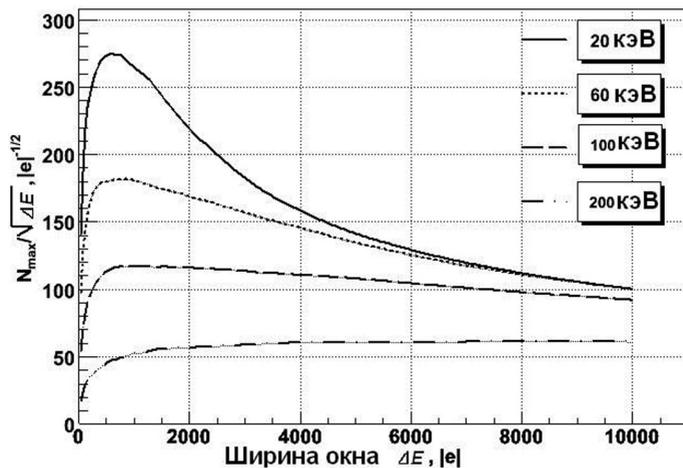


Рис. 16. Зависимость чувствительности (отношения максимального числа событий в усредненном спектре при заданной ширине окна к корню из ширины окна) от величины ширины окна. Модель 3

Выводы

В ходе работы было проанализировано несколько моделей CdZnTe-детекторов рентгеновского излучения с целью определения оптимальной конфигурации электродов, при которой детектор будет обладать спектрометрическими характеристиками в максимально широком энергетическом диапазоне. Были рассмотрены следующие варианты детекторов: детектор с одинаковыми электродами, детектор с электродами разной величины и детектор типа «стакан».

Детектор с одинаковыми электродами (модель 1) дает наилучшие результаты в области низких энергий регистрируемых фотонов (20–60 кэВ), но при энергиях выше 100 кэВ значения индуцированного заряда практически равномерно распределены по всей области значений, то есть достоверное измерение энергии регистрируемых фотонов в этой области практически невозможно.

Среди рассмотренных нами вариантов детекторов с разными по величине электродами (модель 2) наилучшие результаты дает детектор с отношением площадей анода и катода 1:4. Показатели ширины и асимметрии спектров этой модели в области высоких энергий несколько лучше, чем аналогичные характеристики для модели 1, однако, учитывая то, что при низких энергиях характеристики спектров значительно хуже, чем в модели 1, а также наличие искажения формы спектра из-за неоднородности поля, можно сделать вывод о том, что уменьшение одного электрода относительно другого приводит только к ухудшению результатов. При разбиении анода на пиксели ширина всего распределения уменьшается, и спектр смещается в область более высоких значений индуцированного заряда, стремясь к форме спектра модели 1. Следовательно, использование детекторов с электродами разных размеров не внесет улучшений в эксперимент.

Спектрометрические характеристики детектора типа «стакан» (модель 3) в области низких энергий несколько хуже по сравнению с моделью 1. Однако в области энергий от 100 кэВ полученные спектры имеют наилучшие параметры. При увеличении высоты «стенки» «стакана» характеристики спектров в области низких энергий ухудшаются, что объясняется вымиранием

электронов в дрейфовой области детектора, но, как и было предсказано, улучшаются в области высоких энергий. В целом по всему рассмотренному энергетическому диапазону модель 3 дает наилучшие результаты.

Анализируя чувствительность к линии для выбранных моделей, мы определили, что ни одна из моделей не позволяет выделять линию 200 кэВ; линия 100 кэВ слабо выделяется в моделях 2 и 3; при низких энергиях (20-60 кэВ) наилучшие результаты показывает модель 1.

По итогам проделанной работы мы пришли к выводу, что изменение конфигурации электродов, и, следовательно, формы поля в детекторе, не приводит к значительному улучшению формы спектров индуцированного заряда.

В настоящее время мы разрабатываем методику восстановления энергии фотонов с учетом формы фронта импульса при регистрации событий. Как показало моделирование, учет параметров фронта может значительно улучшить форму линий.

Литература

1. *He Z. et al.*//Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. 1995. V A 36. P. 572–575.
2. *He Z. et al.*//Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. 2000. V A 441. P. 459–467.
3. *McGregor D.S. et al.*//IEEE Transactions on Nuclear Science. June 1998. V. 45. N. 3. P. 443–450.
4. *Parnham K., Szeles Cs.*//J. Of Crystal Growth. 2000. V. 214. P. 1152–1154.
5. *Barrett H. H. et al.*//Physical Review Letters. July 1995. V. 75. P. 156–160.
6. *Picone M. et al.*//Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. 2003. V. A 504. P 313–316.
7. *Eskin J. D. et al.*//J. of Applied Physics. 1999. V. 85. N. 2. P. 647–660.
8. *Zhang L. et al.*//Journal of Nuclear Science and Technology. July 2001. V. 38. N. 7. P. 488–491.
9. *Клевков Ю. В. и др.*//Физика и техника полупроводников. 2001. Т. 35. Вып. 10. С. 1192–1196.

ПОСТРОЕНИЕ КЛАСТЕРА НА НАКОПИТЕЛЯХ ТИПА FLASH ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В БОРТОВЫХ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМАХ

*К. В. Ануфрейчик, И. В. Чулков, М. В. Бунтов, Н. П. Семена,
А. А. Коновалов, А. В. Никифоров*

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Введение

Бортовые информационные системы космических аппаратов (КА) предназначены для сбора и хранения научной информации с приборов комплекса научной аппаратуры (КНА) и бортовых служебных систем, трансляции командной информации в КНА, а также вывода накопленной информации в телеметрию (радиоканал). Обобщенная схема бортовой информационно-управляющей системы представлена на рис. 1.

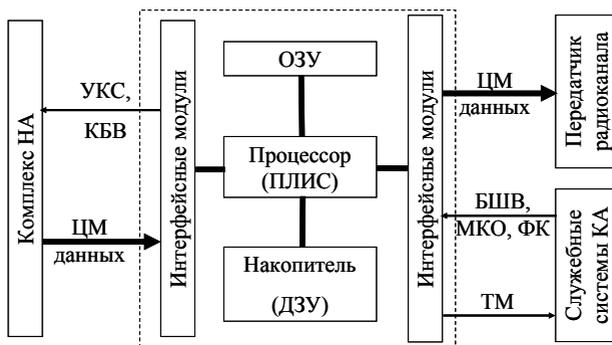


Рис. 1. Обобщенная схема бортовой информационно-управляющей системы: ОЗУ — оперативное запоминающее устройство; ПЛИС — программируемая логическая интегральная схема; ДЗУ — долговременное запоминающее устройство; УКС — управляющее кодовое слово; КБВ — код бортового времени; ЦМ — цифровой массив; БШВ — бортовая шкала времени; МКО — магистральный канал обмена; ТМ — телеметрия; ФК — функциональные команды

Расширение объемов и усложнение задач, ставящихся перед космическими исследованиями, приводит к увеличению объема научной информации, обрабатываемой и сохраняемой бортовой информационной системой.

В связи с этим возрастают требования к накопителям (ДЗУ). Приведем для сравнения требования к системам сбора научной информации проектов «Интербол» (1995 и 1996) — ССНИ и «КОРОНАС-Фотон» (2003) — ССРНИ. Так в ССНИ «Интербол» цифровые данные от комплекса научной аппаратуры передаются по 16 каналам со скоростью 32 кбит/с, объем накапливаемой информации не более 80 Мбайт. Требования к ССРНИ «КОРОНАС-Фотон» — прием цифровых данных от КНА по 24 каналам со скоростью до 125 кбит/с, объем накапливаемой информации 1,5 Гбайт. Видно, что за последние 7–8 лет требования возросли в десятки раз.

В настоящее время одним из вариантов построения ДЗУ является использование твердотельных накопителей флэш-памяти (Flash) большой емкости, к достоинствам которых относятся миниатюрность, низкая потребляемая мощность и высокая стойкость к механическим воздействиям [1,2].

В работе рассматриваются различные аспекты использования твердотельных накопителей в бортовых информационно-управляющих системах, анализ преимуществ и недостатков по сравнению с альтернативными решениями, а также варианты конкретной реализации в составе бортовых информационно-управляющих систем проектов «КОРОНАС-Фотон» и «Спектр-РГ».

1. Сравнительный обзор накопителей и их применимость в качестве ДЗУ бортовых информационно-управляющих систем

Современным требованиям к ДЗУ бортовых информационно-управляющих систем отвечают накопители на жестких магнитных дисках (НЖМД) и на флэш-памяти. Основные преимущества НЖМД — очень большая информационная емкость, наивысшие скорости чтения/записи, большое число циклов перезаписи. Преимуществами накопителей на флэш-памяти являются: твердотельный носитель без движущихся частей, низкое потребление, малые размеры, постоянные скорости записи/чтения.

Для условий и задач современных бортовых систем преимущества НЖМД не важны, в то время как преимущества накопителей на флэш-памяти имеют решающее значение.

Основная часть накопителей на флэш-памяти представлена в виде карт и микросхем флэш-памяти. Наиболее используемыми в стандартных решениях являются карты флэш-памяти. Они состоят из одной или нескольких микросхем флэш-памяти и контроллера, заключенных в единый корпус. В функции контроллера входит обеспечение интерфейса с пользователем, контроль целостности информации, шифрование данных, управление сбойными секторами и т.п.

Карты флэш-памяти обладают следующими достоинствами:

- независимость системы от производителя микросхем и даже типа флэш-памяти (**NOR** или **NAND**);
- поддержка операционными системами (ОС) на уровне драйверов;
- простота смены карт, что позволяет пользователю заменять сбойные карты или использовать карты в качестве переносного носителя.

Эти преимущества важны для обслуживаемых универсальных наземных систем, однако в бортовых информационно-управляющих системах они становятся несущественными, зато важны следующие недостатки карт флэш-памяти:

- избыточность функций встроенного контроллера, что усложняет процедуру и снижает скорость работы с картой флэш-памяти;
- большое количество выводов для карт с параллельным интерфейсом, обусловленное исключительно совместимостью с интерфейсом **АТАРІ**;
- невысокое быстродействие карт с последовательным интерфейсом;
- неудобство монтажа и сложность надежной фиксации карт.

Поэтому для бортовых информационно-управляющих систем оптимально использование микросхем флэш-памяти. Основными архитектурами построения микросхем флэш-памяти являются **NOR** и **NAND**. **NOR обеспечивают быстрый произ-**

вольный доступ, но невысокую плотность (емкость) памяти, а NAND — **страничный доступ при более высокой плотности (емкости)**. Поэтому, как правило, NOR используются для хранения программного кода, а NAND — для хранения данных.

При использовании микросхемы NAND флэш-памяти Samsung K9K4xxxxxx **средняя скорость записи может достигать 6 Мбайт/с, чтения — 20 Мбайт/с**, в то время как, согласно экспериментальным данным [3,4], средняя скорость чтения с карт флэш-памяти не превышает 9 Мбайт/с, записи — 6...7 Мбайт/с.

Таким образом, долговременная память в бортовых информационно-управляющих системах должна быть организована на базе микросхем флэш-памяти.

2. Организация интерфейса с флэш-памятью в бортовых информационно-управляющих системах

Обобщенная схема интерфейса с флэш-памятью представлена на рис. 2.

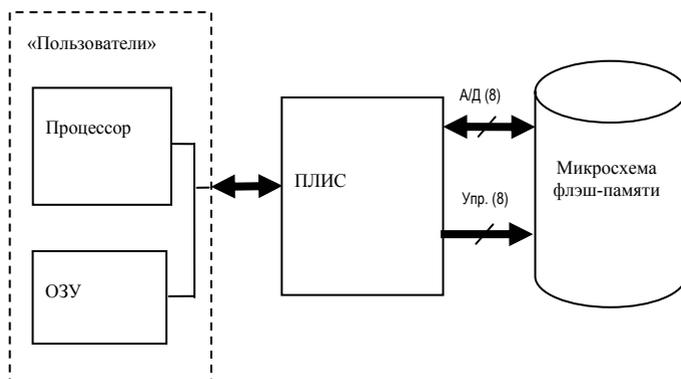


Рис. 2. Структурная схема интерфейса с микросхемой флэш-памяти

В приведенной схеме ПЛИС отвечает за формирование временных диаграмм (поддержку интерфейса) для микросхем флэш-памяти, а также за блочную запись/чтение, например, в ОЗУ под управлением процессора. Организация интерфейса с флэш-памятью во многом диктуется внутренней структурой [5], которая рассмотрена ниже.

Основными производителями микросхем NAND-флэш являются фирмы **Samsung** и **Toshiba**, причем структура микросхем и их временные характеристики идентичны для обеих фирм. Для обмена используются 16 линий интерфейса — 8 информационных линий* (совмещенные адреса/данных — А/Д) и 8 управляющих, в том числе линия питания.

Операция записи состоит из побайтовой пересылки массива информации через ПЛИС во внутренний буфер флэш-памяти, после чего следует программирование ячеек флэш-памяти. Аналогичным образом производится чтение из флэш-памяти — сначала информация считывается во внутренний буфер, а затем транслируется посредством ПЛИС «пользователю».

Запись и чтение информации производится страницами размером 2112 байт, из которых 64 байта предусмотрены производителем под хранение корректирующего кода. Совокупность из 64 страниц называется блоком. Каждый блок имеет собственный дешифратор адреса и является минимальной единицей при стирании информации и определении сбойных ячеек.

Таким образом, минимально необходимый набор операций — очистка блока, запись и чтение страницы.

Продолжительность выполнения операции комплексом можно определить по следующей формуле:

$$T_{on} = \max \{T_{n-П}, T_{ф-П}\} + T_{ф},$$

где $T_{n-П}$ — продолжительность передачи страницы информации между пользователем и ПЛИС; $T_{ф-П}$ — продолжительность передачи страницы информации между флэш-памятью и ПЛИС; $T_{ф}$ — продолжительность операции во флэш-памяти.

Основываясь на характеристиках микросхем флэш-памяти с восьмибитной шиной данных, $T_{ф-П}$ не может быть менее 100 мкс, среднее время выполнения операции составляет 30 мкс для операции чтения страницы, 300 мкс — записи и 2 мс для очистки блока.

Таким образом, продолжительность операции в среднем будет не менее 130 мкс для чтения страницы (16 Мбайт/с), записи — 400 мкс (5 Мбайт/с).

* Существуют также микросхемы с 16 линиями адреса/данных.

Однако для ускорения записи в микросхемах предусмотрена возможность кэширования. Она позволяет производить запись во внутренний буфер одновременно с операцией записи (программирования) в ячейки флэш-памяти.

В этом случае продолжительность выполнения операции комплексом определяется формулой

$$T_{on} = \max \{T_{n-П}, T_{ф-П}, T_{ф}\}.$$

Средняя продолжительность операции записи не менее 300 мкс (6 Мбайт/с).

Кэшированную запись удобно использовать в режиме накопления информации, когда подавляющее большинство действий — операции записи. В режиме воспроизведения информации использование кэшированной записи будет только ухудшать временные параметры, так как в этом случае большинство составляют операции чтения.

3. Построение файловой системы накопителя

Для эффективной работы с данными большое значение имеет файловая система.

При работе с флэш-памятью необходимо учитывать следующее:

- перезапись является продолжительной процедурой, так как необходимо перезаписывать весь блок, содержащий перезаписываемую информацию;
- поскольку микросхемы имеют ограниченное (для NAND не более 100000) число циклов перезаписи, необходимо учитывать уровень износа (**wear level**) и **стремиться, чтобы износ был равномерным.**

Поэтому во всех файловых системах, поддерживающих флэш-память, число перезаписей минимизируется за счет потери оперативности. Из-за этого снижается и эффективность файловой системы [6–8].

Бортовые системы сбора научной информации имеют несколько особенностей:

- средняя продолжительность хранения данных составляет 1-2 периода сброса (для космического аппарата «КОРОНАС-Фотон» 1-2 сут);

- научные данные для системы однородны;
- скорость вывода информации значительно превышает скорость поступления, в связи с чем данные хранятся в виде, позволяющем проводить последовательный вывод информации с флэш-памяти без обработки.

Учитывая эти особенности, файловую систему удобно представить в виде одного файла-канала, а флэш-память — как кольцевой буфер.

Для управления системой требуются следующие параметры:

- битовая карта, показывающая состояние сбойных блоков диска; для диска емкостью 512 Мбайт размер битовой карты составляет 256 байт;
- указатели на записываемую и считываемую страницы;
- указатели на границы области для научных данных (границы кольцевого буфера).

Таким образом, для эффективного управления флэш-памятью объемом 512 Мбайт достаточно 270 байт.

В области памяти, не принадлежащей научным данным, возможно размещение служебной информации — копий программ, таблиц квот и т.п.

4. Организация массива накопителей

Даже самые емкие микросхемы NAND-памяти зачастую не обеспечивают достаточного объема для хранения данных.

Поэтому перед производителями накопителей на флэш-памяти для хранения больших объемов данных встает необходимость организации памяти на нескольких микросхемах.

«Стандартные» решения предлагают одновременное использование 1-2 карт флэш-памяти, т.е. увеличение емкости возможно только за счет использования более емких карт флэш-памяти. Но ни одна карта памяти не поддерживает горячего и холодного резервирования, тем более не позволяет конфигурировать резервирование на усмотрение пользователя, что является существенным препятствием для использования в бортовых системах.

Решение этой проблемы — организация массива накопителей с большой гибкостью в объемах и резервировании памяти накопителей.

Рассмотрим несколько схем построения массива накопителей.

Одной из этих схем построения массива является параллельное подключение накопителей (рис. 3).

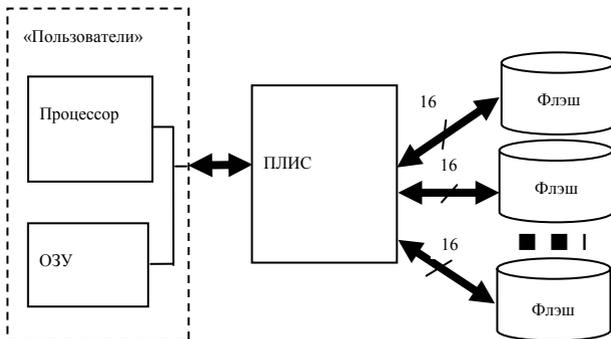


Рис. 3. Структурная схема массива с параллельным подключением

Этот вариант позволяет обеспечить максимальную скорость записи (чтения).

Продолжительность выполнения одной операции (в потоке) будет равна

$$T_{оп} = \max \{T_{н-П}, T_{ф-П}/N, T_{ф}/N\},$$

где N — число носителей, принимающих участие в выполнении операции данного типа.

Очевидные недостатки приведенной схемы:

- количество линий интерфейса с массивом кратно количеству носителей, поэтому возможности по масштабированию сильно ограничены;
- для обеспечения максимальной скорости необходим быстрый интерфейс между ПЛИС и «пользователем»;
- кадры научных данных обычно содержат несколько страниц; при такой записи они оказываются распределены по разным микросхемам флэш-памяти, что значительно повышает вероятность потери информации при появлении сбойных блоков, а также усложняет динамическое управление резервированием;

- при сокращении числа носителей, участвующих в операции, продолжительность операции будет увеличиваться в разы.

Другой способ заключается в размещении носителей на одной шине (рис. 4.).

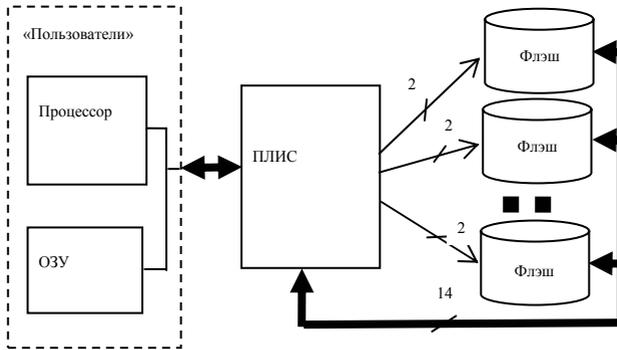


Рис. 4. Структурная схема массива с последовательным подключением

Отдельно на каждый из носителей выдаются только сигналы управления питанием и выбора носителя (CS).

Такое подключение применяется с бортовых системах «КОРОНАС-Фотон» и «Спектр-РГ», так как оно лишено большей части недостатков параллельного подключения. Однако продолжительность выполнения операции здесь больше и определяется по формуле:

$$T_{оп} = \max \{T_{n-П}, T_{ф-П}, T_{ф}/N\}.$$

Если же требуется повысить надежность хранения данных (устранить распределение кадра научной информации по нескольким носителям), то продолжительность операции становится равной продолжительности для одного носителя. Некоторого параллелизма можно добиться при одновременном выполнении операций на разных носителях.

Информация, необходимая для управления массивом, является совокупностью информации по отдельным носителям. Кроме того, требуется битовое поле для задания включенных (запитанных) микросхем, что позволяет создать холодный резерв.

5. Реализация ДЗУ

В научных космических проектах предложенная структура построения ДЗУ была реализована в системе сбора и накопления научной информации (ССРНИ) проекта «КОРОНАС-Фотон» и в бортовой информационно-управляющей системе (БИУС) проекта «Спектр-РГ».

Основными задачами ССРНИ является прием и накопление информации (ИЦМ) от комплекса научной аппаратуры, поступающей по 24 последовательным каналам, и телеметрии космического аппарата, поступающей по магистральному последовательному каналу (MIL-STD1553b). **Средний поток ИЦМ составляет 130 кбит/с.**

В задачи ССРНИ входит также передача накопленной информации в интерфейс радиоканала со скоростью 15,36 Мбит/с. При этом одновременно с передачей данных в радиоканал не должен прерываться прием ИЦМ. Кроме того, в задачи ССРНИ входят и не связанные с хранением данных, такие как трансляция управляющих кодовых слов и кода бортового времени научной аппаратуре.

Требования по объему долговременной памяти ССРНИ составляют 1,5 Гбайт.

Для решения этих задач был разработан специализированный программно-аппаратный комплекс, основу которого составляют процессор, ПЛИС и массив накопителей на основе микросхем флэш-памяти. Процессор (TMS320C32) осуществляет управление массивом накопителей, его тестирование, а также поддержку файловой системы. Функции ПЛИС (Atmel/Actel) заключаются в блоковых (страничных) пересылках между микросхемами флэш-памяти и ОЗУ, а также автоматическом формировании корректирующего кода (кода Хемминга) и восстановлении информации, для которой сформированы коды.

Массив накопителей состоит из трех микросхем SAMSUNG K9K4G08U0M **объемом 4 Гбит каждая, подключенных по последовательной схеме** (см. рис. 4).

Средняя скорость записи/чтения, полученная по результатам отладочных, автономных и стыковочных испытаний, составила 36 Мбит/с, что достаточно для выполнения задач по накоплению информации в полном объеме.

Требования к БИУС менее жесткие, чем к ССРНИ, как по скоростям (передача данных — 1,3 Мбит/с), так и по объемам сохраняемой информации. Поэтому достаточно трех микросхем **SAMSUNG K9K2G08U0M объемом 2 Гбит каждая.**

Заключение

Рассмотренные интерфейс с флэш-памятью, файловая система и последовательно подключенные накопители флэш-памяти применены в ДЗУ бортовых информационно-управляющих систем проектов «Спектр-РГ» и «КОРОНАС-Фотон». Это позволило получить масштабируемый массив накопителей с широкими возможностями по резервированию. Объем информации, необходимой для управления кластером из четырех микросхем по 512 Мбайт, не более 1 кбайт, при этом средняя скорость записи/чтения составляет 4,5 Мбайт/с, что превышает соответствующие характеристики устройств на картах флэш-памяти. Указанные бортовые системы успешно прошли автономные и комплексные испытания в составе КНА.

Литература

1. *Dipert B., Levy M.* Designing with Flash Memory. Annabooks/RTC Books, 1993.
2. *Gill S.* Developing information appliance design tools for designers. L.: Springer, 2003. V. 7. P. 159–162.
3. <http://www.ixbt.com/storage/flashcard-test-p12-sdmmc.shtml>.
4. <http://www.ixbt.com/storage/flashcard-test-p13-cf.shtml>.
5. http://www.samsung.com/Products/Semiconductor/Flash/TechnicalInfo/eccalگو_040624.pdf.
6. <http://www.samsung.com/Products/Semiconductor/Flash/TechnicalInfo/filesys.pdf>.
7. Harbron Thomas R. File systems: Structures and Algorithms. Prentice Hall, 1998. 254с.
8. *Steve D. Pate* UNIX Filesystems: Evolution, Design, and Implementation. Wiley, 2003.

О РАЗРАБОТКЕ И ИЗГОТОВЛЕНИИ ПРИБОРОВ

А. М. Контев

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

В сложившихся экономических условиях одним из актуальных вопросов создания приборов космической техники становится обеспечение их надежности и качества при нарастании дефицита финансовых, трудовых и временных ресурсов. Изделия, создаваемые в ходе научно-исследовательских, а также опытно-конструкторских работ, должны соответствовать ОТТ, ТТЗ, действующим ГОСТам и другой нормативно-технической документации. При опытном и серийном производстве необходимо обеспечить выполнение требований конструкторской, технологической и нормативно-технической документации. С другой стороны, очевидны необходимость эффективного использования денежных средств, выделяемых на поставку продукции и выполнение работ, оценка целесообразности, перспективности и экономической обоснованности проведения исследований и разработок. В этих условиях особенно актуальными становятся вопросы структурной надежности приборов и оптимизация процесса их создания по критериям надежности и стоимости.

Будем рассматривать математическую модель в виде вероятностной сети — ориентированного графа с **нагруженными дугами** (рис. 1). В предметной области такой модели соответствует структурная схема надежности прибора или, например, сетевой график разработки изделия.

На рис. 1, а также далее по тексту будем обозначать: P_i — вероятность того, что сигнал может пройти по i -й дуге; C_i — стоимость i -й дуги.

Пусть требуется решить одну из следующих задач:

$$P(P_1, P_2) \rightarrow \max, \quad \sum_{i=1}^2 C_i \leq C_{зад}, \quad (1)$$

$$P(P_1, P_2) \geq P_{зад}, \quad \sum_{i=1}^2 C_i \rightarrow \min. \quad (2)$$

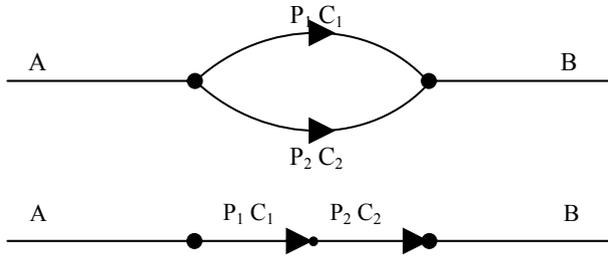


Рис. 1. Вероятностная сеть из двух элементов

Если стоимость и надежность связаны линейной зависимостью $P_1 = kC_1$ и $P_2 = kC_2$, то, как нетрудно показать, обе задачи решаются просто. Экстремум в обоих случаях достигается при $P_1 = P_2$. Из этого следует, что при использовании дублирования и резервирования для повышения надежности приборов предпочтительно применять элементы одинаковой надежности.

Если взять более сложный нагруженный ориентированный граф, соответствующий структурной схеме надежности даже не очень сложного прибора, например такой, как изображен на рис. 2, то подсчет вероятности того, что сигнал пройдет из точки А в точку В, становится весьма затруднительным.

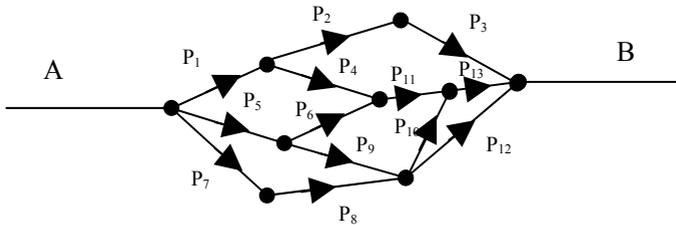


Рис. 2. Более сложная вероятностная сеть

Задача расчета такой вероятности в общем случае, по-видимому, является **NP-полной**, т.е. время счета возрастает экспоненциально с ростом числа элементов сети, и не существует алгоритмов, позволяющих провести расчет за время, возрастающее полиномиально с ростом числа ребер в графе.

Однако если ввести дополнительные ограничения, то задача значительно упрощается.

Пусть $\{G(n)\}$ — множество всех графов с n ребрами. Пусть $\{G(n, N)\}$ — множество всех графов с n ребрами, в которых длина минимальной цепи, соединяющей источник со стоком, — N .

Будем рассматривать следующие задачи:

$$P(G(n, N)) \geq P_{зад}, \quad \sum_{i=1}^n C_i \rightarrow \min_{\{G(n, N)\}}, \quad (3)$$

$$P(G(n, N)) \rightarrow \max_{\{G(n, N)\}}, \quad \sum_{i=1}^n C_i \leq C_{зад}. \quad (4)$$

Пусть требуется построить граф, доставляющий экстремум, из ребер некоторого множества $R: \{r_1 \dots r_k\}$, причем надежность ребра r_i равна P_i , а его стоимость — C_i . Решение этих задач изложено в работах [1, 2].

Отметим некоторые результаты, особенно важные при конструировании приборов. Для обеих задач справедливо следующее:

1. Оптимальный граф имеет параллельно-последовательную структуру из N слоев (рис. 3). Вероятность прохождения сигнала через каждый слой одинакова.

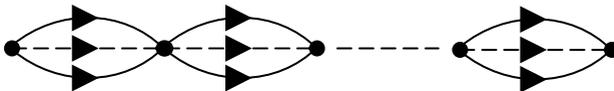


Рис. 3. Оптимальная, параллельно-последовательная вероятностная сеть

2. Существует оптимальное ребро r^* с надежностью P^* и стоимостью C^* . Оптимальный граф состоит только из этих ребер.

Как нетрудно заметить, из этого следует:

- прибор, оптимальный по критерию надежность — стоимость, должен иметь параллельно-последовательную структуру схемы надежности;
- для любого прибора с самой запутанной схемой надежности можно быстро построить верхнюю и нижнюю оценки надежности; это будут параллельно-последовательные схемы.

Сетевой график выполнения работ нетрудно преобразовать в вероятностную сеть. Отличие состоит в том, что, с точки зрения алгебры логики, сетевой график — конъюнктивная форма, которую, однако, всегда можно преобразовать в дизъюнктивную. Из этого следует:

- сетевой график, оптимальный по критерию вероятность успешного завершения — стоимость, должен иметь параллельно-последовательную структуру;
- для любого сетевого графика можно быстро построить верхнюю и нижнюю оценки вероятности успешного завершения и стоимости.

Литература

1. *Коптев А. М.* О синтезе надежных вероятностных сетей//Вестн. Моск. ун-та. Сер. 15, Вычисл. матем. и киберн. 1997. № 3.
2. *Коптев А. М.* Об одном алгоритме синтеза надежных вероятностных сетей минимальной сложности//Вестн. Моск. ун-та. Сер. 15, Вычисл. матем. и киберн. 1998. № 2.

055(02)2

Ротапринт ИКИ РАН
Москва, 117997, Профсоюзная ул., 84/32

Подписано к печати . .2007 г.

Заказ

Формат 70×108/32

Тираж

14,3 уч.-изд. л.