

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК



МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА

**ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

**МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ**

МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЗЗ

СБОРНИК ТРУДОВ

РОССИЯ
ТАРУСА
22–25 СЕНТЯБРЯ 2008 ГОДА

Настоящий сборник содержит материалы первой Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов», организатором которой является ИКИ РАН, — ведущий российский разработчик датчиков астроориентации космических аппаратов. Специалисты ведущих предприятий космической отрасли России представили на конференции доклады, отражающие современное положение дел в следующих направлениях космической деятельности:

- разработка приборов астроориентации и навигации космических аппаратов;
- телевизионные системы проекта «Фобос-Грунт»;
- методы и средства наземной обработки оптико-электронных приборов космического назначения;
- многозональные съемочные системы для дистанционного зондирования Земли.

В сборник включены основные доклады по каждому из перечисленных направлений.

These are the Proceedings of the 1st All-Russian Scientific and Technological Conference “Contemporary Problems of Spacecraft Attitude Determination and Control”. The Conference was organized by the Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences — the leading Russian designer of star trackers. Experts from Russia’s key space enterprises presented reports reflecting present status of the following space activity fields:

- development of instruments for spacecraft star tracking and navigation;
- television systems of the “Phobos-Grunt” mission;
- techniques and facilities for ground trials of space optico-electronic instrumentation;
- multiband imaging systems for the Earth remote sensing.

The Proceedings include principal reports within the framework of the above mentioned fields.

Редакционная коллегия:

*Г.А. Аванесов, А.А. Форш, О.И. Кораблев,
С.В. Воронков, О.Я. Клименко, Е.А. Антоненко*

Редактор *В.С. Корниленко*

Компьютерная верстка *Н.Ю. Комаровой*

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	11
-------------------	----

Секция I

ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов. <i>С.А. Дятлов, Р.В. Бессонов</i>	11
Особенности построения и функционирования приборов астроориентации БОКЗ со встроенными датчиками угловой скорости. <i>Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, А.Н. Куркина, В.А. Красилов, М.И. Куделин, В.Г. Собчук, А.А. Форш</i>	32
Система датчиков гида телескопа Т-170М. <i>Г.А. Аванесов, С.В. Воронков, Я.Л. Зиман, В.А. Красилов, М.Ю. Куделин, А.А. Форш</i>	41
Звездный датчик для целей автономной навигации в дальнем космосе. <i>М.С. Чубей, В.Н. Львов, Л.И. Ягудин</i>	56
Звездный датчик для наноспутника <i>А.Н. Липатов, А.Н. Ляш, В.С. Макаров, С.А. Антоненко, Г.В. Захаркин</i>	66
Оптический солнечный датчик. Особенности конструкции и испытательного оборудования <i>Г.А. Аванесов, Я.Л. Зиман, Е.В. Зарецкая, М.И. Куделин, А.В. Никитин, А.А. Форш</i>	78
Программно-алгоритмическое обеспечение оптического солнечного датчика <i>Т.Ю. Дроздова, И.Ю. Катасонов, А.В. Никитин</i>	90
Солнечный датчик на ПЗС-матрице без объектива <i>В.С. Пашков</i>	104
Солнечный датчик на ПЗС-матрице. <i>В.С. Пашков</i>	124
Солнечный датчик для наноспутников <i>О.Н. Андреев, А.Н. Липатов, А.Н. Ляш, В.С. Макаров, Л.И. Хлюстова, С.А. Антоненко, Г.В. Захаркин</i>	131

Фасеточные датчики солнечной ориентации	136
<i>В.Д. Глазков, В.А. Котцов</i>	
Оптический датчик координат для системы автоматической посадки.	146
<i>А.Н. Липатов, А.Н. Ляш, В.С. Макаров, С.А. Антоненко, Г.В. Захаркин</i>	
Методы высокоточной навигации и ориентации, их летная отработка и применение в терминальных инерциально-спутниковых системах управления средствами выведения и спуска с орбит	157
<i>В.Д. Дишель</i>	
Магнитные системы ориентации и методы определения ориентации наноспутников серии ГНС-0	191
<i>С.О. Карпенко, Н.В. Курпянова, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, А.С. Селиванов</i>	
Рентгеновские пульсары — маяки автономной системы навигации космических аппаратов	210
<i>В.А. Арефьев, М.Н. Павлинский, С.Н. Федотов, А.А. Лутовинов, Н.П. Семена, В.В. Левин</i>	
Измерения предельно малых ускорений на космических аппаратах	219
<i>В.М. Линкин, А.Б. Манукин, О.Н. Андреев, А.Н. Горшков</i>	
Влияние «смаза» изображения на точность оценки его координат	225
<i>В.С. Пашков</i>	
Особенности применения термопреобразователей сопротивления в системах ориентации и энергообеспечения космических аппаратов	231
<i>В.И. Костенко, М.Б. Добряин, А.В. Наганов, О.Т. Захарчук</i>	

Секция 2

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ
ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

Задачи, решаемые телевизионной системой навигации и наблюдения в проекте «Фобос-Грунт»	239
<i>Г.А. Аванесов, Б.С. Жуков, Е.Б. Краснопевцева</i>	
Формирование модельных стереоизображений Фобоса и их фотограмметрическая обработка в задачах припланетной навигации.	251
<i>Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин</i>	

История и перспективы использования систем технического зрения для управления процессом посадки на планеты и малые тела Солнечной системы	268
<i>Е.В. Белинская</i>	
Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос.	279
<i>В.А. Гришин</i>	
Бортовое программно-алгоритмическое обеспечение информационной поддержки посадки на Фобос	294
<i>Б.С. Жуков, С.Б. Жуков, В.А. Гришин, Р.В. Гордеев</i>	
Моделирование детальных изображений поверхности Фобоса для отработки задач информационной поддержки посадки на Фобос.	304
<i>Б.С. Жуков, Б.С. Дунаев, С.Б. Жуков</i>	
Телевизионные системы манипуляторного комплекса проекта «Фобос-Грунт»	314
<i>А.В. Бондаренко, И.В. Докучаев, О.И. Кораблев, А.Б. Киселев, О.Е. Козлов, В.А. Котцов, Ж.-П. Бибринг, Ж.Ж. Фурмонд</i>	
Микроскоп-спектрометр проекта «Фобос-Грунт»	324
<i>О.И. Кораблев, А.В. Бондаренко, А.Ю. Иванов, О.Е. Козлов, В.А. Котцов, А.Б. Улянов, Ж.-П. Бибринг, Ж.Ж. Фурмонд</i>	
Компьютерный анализ телевизионных изображений поверхности Фобоса	329
<i>Л.А. Болдачева, Ю.К. Зайко, Р.А. Никитушкин, А.А. Новалов</i>	
Ориентация пылевого прибора DIAMOND миссии «Фобос-Грунт» во время перелета космического аппарата по маршруту Земля — Марс и на марсианских орбитах, доступных для измерений	342
<i>Г.Г. Дольников, А.В. Захаров</i>	
Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры для проекта «Фобос-Грунт»	350
<i>Т.Ю. Дроздова, И.Ю. Катасонов, М.И. Куделин</i>	

Секция 3

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

Контроль и измерения точностных параметров оптико-механических сканирующих устройств систем дистанционного зондирования Земли	365
<i>П.П. Моисеев</i>	

Имитаторы звездного неба для наземной обработки датчиков звездной ориентации	372
<i>Г.А. Аванесов, С.В. Воронков, Б.С. Дунаев, В.А. Красиков, В.А. Шамис, А.А. Фори</i>	
Оценка точности звездного прибора БОКЗ-М по результатам наземных и летных испытаний	387
<i>Г.А. Аванесов, В.А. Красиков, А.В. Никитин</i>	
Методика и результаты обработки программно-алгоритмического обеспечения оптических солнечных датчиков	409
<i>Т.Ю. Дроздова, А.В. Никитин</i>	
Исследование смещения энергетического центра изображений звезд относительно геометрического центра на ПЗС-матрице и коррекция методической ошибки	421
<i>Г.А. Аванесов, Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин</i>	
Результаты испытаний ПЗС-матриц российского и зарубежного производства на источниках заряженных частиц	447
<i>Г.А. Аванесов, В.В. Акимов, С.В. Воронков</i>	
Испытания ПЗС-линеек на источниках гамма-излучения CO^{60} различной интенсивности.	458
<i>С.В. Воронков, Т.Ю. Дроздова</i>	
Испытания оптического солнечного датчика на протонном ускорителе	471
<i>С.В. Воронков, Т.Ю. Дроздова</i>	

Секция 4

МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЗЗ

О проведенных в ИКИ аэрокосмических исследованиях Земли (исторический экскурс).	481
<i>Я.Л. Зиман</i>	
Комплекс средств для координатно-временного обеспечения космического аппарата «Метеор-М» № 1	489
<i>Г.А. Аванесов, Я.Л. Зиман, А.А. Фори, С.А. Дятлов, Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина, А.С. Василейский</i>	
Формирование и передача пакетов информации по высокоскоростному каналу связи	495
<i>А.М. Кузьмичёв, А.С. Рахимьянов</i>	
Прецизионные оптико-механические сканирующие устройства системы дистанционного зондирования МСУ-ГС.	503
<i>Э.И. Рожавский, П.П. Моисеев</i>	

Корреляционные портреты гиперспектральных данных дистанционного зондирования	510
<i>Б.М. Балтер, В.В. Егоров, В.А. Котицов, М.В. Стальная</i>	
Синтез видеоданных многозональных съемочных систем различного пространственного разрешения	519
<i>Б.С. Жуков</i>	
Предварительная обработка видеоданных комплекса многозональной спутниковой съемки с космического аппарата «Метеор-М»	530
<i>Б.С. Жуков, Я.Л. Зиман, И.В. Полянский, С.Б. Жуков, О.В. Бекренев, Л.И. Пермитина</i>	
Аппаратно-программные средства обработки приборов комплекса многозональной спутниковой съемки	541
<i>Е.В. Коломеец</i>	
Радиометрическая градуировка комплекса многозональной спутниковой съемки.	549
<i>В.А. Ваваев, М.В. Ваваев, И.В. Полянский</i>	
Относительная радиометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС)	562
<i>А.С. Василейский, Б.С. Жуков, С.Б. Жуков, А.Н. Куркина, И.В. Полянский</i>	
Воспоминания о создании и работе в ИКИ самолетной лаборатории моделирования исследований Земли из космоса (из предистории оптико-физического отдела)	575
<i>Я.Л. Зиман</i>	

ПРЕДИСЛОВИЕ

Первая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» была организована в 2008 г. силами Института космических исследований Российской академии наук. Стимулом к проведению подобного рода мероприятия явилось желание собрать в одном месте специалистов, задействованных в области разработки и эксплуатации оптико-электронных приборов космического применения, в первую очередь датчиков астроориентации и съемочных систем, работающих в видимом оптическом диапазоне. Важной задачей в представлении организаторов конференции являлось совместное обсуждение насущных проблем представителями заказчиков и разработчиков приборов, что позволяло более четко и грамотно организовать дальнейшее взаимодействие.

Обозначенная тематика докладов охватывала вопросы, касающиеся разработки приборов астроориентации и навигации, телевизионных систем проекта «Фобос-Грунт», камер, предназначенных для дистанционного зондирования Земли, а также методов и средств наземной отработки создаваемых приборов. Представленные в настоящем сборнике материалы отражают наиболее важные темы, затронутые в ходе проведения конференции.

По прошествии времени можно утверждать, что намеченные цели выполнены, и диалог между представителями различных предприятий космической отрасли состоялся. В дальнейших планах ИКИ РАН организация ежегодных конференций подобной направленности, привлечение к участию в них все большего числа специалистов ведущих космических предприятий России и зарубежья.

Секция 1 ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

УДК 520.6

ОБЗОР ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ ОРИЕНТАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С.А. Дятлов, Р.В. Бессонов

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Приведены описание и основные технические характеристики звездных датчиков ориентации отечественного и зарубежного производства. Основные характеристики рассматриваемых приборов сведены в таблицы.

A description and the main technical characteristics of the Russian and foreign star trackers are given. The main characteristics are presented in tables.

Широкопольные звездные датчики на базе ПЗС-матриц, определяющие параметры ориентации путем сравнения изображения наблюдаемого участка звездного неба с хранящимся в памяти бортового компьютера звездным каталогом, начали применяться как средство измерения параметров ориентации космических аппаратов (КА) в конце 80-х гг. прошлого века.

Пионерами в этой области стали JPL (США), Officine Galileo (Италия), SODERN (Франция) и ИКИ АН СССР в кооперации с предприятием «Карл Цейсс Йена» (ГДР).

Фирма SODERN в 1985 г. начала разработку звездного координатора SED12, основанного на ПЗС-матрице, для русско-французского проекта «Сигма». Конструктивно прибор состоял из двух блоков: оптического блока и блока электроники. Блок электроники имел два канала и мог функционировать с двумя оптическими блоками. Впервые прибор SED12 был установлен и выведен в космос в 1989 г. на советском спутнике «Гранат» и проработал в течение 10 лет до закрытия проекта. В дальнейшем он был использован на спутниках Helios-1, Helios-2 (французские спутники ДЗЗ), ODIN (шведский спутник), ENVISAT (европейский спутник, изучение окружающей среды).

ИКИ АН СССР и «Карл Цейсс Йена» в середине 1980-х гг. разработали систему «Астро» для космической станции «Мир». Комплекс включал три цифровые телеви-

зионные камеры на базе матричных ПЗС, три электронных блока обработки звездных снимков и общий электронный блок комплекса. Система «Астро» была установлена на станции в 1989 г. и успешно проработала в течение 11 лет вплоть до закрытия проекта. Кстати, станция «Мир» была успешно затоплена с использованием показаний системы «Астро».

В настоящее время за рубежом насчитывается более 10 производителей звездных приборов, среди них: SODERN (Франция), Jena-Optronik (Германия), Galileo Avionica (Италия), Ball Aerospace (США), Goodrich (США), Terma (Дания, Германия, Нидерланды, Сингапур, США) и др., которые выпускают более 30 моделей звездных приборов различного типа и назначения (приложение).

В России одной из организаций, производящей звездные датчики ориентации для космических аппаратов (КА), является ИКИ РАН. Эти приборы получили название блок определения координат звезд (БОКЗ). С середины девяностых годов институтом было изготовлено более 60 приборов БОКЗ (рис. 1) в различных модификациях, которыми были оснащены 14 КА. Среди них Международная космическая стан-

ция, аппараты серии «Ямал», «БелКА», «Ресурс-ДК».

Еще один российский производитель подобных приборов — это московское ОКБ «Марс», — с 2005 г. им были оснащены два КА: «Монитор» и «Казсат».

В отличие от приборов БОКЗ, производимых ИКИ РАН, звездные датчики МОКБ «Марс» не являются автономными. Они используют для обработки данных вычислительные мощности бортовой ЭВМ.



Рис. 1. Внешний вид прибора БОКЗ-М

Рис. 2. Внешний вид прибора 329К



ОАО «НПП» Геофизика-Космос» (г. Москва) в прошлом разрабатывало и производило большое количество звездных приборов. Во времена существования СССР многие космические аппараты оснащались датчиками звезды производства ГП НПО «Геофизика», которое впоследствии было преобразовано в ОАО «НПП» Геофизика-Космос». В настоящее время предприятие разрабатывает широкопольные звездные приборы 329К (рис. 2), 345К и 348К. Летных испытаний этих приборов не было. Сравнение характеристик звездных датчиков ориентации российских производителей представлено в табл. 1.

Имеются сведения о разработке звездных приборов на зеленоградском предприятии «Лептон».

Звездные датчики ориентации производства фирмы SODERN

Одним из мировых лидеров по производству звездных приборов является французская фирма SODERN. Сегодня она выпускает звездные приборы SED16, SED26, SED36 и HYDRA. Все эти приборы являются автономными, т. е. способны определять параметры ориентации с помощью собственных вычислительных средств.

В мае 2002 г. прибор SED16 (рис. 3) был впервые выведен в космос на космическом аппарате SPOT5. Этот прибор был основан на ПЗС-матрице размером 1024×1024 элемента. Разработчики предусмотрели две возможности крепления прибора: горизонтально и вертикально. Прибор имеет зеркальные кубы для определения системы координат прибора относительно системы координат КА.

Таблица 1. Сравнительная таблица звездных датчиков ориентации российских производителей

Прибор	Масса, кг/ Размеры, мм	Мощность потребле- ния, Вт	Точность, $\sigma_{\text{хз}}/\sigma_z$, угл.с	Макс. угловая скорость, град/с	Частота обновле- ния, Гц	Поле зрения, град	Число элементов матрицы	Звездные величины
БОКЗ ИКИ РАН (1998)	4,5 / 450×230×200	11	2 / 20	0,15	0,3	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ-У ИКИ РАН (1999)	4,25 / 490×240×190	11	2 / 20	0,15	0,3	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ-М ИКИ РАН (2002)	4 / 370×230×230	9	2 / 20	0,5	0,3	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ-МФ ИКИ РАН (2007)	1,3 / 200×200×200	8	5 / 25	4	1	18×18	512×512	+6
БОКЗ-М60 ИКИ РАН (2008)	4 / 370×230×230	9	1,5 / 15	1,2	1	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ-М60/1000 ИКИ РАН (2009)	4,5 / 420×230×230	10	1 / 10	3	4	18×18	1024×1024	+6
329К «НПП «Геофизика- Космос»	3 /	12	8 / 20	—	4	—	—	—
345К «НПП «Геофизика- Космос»	1,7 /	12	7 / 20	—	До 10	—	—	—
348К «НПП «Геофизика- Космос»	3,7 /	11,5	11	1	5	15×15	1024×1024	—

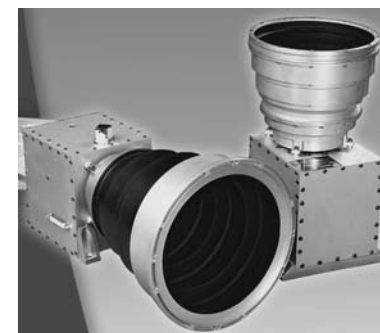


Рис. 3. Внешний вид прибора SED16/26

Развитием прибора SED16 стал звездный координатор SED26 с повышенной точностью, но с большей массой. По данным разработчика, на сентябрь 2006 г. в космосе функционируют 24 прибора SED16/26, 12 из них — на

геостационарной орбите. Более 90 приборов SED16/26 было заказано в 15 странах мира.

В 2006 г. была завершена разработка звездного прибора SED36 (рис. 4). Этот прибор конструктивно выполнен в виде двух блоков: оптического блока и блока электроники. До этого фирма SODERN разрабатывала конструкции звездного датчика в виде моноблока. Разработчики пошли на разделение моноблока, стремясь минимизировать механические искажения в оптическом канале, возникающие из-за неравномерности распределения температуры. При этом удалось снизить систематическую ошибку прибора и добиться точности определения направления оптической оси 0,3 угл.с (σ), вокруг оптической оси 2 угл.с (σ). Но разделение на два блока привело к увеличению массы прибора. Прибор SED36 разрабатывался в кооперации с итальянской фирмой Galileo Avionica, и хорошо заметны конструктивные аналогии между приборами этих фирм. В табл. 2 приведены основные характеристики приборов SED16/26/36.



Рис. 4. Внешний вид прибора SED36

Таблица 2. Основные характеристики приборов SED16/26/36

Параметр	Прибор		
	SED16	SED26	SED36
Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$, угл.с	3/18	1/5	0,3/2
Максимальная угловая скорость, град/с	20	20	10
Частота обновления, Гц	До 10	До 10	До 8
Поле зрения, град	25×25	25×25	—
Масса, кг	3	3,3	3,7
Мощность потребления, Вт	7,5	7	8,5
Размеры, мм	160×170×290	160×170×350	130×130×460*
Формат ПЗС-матрицы	1024×1024	1024×1024	1024×1024

* Размеры оптического блока.

В 2003 г. фирма SODERN начала разработку нового звездного прибора HYDRA (рис. 5), основанного на КМОП-матрице Star1000 HAS. В состав прибора входят три или четыре оптические головки (см. рис. 5) и два блока электроники. Каждый блок электроники способен обслуживать два оптических блока. Использование нескольких оптических блоков позволяет повысить точность измерений, увеличить

помехозащищенность и надежность прибора. Кроме того, благодаря нескольким оптическим блокам прибор имеет равноточную характеристику по трем осям.

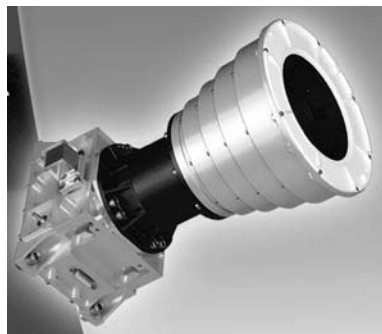


Рис. 5. Внешний вид оптической головки прибора HYDRA

Основные характеристики прибора HYDRA

Точность, σ 6 угл.с*
 Максимальная угловая скорость 10 град/с
 Частота обновления до 30* Гц
 Поле зрения 23×23°
 Масса 5,1 кг*
 Мощность потребления. 15 Вт*
 Размеры оптического блока 162×162×327 мм
 Размеры блока электроники. 145×150×100 мм
 Формат КМОП-матрицы 1024×1024

* Параметры указаны для 2 оптических блоков и 1 блока электроники.

Звездные датчики ориентации производства фирмы Jena-Optronik

Еще одним ведущим мировым производителем является немецкая фирма Jena-Optronik, созданная в ГДР на базе Народного предприятия «Карл Цейсс Йена». Первый звездный прибор, основанный на ПЗС, фирма Jena-Optronik разработала совместно с Институтом космических исследований АН СССР.

Сегодня фирма Jena-Optronik производит три модели звездных приборов: ASTRO 10, ASTRO 15 (рис. 6) и ASTRO APS (рис. 7). Все приборы являются автономными. Их основные характеристики представлены в табл. 3.

Таблица 3. Основные характеристики приборов фирмы Jena-Optronik

Параметр	Прибор		
	ASTRO10	ASTRO15	ASTRO APS
Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$, угл.с	2/15	1/10	2/15
Максимальная угловая скорость, град/с	1	2	5
Частота обновления, Гц	8	4	10
Поле зрения, град	18×14	14×14	20×20
Масса, кг	2,9	6,15	1,8
Мощность потребления, Вт	14,5	—	9
Размеры, мм	∅140×242*	∅192×552	120×120×230
Формат матрицы	ПЗС 696×520	ПЗС 1024×1024	КМОП 1024×1024

* Размеры оптического блока.



Рис. 6. Внешний вид прибора ASTRO15 без бленды



Рис. 7. Внешний вид прибора ASTRO APS

У прибора ASTRO15 диаметр диафрагмы составляет 50 мм, это позволило повысить отношение сигнал/шум прибора до 35 при съемке звезд +6 величины. Этот показатель — наивысший среди приборов, рассмотренных в данной статье. Однако точностные характеристики значительно скромнее, чем у прибора SED36 фирмы SODERN, у которого диаметр диафрагмы гораздо меньше. Поэтому ясно, что оценки точности разными производителями неоднозначны. Необычна конструкция прибора. Лапы для крепления расположены в середине корпуса. При таком расположении крепления тепловой поток от ПЗС-матрицы испытывает наименьшее сопротивление.

Фирма Jena-Optronik произвела более 30 приборов ASTRO 10 и более 30 приборов ASTRO 15. Звездный датчик ASTRO 15 был выбран в качестве основного для платформы Boeing 702, и на эту платформу поставлено уже 14 звездных приборов.

Прибор ASTRO APS (см. рис. 7) — последняя разработка фирмы Jena-Optronik. Этот звездный датчик основан на КМОП-матрице. Прибор ASTRO APS является одним из самых маленьких по массогабаритным характеристикам.

Звездные датчики ориентации производства фирмы Galileo Avionica

Итальянская фирма Galileo Avionica разрабатывает и производит звездные датчики для микроспутников. В настоящее время она выпускает приборы A-STR (рис. 8) и AA-STR (рис. 9). Все приборы являются автономными. Основные характеристики этих приборов приведены в табл. 4.

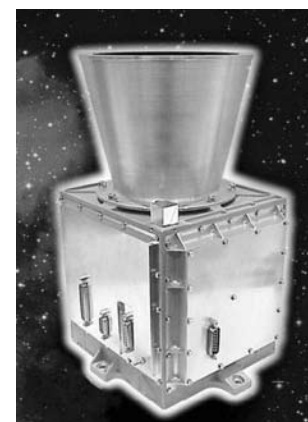


Рис. 8. Прибор A-STR

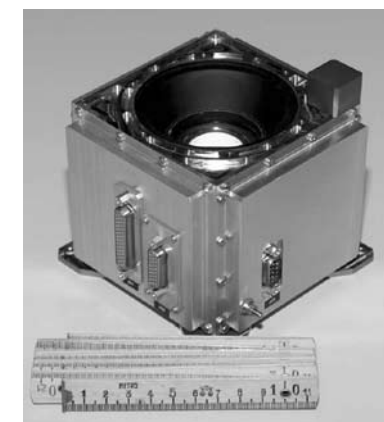


Рис. 9. Прибор AA-STR без бленды

Таблица 4. Основные характеристики приборов фирмы Galileo Avionica

Параметр	Прибор	
	A-STR	AA-STR
Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$, угл.с	3/32	6/50
Максимальная угловая скорость, град/с	2	2
Частота обновления, Гц	10	10
Поле зрения, град	17×17	20×20
Масса, кг	3	1,5
Мощность потребления, Вт	9	7
Размеры, мм	195×175×288	115×115×183
Формат матрицы	ПЗС 1024×1024	КМОП 1024×1024

В новом приборе AA-STR специалисты фирмы Galileo Avionica пытались применить КМОП-матрицу STAR-1000, но им не удалось достичь нужных параметров прибора. Поэтому пришлось отказаться от использования этой матрицы и применить более дорогую (доработанную модификацию этой матрицы) STAR-1000 HAS.

Звездные датчики ориентации производства фирмы Ball Aerospace

Фирма Ball Aerospace (США), являясь крупным производителем спутников, разрабатывает и производит для них звездные датчики ориентации СТ-602 (рис. 10), СТ-631, СТ-632, СТ-633 (рис. 11). Среди этих приборов присутствует только один автономный прибор СТ-633 — остальные для вычисления параметров ориентации используют вычислительные мощности бортового компьютера. Основные характеристики приборов приведены в табл. 5.



Рис. 10. Внешний вид прибора СТ-602



Рис. 11. Внешний вид приборов СТ-631, СТ-632, СТ-633

Таблица 5. Основные характеристики приборов фирмы Ball Aerospace

Параметр	Прибор			
	СТ-602	СТ-631	СТ-632	СТ-633
Точность*, σ , угл.с	3	12	20	6/30
Максимальная угловая скорость, град/с	1,5	1,5	72	10
Частота обновления, Гц	10	5	10	5
Поле зрения, град	8×8	20×20	20×20	20×20
Масса без бленды, кг	5,4	2,5	2,25	2,25
Мощность потребления, Вт	8	8	8	8
Размеры, мм	∅178×250	∅135×142	∅135×142	∅135×142
Формат ПЗС-матрицы	512×512	512×512	512×512	512×512

* Для СТ-602, СТ-631, СТ-632 — точность определения направления на звезду; для СТ-633 — точность определения параметров ориентации $\sigma_{x,y}/\sigma_z$.

Серия звездных датчиков СТ-63х разрабатывалась для микроспутников и имеет широкое поле зрения. Масса приборов снижена более чем в два раза по сравнению с предыдущими разработками.

Особенностью звездного датчика СТ-632 является работа на больших угловых скоростях — до 72 град/с. Этот звездный прибор применяется на спутниках, которые для стабилизации используют вращение.

Звездные датчики ориентации производства фирмы Goodrich

В настоящее время американская фирма Goodrich выпускает звездные датчики ориентации HD-1003 (рис. 12) в двух модификациях: с узким (8×8°) и широким (20×20°) полями зрения. Приборы являются автономными. Основные характеристики этих приборов приведены в табл. 6.



Рис. 12. Внешний вид прибора HD-1003

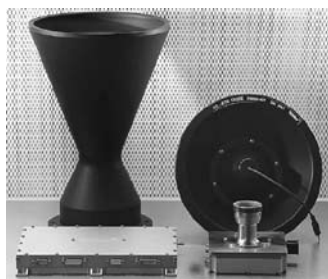


Рис. 13. Внешний вид прибора HE-5AS

Таблица 6. Основные характеристики приборов фирмы Goodrich

Параметр	Поле зрения, град	
	8×8	20×20
Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$, угл.с	2/40	5/40
Частота обновления, Гц	2	6
Масса, кг	3,9	3,4
Мощность потребления, Вт	10	10
Матрица	ПЗС	ПЗС

Звездные датчики ориентации производства фирмы Тегма

Интернациональная (Дания, Германия, Нидерланды, Сингапур, США) фирма Тегма относительно недавно начала разрабатывать звездные датчики ориентации. Приборы HE-5AS (рис. 13) этой фирмы функционируют на трех КА: с июня 2006 г. — на двух КА ВМФ и ВВС США MiTeX, с декабря 2006 г. — на TacSat-2. Приборы автономные и состоят из двух блоков: блока электроники и оптического блока.

Основные характеристики прибора HE-5AS

Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$	3/16 угл.с
Максимальная угловая скорость	2 град/с
Частота обновления	4 Гц
Поле зрения	22×22°
Масса	2 кг
Мощность потребления	8,5 Вт
Размеры оптического блока	∅234×379 мм
Размеры блока электроники	245×145×29 мм
Формат ПЗС-матрицы	1024×1024

Звездные датчики ориентации производства фирмы EMS Technologies

В Канаде разработкой звездных датчиков занимается фирма EMS Technologies. Созданный в 2000 г. звездный прибор CALTRAC (рис. 14) использовался в проектах PROTEUS JASON 1, NASA Mars 2001, Genesis Discovery Mission. Прибор является автономным.



Рис. 14. Внешний вид прибора CALTRAC

Основные характеристики прибора CALTRAC

Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$	10/18 угл.с
Максимальная угловая скорость	4 град/с
Частота обновления	10 Гц
Поле зрения	36×27°
Масса	3,4 кг
Мощность потребления	14 Вт
Размеры	255×255×330 мм
Матрица	ПЗС

Далее рассмотрим звездные приборы, предназначенные для микроспутников и изготовленные с применением индустриальной элементной базы.

Звездные датчики ориентации производства Технического университета Дании

Звездные приборы производства Технического университета Дании имеют наименьшие массогабаритные характеристики

и, по заявлениям производителя, довольно высокое быстродействие и точностные характеристики. Приборы автономные, состоят из блока электроники и нескольких оптических головок. Характеристики приборов производитель указывает скупно, и скорее всего в рекламных целях несколько завышает их. Прибор спроектирован с применением индустриальной элементной базы. Основные характеристики этих приборов приведены в табл. 7.

Таблица 7. Основные характеристики приборов Технического университета Дании

Параметр	Прибор	
	ASC	μASC
Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$, угл.с	2/8	1
Максимальная угловая скорость, град/с	7	10
Частота обновления, Гц	5	20
Поле зрения, град	22×16	20×20
Масса, кг	2	1,1
Мощность потребления, Вт	9,0	4
Размеры оптического блока без бленды, мм	50×50×50	50×50×50
Размеры блока электроники, мм	100×100×100	100×100×45
Формат ПЗС-матрицы	588×752	—

Звездные датчики ориентации производства фирмы Surrey Satellite Technology Limited (SSTL)

Английская фирма SSTL разрабатывает и производит микроспутники различного назначения. Кроме того, ею разрабатывается большая часть оборудования этих спутников, в том числе и звездные датчики ориентации. Прибор Altair-HB (рис. 15) автономный, состоит из двух блоков: оптического



Рис. 15. Внешний вид прибора Altair-HB

блока и блока электроники. Прибор спроектирован с применением индустриальной элементной базы.

Основные характеристики прибора Altair-HB

Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$	5/17 угл.с
Максимальная угловая скорость	0,5 град/с
Частота обновления	1 Гц
Поле зрения	16×11°
Масса	1,7 кг
Мощность потребления	3 Вт
Размеры оптического блока	150×150×285 мм
Размеры блока электроники	190×135×33 мм
Матрица	ПЗС

Интегрированные приборы

В космическом приборостроении наблюдается тенденция к комплексированию функционально близких приборов. Так, независимо друг от друга, фирмой Draper (США) и ИКИ РАН созданы два интегрированных прибора: Inertial Stellar Compass (ISC) (рис. 16) и БОКЗ-МФ (рис. 17) соответственно, сочетающих в себе звездный датчик ориентации и гироскоп. Эти функциональные блоки удачно взаимодополняют друг друга, увеличивая надежность выполнения прибором целевой задачи.

Опыт эксплуатации приборов звездной ориентации в космосе показал, что существует ряд нештатных ситуаций, при которых они не могут функционировать, несмотря на высокие технические характеристики. Примерами таких нештатных ситуаций могут быть засветка поля зрения прибора Солнцем или другими естественными и искусственными телами, а также превышение максимальной угловой скорости для данного звездного прибора. Комплексирование звездного датчика с гироскопом позволяет получить самодостаточный прибор, способный определять параметры ориентации во всех возможных ситуациях.

Прибор ISC информацию об угловом движении выдает с гироскопа, а по оптическим измерениям этот гироскоп периодически калибруется. Точность определения оптической оси прибора составляет 18 угл.с, вокруг оптической оси —



Рис. 16. Внешний вид прибора ISC



Рис. 17. Внешний вид прибора БОКЗ-МФ

37 угл.с, а точность самого прибора примерно в 10 раз хуже за счет относительно высокого шума микромеханического гироскопа. В период нештатных ситуаций для звездного датчика добавляется лишь ошибка случайного дрейфа гироскопа (дрейф 3,3 град/ч), а если учесть, что нештатные ситуации носят непродолжительный характер — несколько минут, то дрейф гироскопа не вносит существенной ошибки.

Прибор ISC фирмы Dgareg — единственный в настоящее время интегрированный прибор, который функционирует в космосе. Прибор состоит из двух блоков: оптического блока и блока электроники. Датчики угловой скорости встроены в оптический блок.

Основные характеристики прибора ISC

Точность, σ	0,1°
Точность оптического измерения $\sigma_{x,y}/\sigma_z$	18/37 угл.с
Макс. угловая скорость	40 град/с
Частота обновления	5 Гц
Поле зрения	21×21°
Масса	2,9 кг
Мощность потребления	3,5 Вт
Формат КМОП-матрицы	512×512

В Институте космических исследований создано два интегрированных прибора: БОКЗ-МФ (см. рис. 17) и БОКЗ-М60. Прибор БОКЗ-М60 выполнен в конструктиве прибора БОКЗ-М (см. рис. 1). В отличие от прибора ISC информация об ориентации выдается по оптическим измерениям, гироскоп постоянно калибруется, а информация с него используется только при нештатных ситуациях, когда работа оптического канала невозможна. Более развитый оптический канал приборов обеспечивает в разработках ИКИ более высокие точностные характеристики, чем приборы фирмы Dgareg. Ближайший запуск космического аппарата с прибором БОКЗ-МФ на борту запланирован на конец 2009 г. Приборы БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60 являются автономными. Их основные характеристики представлены в табл. 8.

Таблица 8. Основные характеристики интегрированных приборов ИКИ РАН

Параметр	Прибор	
	БОКЗ-МФ	БОКЗ-М60
Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$, угл.с	5/25	1,5/15
Максимальная угловая скорость оптического измерения, град/с	4	1,2
Максимальная угловая скорость, град/с	20	20
Частота обновления, Гц	1	1
Поле зрения, град	18×18	8×8
Масса, кг	1,3	4
Мощность потребления, Вт	8	9
Размеры, мм	200×200×300	370×230×230
Формат ПЗС-матрицы	512×512	512×512

В ИКИ РАН разработка интегрированных приборов определения параметров ориентации стала одним из основных направлений. В настоящее время разрабатывается интегрированный прибор, который сочетает звездный датчик ориентации, гироскоп средней точности и приемо-вычислительное устройство спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS. Этот прибор по точностным параметрам будет полностью удовлетворять требованиям ДЗЗ.

Приложение

Прибор	Масса, кг / Размеры, мм	Мощность потребления, Вт	Точность, $\sigma_{x,y,z}$, угл.с	Макс. угловая скорость, град/с	Частота обновления, Гц	Поле зрения, град	Число элементов матрицы	Звездные величины
SODERN SED16 (Франция) 2002 г.	2,7 (без бленды) / 3 (с блендой) / 160×170×290	7,5	3/18	20	10	25×25	1024×1024	—
SODERN SED26 (Франция)	3,3 / 160×170×350 уг. засв. 25°	7 при 20 °С 9 при 40 °С	1 / 5	20	10	25×25	1024×1024	—
SODERN SED36 (Франция) 2006 г.	3,7 / 130×130×460	8,5	0,3 / 2	10	8	—	1024×1024	—
SODERN HYDRA (Франция) 2008 г.	1,7/162×162×327 (оптическая головка) / 1,7/145×150×100 (блок электроники)	15	6	10	30	23×23	1024×1024	—
Jena-Optronik ASTRO 10 (Германия)	1,5 / D140×242 (оптическая головка угловой засветки 30°) / 1,4 / 150×145×75 (электронный блок)	14,5	2 / 15	1	8	18×14	696×520	+6

Продолжение прилож.

Прибор	Масса, кг / Размеры, мм	Мощность потребления, Вт	Точность, $\sigma_{x,y,z}$, угл.с	Макс. угловая скорость, град/с	Частота обновления, Гц	Поле зрения, град	Число элементов матрицы	Звездные величины
Jena-Optronik ASTRO 15 (Германия)	6,15 / D192×552 (угловая засветка 25°)	—	1 / 10	2	4	14×14	1024×1024	+6,5
Jena-Optronik ASTRO APS (Германия) 2007 г.	1,8 / 120×120×230	9	2 / 15	5	10	20×20	1024×1024	+5,8
Galileo Avionica A-STR (Италия) 2004 г.	3 / 195×175×288	9	3 / 32	2	10	17×17	1024×1024	+5,5
Galileo Avionica AA-STR (Италия) 2007 г.	1,425 / 115×115×183	7	6 / 50	2	10	20×20	1024×1024	+5,4
Ball Aerospace ST-602 (США) 1995 г.	5,4 / D178×250 без бленды	8 при 20 °С 9 при 50 °С	3	1,5	10	8×8	512×512	+6
Ball Aerospace ST-631 (США) 1996 г.	2,5 / D135×142 без бленды	8 при 20 °С 9 при 50 °С	12	1,5	5	20×20	512×512	+4,5

Продолжение прилож.

Прибор	Масса, кг / Размеры, мм	Мощность потребления, Вт	Точность, $\sigma_{x,y,z}$, угл.с	Макс. угловая скорость, град/с	Частота обновления, Гц	Поле зрения, град	Число элементов матрицы	Звездные величины
Ball Aerospace ST-632 (США) 1997 г.	2,25 / D135×142 без бленды	8 при 20 °С 9 при 50 °С	20	72	10	20×20	512×512	+3,9
Ball Aerospace ST-633 (США)	2,25 / D135×142 без бленды	8 при 20 °С 9 при 50 °С	6 / 30	10	5	20×20	512×512	+4,5
Goodrich HD-1003 (США)	3,9 3,4	10 10	2 / 40 5 / 40	— —	2 6	8×8 20×20	— —	+6,5 +5,1
Tetra HE-5AS (Дания, Германия, Нидерланды, Сингапур, США) 2006 г.	1 / 234×234×379 (оптическая головка) 1 / 245×145×29 (вычислительный блок)	8,5	3 / 16	2	4	22×22	1024×1024	—
EMS Tech. CALTRAC (Канада) 2000 г.	3,4 / 255×255×330	14	10 / 18	4	10	36×27	—	+7

Окончание прилож.

Прибор	Масса, кг / Размеры, мм	Мощность потребления, Вт	Точность, $\sigma_{x,y,z}$, угл.с	Макс. угловая скорость, град/с	Частота обновления, Гц	Поле зрения, град	Число элементов матрицы	Звездные величины
ASC (Дания)	2 / 50×50×50 (оптическая головка) 100×100×100 (блок электроники)	9	2 / 8	7	5	22×16	588×752	—
μ ASC (Дания)	0,425 / 50×50×50 (оптическая головка) 100×100×45 (блок электроники)	4	1	10	20	20×20	—	—
SSTL Altair-HB Star Tracker (Великобритания)	0,9 / 150×150×285 (оптический блок с блендой) 0,8 / 190×135×33 (вычислительный блок)	3	5/17	0,5	1	16×11	—	+6
Draper Laboratory ISC (США) 2007 г.	2,9	3,5	18 / 37	40	5	21×21	512×512	—

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ
И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРИБОРОВ
АСТРООРИЕНТАЦИИ БОКЗ СО ВСТРОЕННЫМИ
ДАТЧИКАМИ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

*Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, А.Н. Куркина, В.А. Красилов,
М.И. Куделин, В.Г. Собчук, А.А. Фориш*

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Представлены результаты, достигнутые ИКИ РАН при создании первого в России интегрированного прибора ориентации КА. На данном этапе развития техники созданный в ИКИ РАН прибор имеет единственный аналог в мире — прибор ISC, разработанный лабораторией Ч. Дрейпера и установленный на КА ВВС США TacSat-2.

The results obtained at IKI RAN in creating the first in Russia integrated s/c attitude control instrument are given. At present the created at IKI RAN instrument has the only analog in the world — Inertial Stellar Compass (ISC) developed at the Draper laboratory and installed on-board the TacSat-2 s/c of the USA air force.

Одним из путей развития приборов ориентации космических аппаратов (КА) является объединение прибора звездной ориентации и гироскопа. Интеграция этих приборов позволяет улучшить такие показатели системы управления КА как масса, габариты, энергопотребление, помехозащищенность и точность. В статье представлены результаты, достигнутые ИКИ РАН при создании первого в России интегрированного прибора ориентации КА. На данном этапе развития техники созданный в ИКИ РАН прибор имеет единственный аналог в мире — прибор ISC, разработанный лабораторией Ч. Дрейпера и установленный на КА ВВС США TacSat-2.

Идея объединения датчика звездной ориентации и датчиков угловой скорости (ДУС) в одном интегрированном приборе зародилась в ИКИ РАН в конце 1990-х гг. Предпосылками для этого служили тенденции в развитии приборов звездной ориентации и гироскопии, а также опыт построения систем ориентации ряда космических аппаратов.

Первые модификации приборов звездной ориентации БОКЗ создавались в ИКИ РАН с целью периодической астрокоррекции гироскопов, по непрерывным показаниям которых осуществлялось управление ориентацией КА. Астрокорректоры предполагалось использовать в сеансном режиме, от них не требовалась высокая частота обновления информации и работа при высоких угловых скоростях КА. С этой задачей приборы БОКЗ успешно справлялись на 12 КА, демонстрируя высокие показатели надежности, помехозащищенности и точности. Однако нестабильная работа или отказ гироскопов на КА «Ямал-100», «Ресурс-ДК», «Космос-2410», «Космос-2420» вынуждали разработчиков использовать звездные приборы в контуре прямого управления угловым движением КА непрерывно. Для примера можно привести КА связи «Ямал-100» и «Ямал-200», управление ориентацией которых ведется по показаниям только звездных приборов БОКЗ. Кроме того, опыт эксплуатации КА дистанционного зондирования Земли «Ресурс-ДК», «Космос-2410» и «Космос-2420» показал, что при использовании непрерывно работающих звездных приборов БОКЗ-М и ДУС средней точности можно получать снимки земной поверхности с высоким разрешением. Применение астрокорректоров для прямого управления КА требовало увеличения их диапазона рабочей угловой скорости и частоты обновления информации. Эти задачи были решены ИКИ РАН при создании приборов БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60, чувствительность, диапазон рабочих угловых скоростей и частота обновления информации которых были увеличены на порядок. В тех же направлениях двигалось развитие аналогичных приборов за рубежом, хотя следует заметить, что обычно это шло вразрез с точностью.

Эксплуатация приборов звездной ориентации в контуре прямого управления вместе с ДУС средней точности показала, что благодаря обмену информацией между двумя этими приборами достигается повышение надежности их функционирования, помехозащищенности и точности. Так, гироскоп требует астрокоррекции в любом случае, причем, если прибор звездной ориентации работает непрерывно, то правильно вести астрокоррекцию также непрерывно. По данным от

гироскопа может быть сформирована априорная информация для звездного прибора, которая требуется после засветки оптической системы Солнцем или при угловом ускорении КА. Кроме того, наиболее точное определение кинематики вращения КА достигается благодаря совместной фильтрации «сырых» измерений с датчиков. Следует отметить, что при использовании на борту высокоточной БИНС (бесплатформенная инерциальная навигационная система) перечисленные задачи должны решаться в бортовой вычислительной машине (БВМ). Однако при использовании ДУС средней точности, габаритные размеры которых соизмеримы с размерами оптической части прибора звездной ориентации, рационально использовать интеграционный подход и встраивать ДУСы в состав звездного прибора. При этом удается существенно улучшить показатели массы, габаритов и энергопотребления аппаратуры благодаря уменьшению кабельной сети, упрощению интерфейсных элементов, использованию единой конструкции, источника питания и вычислительной электроники. Обработка «сырой» оптической и инерциальной информации в интегрированном приборе может вестись в одном программном обеспечении, что значительно упрощает решение перечисленных выше задач.

Немаловажным достоинством интегрированного прибора является жесткая связь систем координат оптической и инерциальной систем, которая может быть с высокой точностью определена при наземной калибровке. Заметим, что при конструктивно разделенном звездном приборе и гироскопе связь их систем координат с достаточной точностью может быть определена только в космическом полете. Более того, даже после полетной калибровки температурные деформации конструкции КА могут приводить к существенным систематическим ошибкам при определении кинематических параметров. Такие эффекты минимизированы в интегрированном приборе. Компактность интегрированного прибора существенно расширяет возможности его отработки и отладки при наземных испытаниях, что также позитивно сказывается на надежности решения им целевой задачи в реальном космическом полете.

Учитывая все перечисленные достоинства интеграционного подхода, в ИКИ РАН в течение последних 5 лет велась работа по изучению различных ДУС и их внедрению в состав звездных приборов БОКЗ. Требования при выборе ДУС предъявлялись, в первую очередь, к их габаритам, которые не должны были превышать размеров оптической части звездного прибора. Таким требованиям удовлетворяют ДУС, выполненные на основе волоконно-оптического гироскопа (ВОГ), твердотельно-волнового гироскопа (ТВГ) и технологии микроэлектромеханических систем (МЭМС).

Разработкой и созданием ДУС на основе ВОГ в России занимаются три компании: НПП «Физоптика» (г. Москва), НПО «Оптолинк» (г. Зеленоград) и ПНППК (г. Пермь). Российские производители достигли определенных успехов в разработке ВОГ и наполнили рынок приборами различных габаритов, точности и стоимости, что, с одной стороны, дает возможность выбрать подходящий ДУС для использования его в составе прибора БОКЗ. С другой стороны, все представленные российскими производителями ДУС изготовлены из нерадикационностойкого волокна и имеют малый ресурс, что накладывает существенные ограничения на их использование в космосе.

Разработкой и созданием гироскопа космического применения на базе ДУС производства НПП «Физоптика» уже в течение 10 лет занимается НПП «Антарес» (г. Саратов). За этот период компания достигла определенных успехов, обеспечивая радиационную стойкость изделия за счет массовой толщины защиты корпуса. ИКИ РАН и НПП «Антарес» неоднократно предпринимали попытки конструктивного объединения ВОГ и звездного прибора, которые пока не привели к положительным результатам, в основном из-за значительных габаритов ДУС, используемых в гироскопе производства НПП «Антарес».

ИКИ РАН также пытался создать кооперацию с ЗАО «Медикон» (г. Миасс), которое занимается разработкой и созданием ТВГ. Этот гироскоп обладает малыми габаритами, высокой точностью и радиационной стойкостью. Этой компанией уже создан макет прибора, однако летный образец пока не готов.

Параллельно с попытками построения кооперации в России ИКИ РАН закупал образцы зарубежных низкоточных МЭМС-датчиков, которые появились на рынке приборов несколько лет назад. В то время МЭМС-технология не рассматривалась серьезно в вопросах космической ориентации, однако за прошедший период количество фирм-производителей этих элементов увеличилось на порядок, а сами ДУС были доведены до среднего класса точности. При этом работы, проведенные ИКИ РАН с низкоточными ДУС, дали определенные результаты. Низкоточные ДУС были интегрированы в состав приборов звездной ориентации БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60, разработаны методики их калибровки и отработки, создана удобная стендовая база.

При встраивании МЭМС-ДУС в состав приборов звездной ориентации масса этих приборов увеличилась всего на 30 г, а энергопотребление — на 0,5 Вт, при этом прибор стал полностью автономным. Поясним это на примере отработки интегрированного прибора на созданном испытательном стенде (рис. 1).



Рис. 1. Интегрированный стенд

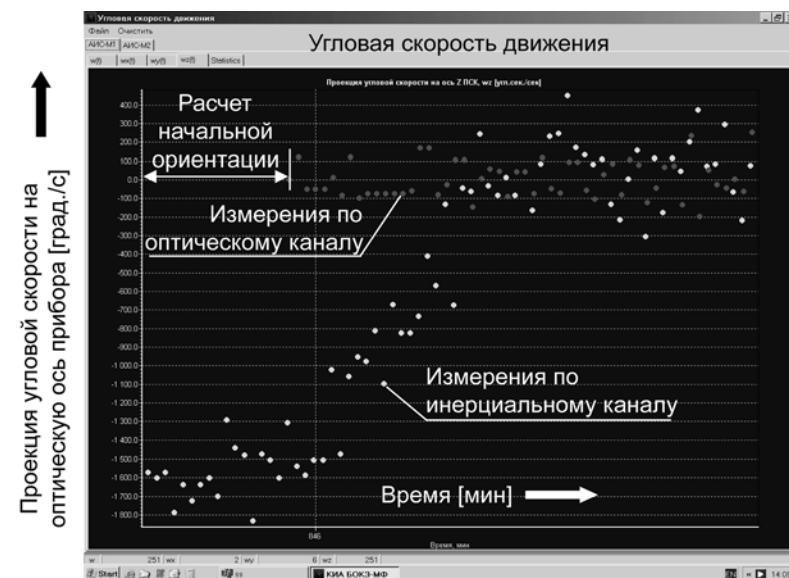


Рис. 2. Измерения проекции вектора угловой скорости на оптическую ось прибора

Стенд состоит из неподвижной оптической части (монитор и коллиматор), моделирующей изображение участка звездного неба, и подвижной части (поворотной платформы), автоматически поворачивающей прибор. Управление работой прибора осуществляется персональным компьютером (ПК) КИА, который при обмене данными с прибором имитирует БВМ. На мониторе ПК КИА отображаются измерения, проведенные прибором. На рис. 2 показаны измерения проекции вектора угловой скорости на оптическую ось прибора БОКЗ-МФ по показаниям ДУС (инерциальный канал), и измерения, выполненные оптическим каналом прибора. Работа прибора началась с подачи команды «начальная ориентация», которая предполагает решение задачи определения кинематических параметров без априорной информации. Как видно на рис. 2, сразу после подачи команды прибор начал формировать информацию об угловой скорости по инерциальному каналу с частотой 1 Гц. Параллельно прибор

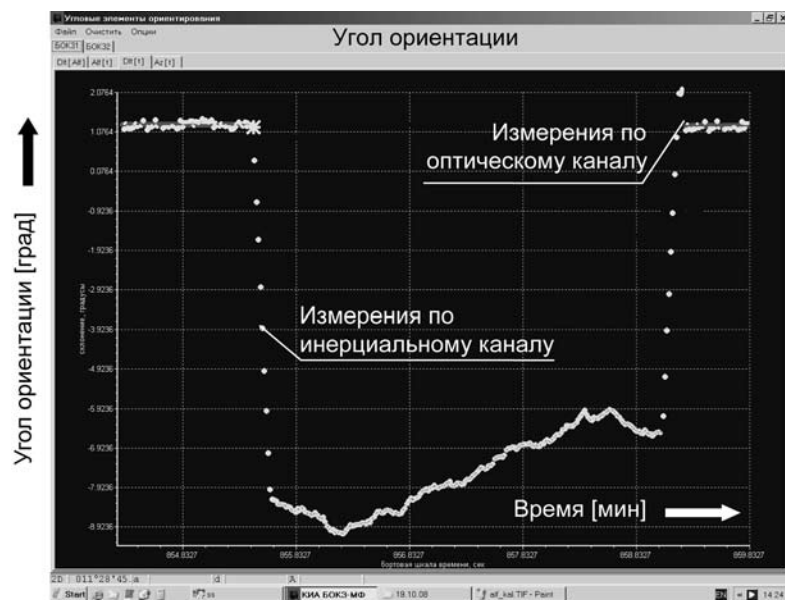


Рис. 3. Измерения угла поворота, выполненные прибором

произвел экспонирование, провел обработку видеоизображения и расчет параметров ориентации, затратив на эти операции 20 с. Затем прибор начал формировать информацию об ориентации и угловой скорости по оптическому каналу. В приведенном примере имитировалась ситуация, когда параметры модели датчиков угловой скорости (смещения нуля) по каким-либо причинам были заданы неверно. Следует сказать, что практически все типы ДУС подвержены случайным изменениям параметров модели ДУС вследствие действия радиации, вибрации, ускорения или температуры. В результате этого измерения инерциального канала могут выполняться с систематическими ошибками, как это показано на рис. 2. Однако видно, что после формирования прибором измерений по оптическому каналу, началась автоматическая калибровка параметров ДУС, сопровождаемая уточнением измерений инерциального канала. По прошествии времени фильтрации, используемой при калибровке, параметры мо-

дели ДУС были полностью уточнены, а в измерении угловой скорости по инерциальному каналу осталась только шумовая составляющая.

На рис. 3 показан другой пример работы прибора БОКЗ-МФ на том же стенде. В начальные моменты времени прибор определяет углы ориентации по изображениям звезд и производит непрерывную калибровку ДУС. В некоторый момент поворотная платформа начинает поворачиваться с угловой скоростью 1 град/с, в результате чего поле зрения прибора выходит за поле зрения стенда, и оптический канал теряет работоспособность. Параметры ориентации начинают вычисляться только по измерениям ДУС. После поворота на заданный угол платформа останавливается и остается в неподвижном положении в течение 4 мин, затем возвращается в исходное состояние, и прибор начинает «видеть» звезды. Сразу после этого уже на следующем такте измерений оптический канал восстанавливает свою работоспособность, используя априорную информацию от ДУС. При этом угловая ошибка, накопленная при интегрировании ДУС, обнуляется.

Этот пример хорошо иллюстрирует имитацию нештатной ситуации для звездного датчика, возникающую при засветке поля зрения прибора Солнцем или при значительной угловой скорости КА. На практике такие ситуации не продолжительны — не более 15 мин. После них БВМ, используя измерения бортового гироскопа, формирует априорную информацию для звездного датчика, и тот восстанавливает работоспособность. Из приведенного примера видно, что интегрированный прибор делает это самостоятельно. Кроме того, он формирует информацию об ориентации и угловой скорости КА, в том числе при нештатной ситуации. Следует сказать, что точностных характеристик низкоточных ДУС, используемых в составе приборов БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60, конечно, недостаточно для динамичного управления КА. Эти ДУС в первую очередь используются для повышения помехозащищенности звездного прибора, хотя могут рассматриваться и как резервные для БВМ.

В настоящее время в ИКИ РАН ведется разработка нового поколения интегрированных приборов, чьи ДУС в 20 раз точнее образцов, использованных в приборах БОКЗ-МФ и

БОКЗ-М60. При использовании этих ДУС прибор становится равноточным относительно оптических и инерциальных измерений. При этом повышается эффективность совместной фильтрации измерений с обоих каналов и прогнозирования кинематических параметров движения КА. Совместная обработка показаний прибора, во-первых, повышает точность измерений, а во-вторых, позволяет формировать выходную информацию с частотой и задержками по времени, достаточными для прямого управления КА. Кроме того, новый прибор будет содержать приемно-вычислительное устройство сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС/GPS, что позволит вычислять все параметры орбитального движения КА. Такой прибор способен заменить кинематический контур КА, обладая при этом массой до 5 кг, что, конечно, выгодно с точки зрения показателей габаритно-массовых, надежности и стоимости.

СИСТЕМА ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

*Г.А. Аванесов, С.В. Воронков, Я.Л. Зиман,
В.А. Красиков, М.Ю. Куделин, А.А. Фориш*

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Рассмотрена концепция построения системы датчиков гида, предназначенной для использования в контуре управления космического аппарата «Спектр-УФ» при наведении телескопа Т-170М на объект наблюдения. Обоснован выбор типа и модели ПЗС-матрицы, являющейся фоточувствительным элементом датчика гида. Приведены результаты моделирования перемещения изображений звезд в поле зрения датчика гида, и оценена достижимая точность вычисления координат изображений звезд на ПЗС.

A concept of the guide system design is considered. The system would be used in the Spectr-UF s/c control circuit for pointing the T-170M telescope to the observation object. Choice of the type and the model of the guide's sensor photosensitive element (CCD array) is grounded. Results of simulating a star image displacement in the guide sensor's field of view are presented. The achievable accuracy of calculating coordinates of the star images on the CCD-array is estimated.

Введение

К числу международных космических проектов, в которых участвует институт космических исследований российской академии наук (ИКИ РАН), относится создание космической международной астрофизической обсерватории, предназначенной для исследования космического пространства в ультрафиолетовом диапазоне длин волн с высоким угловым разрешением. Обсерватория строится на базе космического аппарата (КА) «Спектр-УФ», в состав бортовой аппаратуры которого входит телескоп Т-170М, обеспечивающий достижение основных научных целей проекта.

Решение поставленных перед обсерваторией задач возможно при условии наведения телескопа на наблюдаемый объект с высокой точностью и удержания его в заданном положении в течение достаточно длительных интервалов времени. Для этого в телескопе планируется использовать разрабатываемую в ИКИ РАН систему датчиков гида (СДГ).

В настоящей статье описаны система датчиков гида и состояние ее разработки на текущий момент.

1. Общие сведения о проекте

Для решения основных задач обсерватории в состав телескопа Т-170М входят два спектрометра высокого разрешения и один длиннощелевой спектрометр, предназначенные для регистрации источников излучения в диапазоне длин волн от 102 до 310 нм. Максимальная длительность непрерывной экспозиции при наблюдениях на спектрографах составляет до 30 ч; средняя длительность экспозиции — 1 ч. В течение экспозиции изображение исследуемого источника не должно выходить за границы входной щелевой диафрагмы соответствующего спектрометра, угловой размер которой составляет около 1 угл.с. При фокусном расстоянии телескопа 17 м ожидаемый угловой размер исследуемого объекта в фокальной плоскости телескопа составит примерно 0,4 угл.с. Наведение телескопа на требуемый объект должно быть выполнено с точностью $\pm 0,25$ угл.с.

Помимо спектрометров в состав телескопа входит также блок камер поля, позволяющих получать изображения небесной сферы как в инфракрасном, так и видимом диапазоне длин волн. Максимальная длительность непрерывной экспозиции камер составляет 1 ч, размер элемента камеры поля равен 0,16 угл.с. Для получения достаточного качества изображения необходимо на интервале экспонирования обеспечить стабилизацию изображения со среднеквадратическим отклонением — по каналам тангажа и рыскания не более 0,08 угл.с и в канале вращения 40 угл.с.

Таким образом, среднеквадратическая погрешность наведения и стабилизации космического аппарата относительно заданной точки на небесной сфере с использованием в системе управления космического аппарата (СУ КА) информации системы датчиков гида не должна превышать 0,08 угл.с.

Для обеспечения этих условий процедура наведения и стабилизации телескопа в заданную область пространства будет осуществляться СУ КА с использованием датчиков ориентации и электромаховичных исполнительных органов в двух контурах управления: первичном и вторичном.

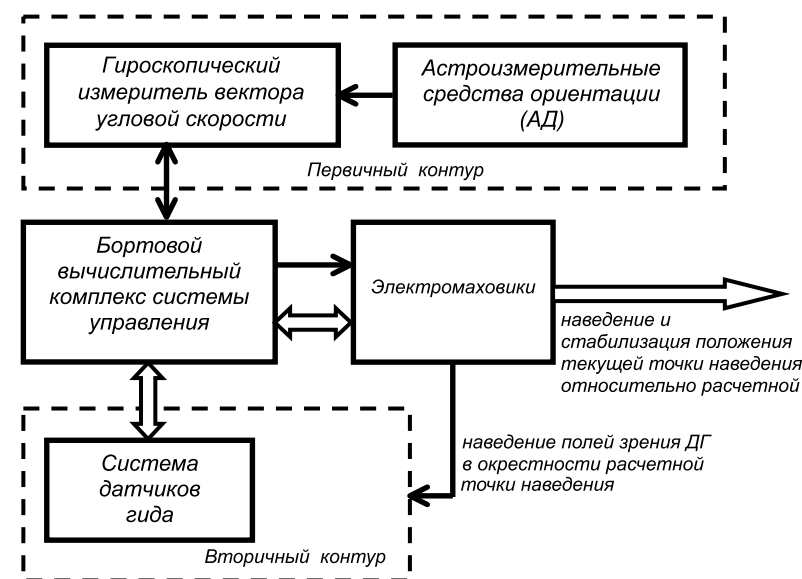


Рис. 1. Схема наведения телескопа на объект наблюдения

Схема наведения телескопа Т-170М двумя управляющими контурами представлена на рис. 1.

В первичном контуре обеспечивается наведение приборной системы координат (ПСК) системы управления КА в заданное положение инерциального пространства и угловая стабилизация ПСК в этом положении. При этом используется информация собственных измерительных приборов системы управления (астродатчиков — АД и гироскопического измерителя вектора угловой скорости — ГИВУС). Бортовой вычислительный комплекс системы управления (БВК) реализует непрерывный вычислительный процесс обработки получаемой от ГИВУС информации и для каждого такта управления формирует кватернион текущей ориентации осей базовой системы координат КА в инерциальном пространстве. Информация от астродатчиков используется БВК для коррекции кватерниона текущей ориентации космического аппарата, рассчитываемого по информации ГИВУС. Конечной задачей первичного контура является наведение

полей зрения работающих в данном сеансе наблюдений датчиков гида (ДГ) в область небесной сферы, содержащей гидирующие звезды, заданные в рабочем каталоге для конкретной расчетной точки наведения (точки на небесной сфере с координатами объекта наблюдения). Погрешность наведения первичным контуром достаточно велика, что обусловлено ограниченными возможностями астродатчиков и ГИВУС.

Для наведения телескопа в окрестности расчетной точки с требуемой точностью используется вторичный контур управления. В этом режиме работы система управления КА вместо данных собственных измерительных приборов использует информацию системы датчиков гида, представляющей собой разновидность астродатчика. При работе СДГ для каждой точки наблюдения составляется на Земле и передается на борт КА рабочий каталог звезд. Каталог формируется таким образом, чтобы при совмещении изображений звезд с соответствующими «каталожными» звездами расчетная точка наведения совпадала с заданной точкой научного прибора (например, с центром входной щели спектрометра). СДГ проводит сравнение зарегистрированных на изображении координат звезд с рабочим каталогом и выдает в систему управления информацию об отклонении текущего положения от расчетного, т. е. информацию об ошибке наведения. Таким образом, система управления КА при работе вторичного контура использует прямую информацию об отклонении конфигурации изображений участка звездного неба от каталожной конфигурации и стабилизирует тем самым положение заданной точки научного прибора относительно расчетной точки наблюдения с высокой точностью.

Для достижения требуемой точности привязки положения щели спектрометра к системе координат СДГ необходимо, чтобы обеспечивалась стабильность геометрии расположения датчиков гида и входных щелей спектрометров и не допускался их взаимный уход более чем на 0,03 угл.с на продолжительных интервалах между юстировочными сеансами. Выполнение такого условия возможно при расположении чувствительных элементов СДГ как можно ближе к щелям спектрометров, что позволит избежать температурных

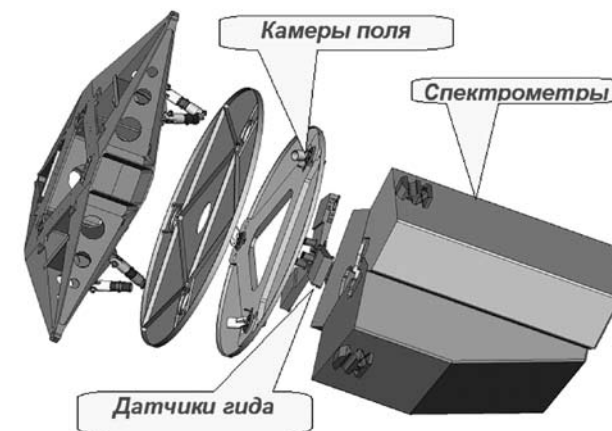


Рис. 2. Схема расположения аппаратуры в инструментальном отсеке телескопа

деформаций при эксплуатации. Сложность такого размещения заключается в ограниченном объеме инструментального отсека телескопа и ограничениях на тепловыделение приборов, окружающих спектрометры. Единственно возможным решением в данном случае является разделение оптической и вычислительной частей системы датчиков гида. При этом на каждый из спектрометров будет установлен свой собственный датчик гида (рис. 2), имеющий в своем составе ПЗС-матрицу и электронные компоненты, необходимые для получения, оцифровки и передачи изображения звездного неба в так называемый блок обработки данных (БОД). БОД, установленный за пределами инструментального отсека телескопа на расстоянии нескольких метров от датчиков гида, предназначен для управления датчиками, сбора от них данных и передачи информации в БВК.

2. Выбор светоприемника

В предложенной схеме построения СДГ в качестве оптической системы, формирующей изображение на светоприемниках датчиков гида, будет использоваться объектив телескопа Т-170М. За разработчиками СДГ остается выбор типа

и модели светоприемника, характеристики которого будут обуславливать размер поля зрения каждого из датчиков гида, их чувствительность к звездной величине, уровень энергопотребления и т. д. В связи с этим выбор светоприемника является одной из ключевых задач на этапе проектирования, от решения которой зависит успех всей разработки. Одним из основных вопросов является выбор формата светоприемника, определяющего размер поля зрения датчика гида. Для успешного решения целевой задачи СДГ необходимо, чтобы в поле зрения одного датчика гида находилось не менее четырех звезд в режиме распознавания гидирующих звезд и не менее одной звезды в режиме слежения за гидирующими звездами. Основными факторами, обуславливающими число зарегистрированных на кадре звезд, являются чувствительность датчика гида и размер его поля зрения. Проведенные исследования и опыт ИКИ РАН в разработке приборов астроориентации позволяют утверждать, что датчики гида будут способны регистрировать звезды со звездными величинами до 17-18-й. На рис. 3 представлены зависимости числа звезд в поле зрения одного ДГ $\sim 2 \times 2$ угл.мин от визуальной звездной величины для различных галактических широт. На рис. 4 представлены аналогичные зависимости для варианта, соответствующего полю зрения датчика гида $\sim 3 \times 3$ угл.мин.

Как следует из графиков, в поле зрения размером 2×2 угл.мин будут попадать в лучшем случае две звезды звездной величины $m_v = 17$, и для обеспечения требуемого числа звезд в поле зрения каждого датчика гида необходимо, чтобы система была способна регистрировать звезды, по крайней мере, 18-й звездной величины. В настоящее время не существует надежных звездных каталогов, охватывающих всю небесную сферу и содержащих звезды до 18-й визуальной звездной величины включительно. Поэтому при разработке СДГ ставилась задача обеспечения для каждого датчика гида поля зрения размером не менее 3×3 угл.мин, что достигается выбором светоприемника соответствующего формата. При фокусном расстоянии телескопа, равном 17 м, ПЗС-матрица должна иметь размер по горизонтали и вертикали около 15 мм для обеспечения требуемого угла поля зрения. Наиболее перспективным представлялось ис-

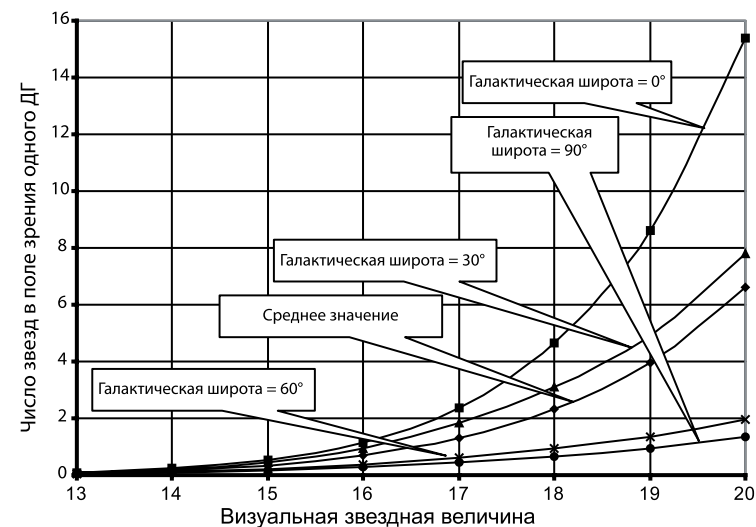


Рис. 3. Зависимость числа звезд в поле зрения размером 2×2 угл.мин от звездной величины

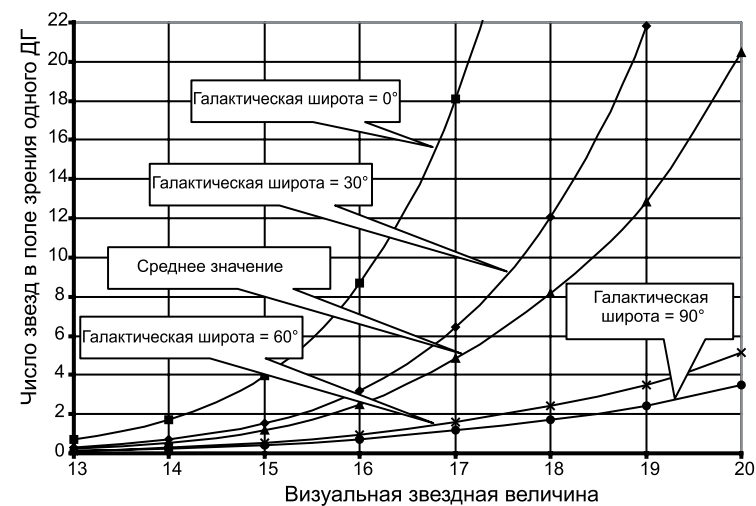


Рис. 4. Зависимость числа звезд в поле зрения размером 3×3 угл.мин от звездной величины

пользование КМОП-матрицы STAR-1000, едва ли не единственной матрицы космического применения подобного типа. Матрица имеет формат 1024×1024 элемента и при размере элемента, равном 15 мкм, удовлетворяет требованию к обеспечению поля зрения 3×3 угл. мин. Основными достоинствами матрицы STAR-1000 являются наличие встроенного усилителя и аналого-цифрового преобразователя, возможность поэлементной адресации при считывании изображения, высокий уровень стойкости к ионизирующему излучению. Использование матрицы STAR-1000 в датчике гида позволяло минимизировать его габариты и энергопотребление и повысить быстродействие системы за счет уменьшения объема обрабатываемой информации в режиме адресного обращения к элементам матрицы, содержащим изображение гидирующих звезд. К сожалению, при проведении лабораторных испытаний такой матрицы выяснилось, что уровень ее чувствительности не позволит регистрировать в составе СДГ звезды до 17-й звездной величины включительно с требуемым соотношением сигнал/шум. Кроме того, проведенные испытания STAR-1000 на протонном ускорителе показали, что воздействие протонов на матрицу приводит к образованию на ней большого количества дефектов, наличие которых на изображениях звездного неба затрудняет идентификацию зарегистрированных звезд. Поэтому в качестве приемников излучения в датчиках гида должны быть использованы ПЗС-матрицы, что несколько усложняет задачу разработчиков СДГ. Как уже говорилось, компоновщики инструментального отсека телескопа совместно с разработчиками камер поля и спектрометров предъявляют жесткие требования к габаритам датчика гида и к его тепловыделению. В отличие от варианта использования КМОП-матрицы, датчик гида на ПЗС-матрице требует разработки более сложного видеотракта, наличия большего количества каналов питания и информационного обмена. Все это приводит к увеличению габаритов и тепловыделения датчика гида. В результате длительной проработки различных решений был выбран устраивающий все заинтересованные стороны вариант построения системы датчиков гида, структурная схема которого представлена на рис. 5.

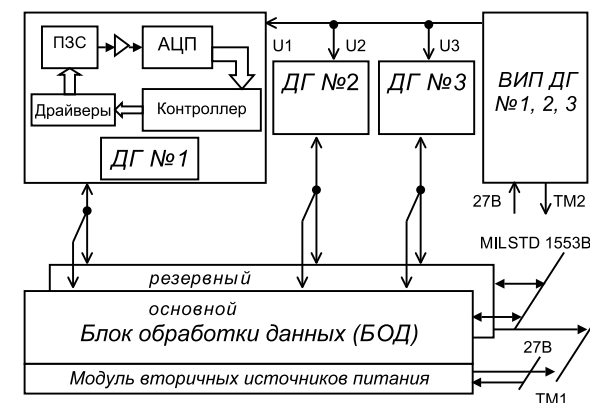


Рис. 5. Структурная схема системы датчиков гида

В соответствии с представленной схемой, в состав каждого из датчиков гида будет входить плата видеотракта, содержащая ПЗС-матрицу, аналого-цифровой преобразователь и ряд микросхем для управления режимами работы ПЗС-матрицы. Питание ДГ будет осуществляться от модуля вторичных источников питания ДГ (ВИП ДГ), расположенного вне инструментального отсека телескопа и удаленного от датчиков гида на несколько метров. Разделение модуля видеотракта ДГ и модуля ВИП ДГ позволит уменьшить габаритные размеры конструкции датчика гида, устанавливаемого на спектрометр, а главное, позволит существенно уменьшить тепловыделение датчика гида. К основным задачам расположенного вне инструментального отсека блока обработки данных относятся следующие: управление работой СДГ, прием от датчиков гида изображений звездного неба, обработка и увязка полученных данных, передача данных в бортовой вычислительный комплекс, хранение программ в памяти. Блок обработки данных будет выполнен в виде двухпроцессорного резервированного устройства с собственным источником электропитания. Для подключения к БВК с целью получения управляющих кодовых команд, а также передачи пакета данных об ориентации Т-170 в БОД применен дублированный последовательный интерфейс по ГОСТ Р52070-2003 (MIL-STD-1553B).

Представленная схема может быть реализована как на базе ПЗС-матрицы форматом 1024×1024 элемента, так и ПЗС-матрицы форматом 512×512 элементов. Руководствуясь критерием обеспечения требуемого размера поля зрения датчика гида, а также учитывая, что датчик гида на базе ПЗС-матрицы форматом 1024×1024 элемента будет иметь большие габариты и увеличенное энергопотребление, принято следующее решение. В качестве светоприемников в датчиках гида должна использоваться ПЗС-матрица «Лев-3» (форматом 512×512 элемента, с размером элемента 16×16 мкм), аналогом которой является ПЗС-матрица «Лев-2», положительно зарекомендовавшая себя в течение почти десятилетней эксплуатации в составе множества звездных датчиков семейства БОКЗ и БОКЗ-М. В силу того, что поле зрения датчика гида, имеющего в своем составе ПЗС-матрицу «Лев-3», будет составлять $\sim 1,6 \times 1,6$ угл.мин, в состав датчика гида войдет специальный оптический элемент, через который будет проходить падающий на матрицу световой пучок, что позволит расширить поле зрения ДГ до требуемого размера $\sim 3 \times 3$ угл.мин.

3. Моделирование перемещений изображений звезд по ПЗС-матрице

Для варианта построения СДГ, подразумевающего использование малогабаритной матрицы совместно с оптическим элементом, было выполнено моделирование, целью которого являлось получение оценки точности вычисления координат изображений звезд на ПЗС-матрицах датчиков гида. Моделирование проводилось для худшего случая, когда СДГ будет вынуждена работать на пределе чувствительности по звездам с $m_v = 17,0$, от которых за одну секунду приходит ~ 1500 фотоэлектронов. На первом этапе моделирования были рассчитаны с шагом $0,5$ мкм распределения освещенности в оптических изображениях шести звезд, расположенных на ПЗС-матрице в соответствии с рис. 6. Смоделированные изображения распределения освещенности в шести оптических изображениях одинаковых по блеску звезд, расположенных в разных частях поля зрения ДГ, приведены на рис. 7(a–e).

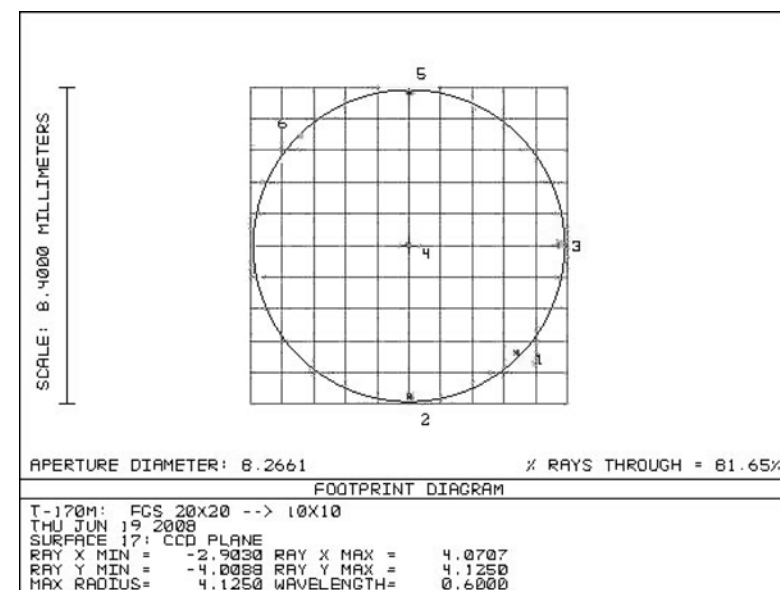


Рис. 6. Расположение исследуемых звезд в поле зрения датчика гида

После получения смоделированных изображений была проведена процедура их обработки, в процессе которой выполнялось интегрирование изображения размером 128×128 мкм в пределах элемента ПЗС-матрицы размером 16×16 мкм. При этом вычислялось количество электронов в каждом занятом изображением звезды элементе ПЗС-матрицы с учетом данных о распределении освещенности в пятне от звезды и общего количества пришедших от звезды фотоэлектронов. На следующем шаге моделировалась процедура аналого-цифрового преобразования с шагом квантования 20 фотоэлектронов, и полученное таким образом цифровое представление изображения на ПЗС-матрице использовалось для вычисления координат энергетического центра изображения звезды. После этого моделировалось перемещение изображения звезды по растру ПЗС-матрицы на $0,5$ мкм, и процедура обработки продолжалась аналогичным образом до вычисления координат энергетического центра.

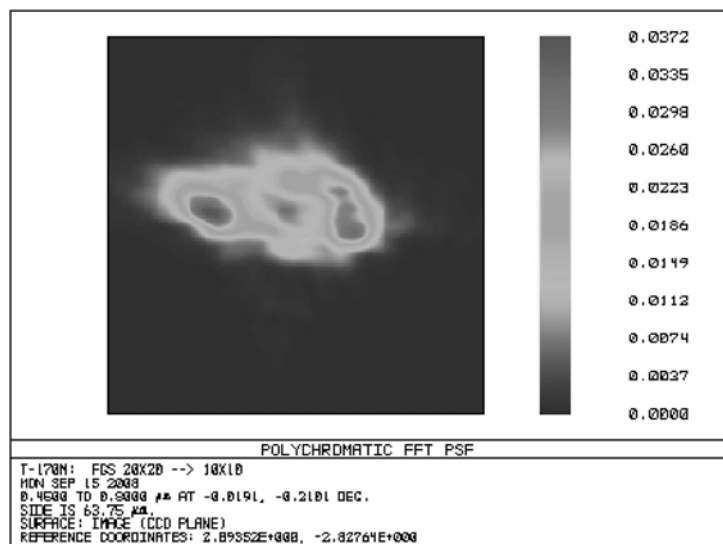


Рис. 7а. Изображение звезды №1

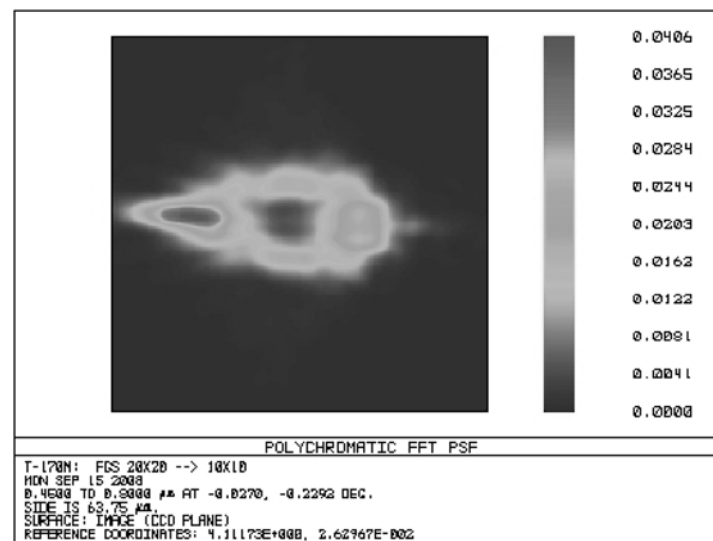


Рис. 7в. Изображение звезды №3

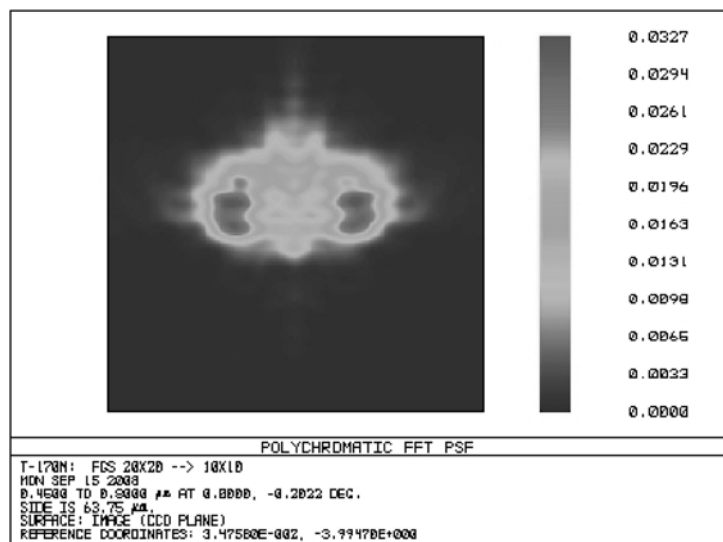


Рис. 7б. Изображение звезды №2

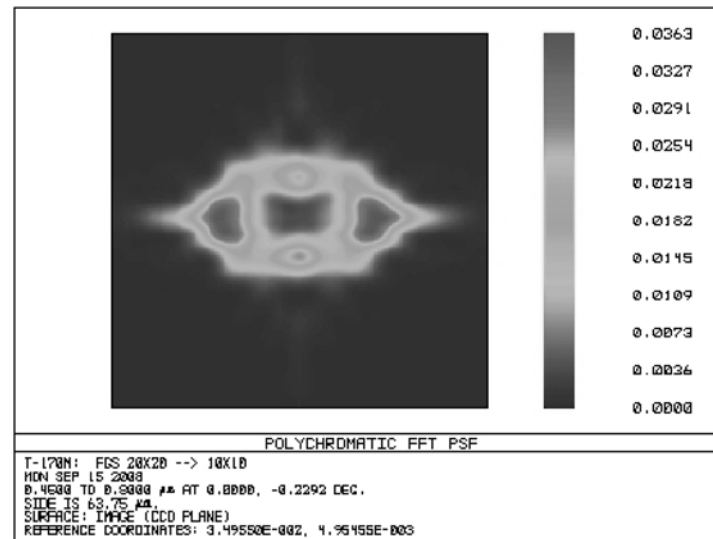


Рис. 7г. Изображение звезды №4

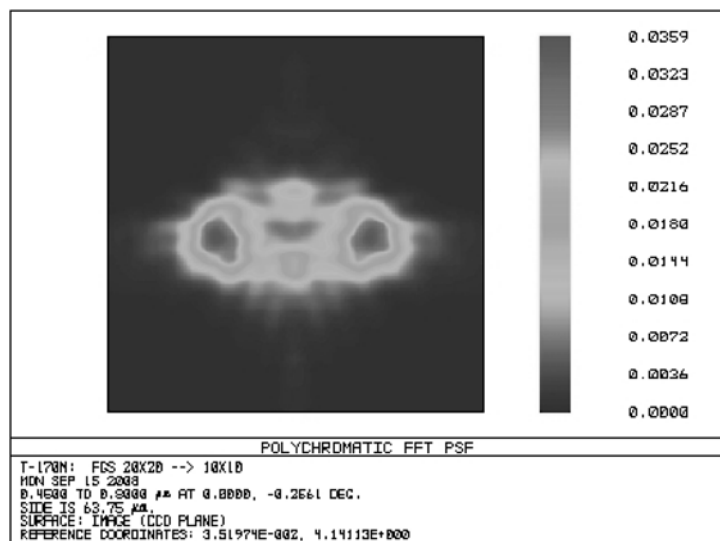


Рис. 7д. Изображение звезды №5

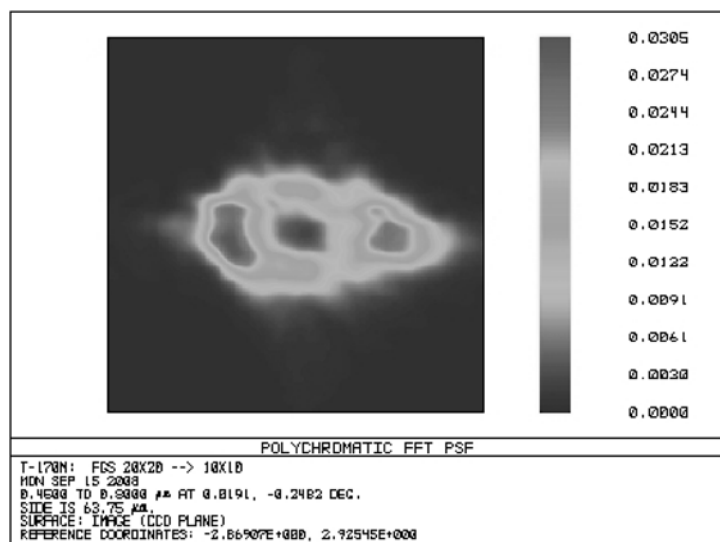


Рис. 7е. Изображение звезды №6

Вычислялись величины смещений по координатам x и y и сравнивались с эталонной величиной смещения. Процедура перемещения изображения звезды выполнялась в пределах элемента ПЗС-матрицы (16 мкм) с шагом 0,5 мкм по каждой координате, и по уклонениям зарегистрированных величин смещения от эталонных вычислялась величина среднеквадратической ошибки определения смещения. Значения среднеквадратических ошибок для звезды 17-й звездной величины составили около 0,01 угл.с.

Кроме того, в процессе обработки была оценена величина среднеквадратической ошибки определения абсолютных значений координат. В данном случае величина ошибки обусловлена влиянием ошибок дискретизации (ошибка аналого-цифрового преобразования) и «методической» ошибки. Собственные шумы прибора и фотонный шум источников излучения не учитывались. Как следует из полученных результатов, для шести звезд в поле зрения ДГ величины среднеквадратических ошибок определения абсолютных значений координат для звезды $m_v = 17,0$ не превышали 0,02 угл.с.

Как следует из результатов моделирования, предложенный вариант реализации системы датчиков гида позволяет добиться приемлемых точностей при решении задачи наведения телескопа Т-170М и слежения за гидирующими звездами при проведении научных экспериментов.

Заключение

Предложенная ИКИ РАН концепция построения системы датчиков гида телескопа Т-170М позволяет создать прибор, соответствующий требованиям технического задания и способный обеспечить условия для проведения всех необходимых наблюдений на телескопе Т-170М. В настоящее время изготавливается лабораторный образец СДГ, экспериментальная отработка которого намечена на 2009 г. К числу запланированных работ относится проведение испытаний макета СДГ в составе телескопов Цейс-2000 (Терскол) и Цейс-600 (Звенигород). На основе анализа результатов экспериментальных работ с макетом будут уточнены ожидаемые характеристики системы датчиков гида.

ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ ЦЕЛЕЙ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ В ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ

М.С. Чубей, В.Н. Львов, Л.И. Ягудин

Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория
Российской академии наук, Пулково

Двухканальный звездный датчик разработан для космических аппаратов, выводимых в дальний космос, с целью выполнения операций автономной навигации относительно направлений на тела Солнечной системы как на этапе вывода КА на рабочую орбиту, так и на рабочей орбите. Проектируемая точность определения угловых направлений на навигационные объекты составляет $\sigma = \pm 0,01''$. Датчик разработан для использования в проекте «Межпланетная солнечная стереоскопическая обсерватория», в котором два аппарата выводятся в окрестности круговых лагранжевых центров либрации системы «Солнце – барицентр системы Земля – Луна» L₄ и L₅, где нет массивных тел и рабочие орбиты формируются в ограниченном объеме пространства.

The two-channel star sensor is designed for the space crafts (SC) installing in the distant space, for the purpose of performance of operations of independent navigation based on directions to the Solar system bodies as at the stage of the SC boosting into a working orbit, and in the very working orbit. Projected accuracy of definition of angular directions on navigating objects is $\sigma = \pm 0.01''$. The sensor is designed for the use in the project “Interplanetary Solar Stereoscopic Observatory” in which two SCs are installed in the vicinities of the circular Lagrangean libration centers in the system “the Sun – barycenter of the system the Earth – Moon” L₄ and L₅ where there are no massive bodies and working orbits are formed in the limited volume of space.

Постановка задачи

Предлагаемый звездный датчик разработан для установки на борту космических аппаратов (КА), предназначенных для выполнения исследовательских работ в дальнем космосе, с целью автономной навигации как на этапе вывода КА на рабочую орбиту, так и на рабочей орбите. Речь идет о проекте «Межпланетной солнечной стереоскопической обсерватории» (МССО) (<http://www.gao.spb.ru/проекты/«Стереоскоп»>)

[1], в котором два аппарата выводятся в окрестности круговых лагранжевых центров либрации системы «Солнце – барицентр системы Земля – Луна» L₄ и L₅, расположенных на орбите Земли и удаленных от последней на расстояние, близкое к одной астрономической единице.

Научной целью проекта является исследование трехмерной структуры атмосферы активных образований и процессов на Солнце, а также решение некоторых астрометрических и небесно-механических задач, таких как определение параллаксов звезд местной системы и уточнение орбит астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), в рамках проблемы астероидно-кометной опасности, а также проведение некоторых исследований по астрофизике.

Эффективное решение перечисленных проблем требует высокоточного знания пространственных координат КА в любой момент времени. Существенно важна также возможность автономного определения положения КА (без привлечения наземных средств и без обмена с наземным центром управления полетом большими объемами информации). Особенностью процесса создания рабочих орбит в проекте МССО является отсутствие вблизи лагранжевых центров L₄ и L₅ (система «Солнце – барицентр системы Земля – Луна»), в либрационном пространстве которых выводятся оба КА, массивного тела, позволяющего использовать для навигации эффективные датчики сил, действующих на КА, при маневрах вывода на рабочую орбиту. Таким образом, быть может, единственным способом автономного высокоточного определения положения КА является астрометрическое угловое ориентирование относительно направлений на близкие к КА тела Солнечной системы, движение которых в пространстве хорошо изучено.

Методика навигационных измерений

Все вышесказанное приводит к следующей схеме навигационных наблюдений.

В основу автономной навигации КА МССО заложено выполнение высокоточных ПЗС-наблюдений тел Солнечной системы на фоне звезд. При этом, поскольку яркость изображения больших планет и их спутников существенно отли-

чается от яркости опорных звезд, наблюдения целесообразно производить синхронно двумя телескопами, жестко связанными друг с другом и ориентированными во взаимно противоположных направлениях. При выполнении наблюдений реализуется «принцип створа». Рисунок 1 иллюстрирует эту схему. Последующая редуциционная обработка снимков методами классической астрометрии и небесной механики позволяет определить направление вектора [КА — навигационный объект] с точностью, обеспечиваемой дифракционным каче-

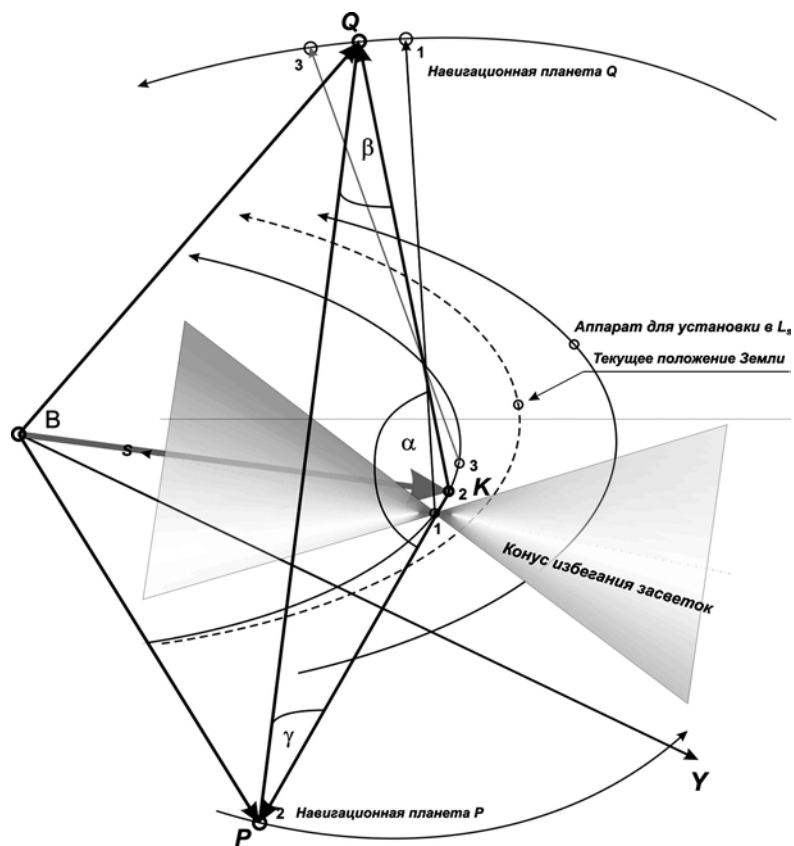


Рис. 1. Схема построения замкнутого навигационного треугольника

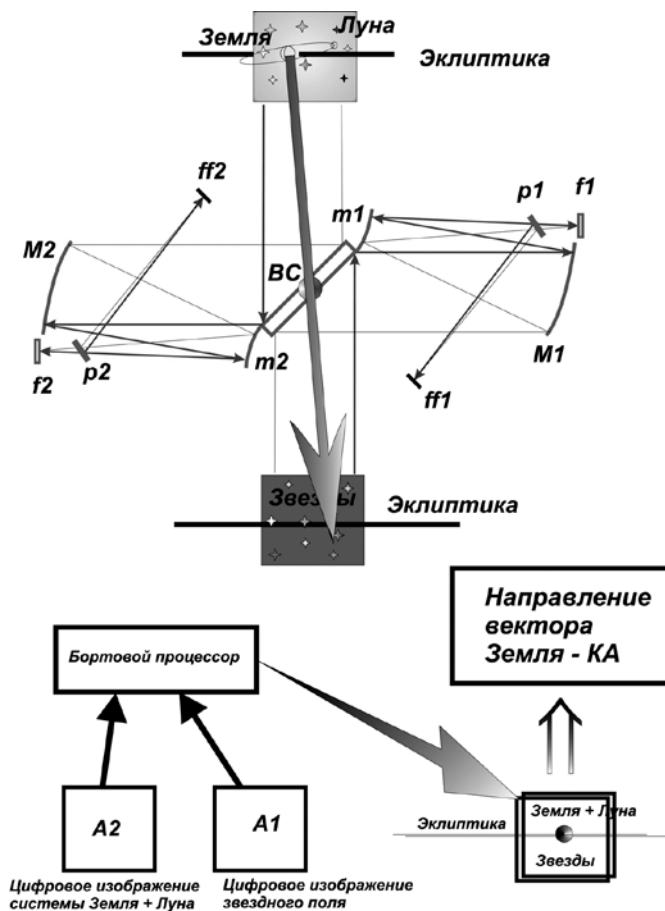


Рис. 2. Принципиальная схема навигационного наблюдения

ством оптики телескопа, качеством работы регистрирующей системы в фокальном ансамбле телескопа, точностью положений звезд опорного каталога и точностью теории движения навигационного объекта.

Для определения точного положения КА в момент наблюдений достаточно выполнить одновременные наблюдения двух навигационных объектов, образующих с КА треугольник, близкий к равностороннему. Геометрическая

картина такого наблюдения иллюстрируется рис. 2, демонстрирующим «принцип створа»: вектор «навигационный объект – КА» без «излома» проецируется на звездный фон, система формирует два изображения в бортовом компьютере, совмещая их без сдвига и поворота. Суммарный «кадр» обрабатывается по правилам фотографической астрометрии [2].

Прибор составляют главные зеркала $M1$ и $M2$, вторичные зеркала $m1$ и $m2$ и фокальные ансамбли $f1$ и $f2$ (или $ff1$ и $ff2$, если требуется увеличить фокальное расстояние системы с помощью плоских поворотных зеркал $p1$ и $p2$ для расширения поля зрения). $A1$ и $A2$ — выполненные синхронно кадры с ПЗС-изображениями навигационных объектов, обрабатываемые бортовым процессором автономно; в результате обработки получается пространственный вектор «Земля – КА» или «планета – КА».

В действительности одновременно наблюдать одним инструментом два объекта, расположенных в разных участках неба, невозможно, поэтому предполагается выполнять серии наблюдений обоих объектов (см. рис. 1) и в дальнейшем математически приводить эти наблюдения к единому моменту времени.

Варьирование используемых навигационных объектов и периодическое повторение таких серий наблюдений позволит контролировать движение КА с высокой точностью.

Опорные объекты

Исходя из геометрических соображений навигационными объектами в проекте МССО могут быть Венера, Земля, Луна, Марс и его спутники, а также все малые планеты, оказывающиеся, хотя бы временно, в пределах орбиты Марса. При этом предпочтение должно отдаваться большим планетам и их спутникам, поскольку теории их движения относительно звезд опорного каталога разработаны с предельно возможной в настоящее время точностью. Теории движения малых планет, напротив, еще довольно грубы, но они могут быть быстро и существенно улучшены путем их синхронных наблюдений с борта аппаратов самой МССО. Причем для этой цели не требуется специальной аппаратуры, достаточно одних звездных датчиков.

Для привязки наблюдений навигационных объектов к опорной небесной системе координат могут быть использованы современные астрометрические каталоги: Hipparcos; UCAC2 с миллисекундной точностью положений звезд, их собственных движений и параллаксов; Tycho II, в котором точность положений звезд оценивается величиной $\sigma = \pm 0,06''$, — снабженные точными фотометрическими данными и дающие плотность 3...60 звезд на квадратный градус соответственно. Все перечисленные каталоги являются реализацией Международной Небесной Опорной Системы координат (International Celestial Reference Frame — ICRF) [3].

Конструкционные особенности датчика

Точность опорной системы ICRF реализуется в современных телескопах с ПЗС-регистрацией с погрешностью порядка $\pm 0,01... \pm 0,03''$, если иметь в виду измерение расстояний между положениями центров интенсивности звезд в фокальной плоскости в пределах поля зрения телескопа. Приблизительные характеристики соответствующего инструмента таковы: угловое поле зрения $\approx 1^\circ$; масштаб в пределах 70...90 угл.с/мм; телескоп на пределе чувствительности позволяет регистрировать в полосе V звезды до 15^m (при ПЗС-регистрации). Тогда диаметр входного зрачка составит от 100 до 250 мм, а относительное отверстие — D/F 1:6...1:10.

В результате анализа различных вариантов принципиальной оптической схемы датчика [4], включая зеркальные, зеркально-линзовые и линзовые системы, мы остановились на схеме, содержащей два оптических элемента с внеосевыми асферическими поверхностями, известной как «Зеркальный триплет Кука». Возможная компоновка датчика на его основе приведена на рис. 3.

В выбранном поле зрения 1° объектив, построенный по такой схеме, не имеет экранирования зрачка, и соответственно дифракции на растяжках крепления вторичного зеркала, присущих центрированным системам, защищен от прямых засветок, фокальная плоскость легко доступна. Главное зеркало — вогнутый внеосевой гиперболоид, вторичное зеркало — выпуклое сферическое, третье зеркало — внеосевой сплюснутый сфероид.

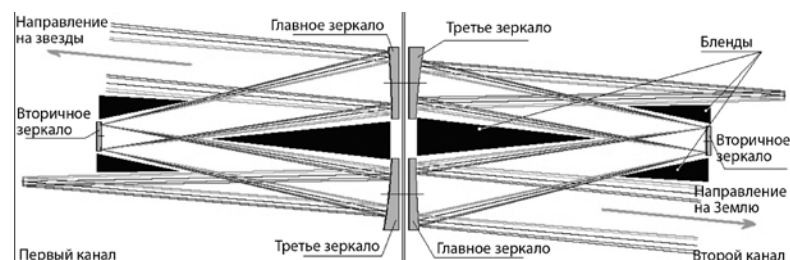


Рис. 3. Возможная компоновка оптических элементов звездного датчика

Подобные системы способны давать достаточно высокое качество изображения в поле зрения до 3° при относительном отверстии до $1/3$, однако при этом зеркала должны иметь профиль асферик высокого порядка, и осевое смещение увеличивается для сохранения защиты от прямых засветок.

Основные характеристики нашей схемы: диаметр входного зрачка 250 мм, фокусное расстояние 2500 мм, максимальная дисторсия по полю не превышает 0,033 %, спектральный диапазон 1...0,2 мкм, оптическая передаточная функция на частоте 100 лин/мм — 0,35.

Измерение углов между визирными осями объективов, входящих в состав датчика, при сборке прибора в целом является весьма сложной задачей, тем не менее, опыт решения этой задачи имеется. Так, например, ВНЦ «ГОИ им. С.И. Вавилова» (г. Санкт-Петербург) разработал оптическую систему астроизмерительного комплекса для высокоширотной космической станции, позволяющего обеспечить следующие технические характеристики: среднеквадратическое отклонение измерения положения визирных осей двух оптико-электронных приемных модулей в базовой системе координат — 2 угл.с.; среднеквадратическое отклонение измерения углового положения визирных осей двух модулей относительно инерциальной системы координат — 2 угл.с.

При работе на орбите необходимо периодически производить юстировочные наблюдения специально выбранных участков неба, которые позволят держать под контролем такие характеристики как угол клина, угол между положе-

ниями оптических центров обоих телескопов, позиционный угол клина, масштабы и дисторсию полей. Такого рода наблюдения позволят также исследовать неравномерности чувствительности пиксельного поля ПЗС-матриц, их деградации и своевременно выявлять и пометать выходящие из строя пиксели.

Моделирование наблюдений, оценка точности

Для оценки точности определения собственных координат КА рассматриваемым методом нами выполнены модельные расчеты. Моделировалась работа на своих орбитах двух КА в период с 1 января 2007 г. по 31 декабря 2008 г., причем как на орбитах перелета, так и на рабочих орбитах. Для определения положения КА «выполнялись» серии единичных синхронных наблюдений радиус-вектора аппарата с интервалом в 5 сут. Затем из этих значений составлялись пары с разницей по времени: 5, 10, 15, ..., 50 сут, и эти пары использовались для определения элементов орбит аппаратов на всем периоде наблюдений по методу Гаусса [5]. Наконец, по этим орбитам определялись положения каждого из аппаратов как внутри интервала, в котором рассчитана орбита (интерполяция), так и за пределами этого интервала (экстраполяция), и данные положения («наблюденные») сравнивались с предвычисленными. Расхождения анализировались.

Обнаруженные закономерности приводят к следующим выводам:

- практически для всех вариантов вычисления в любой момент времени разность между интерполированными «наблюденными» и «предвычисленными» положениями не превысила 50 км; характерная погрешность ~15 км;
- разность между экстраполированными «наблюденными» и «предвычисленными» положениями также не выходит за 50 км, если интервал экстраполяции не превышает интервала, на котором определялась орбита;
- точность интерполяции ухудшается при увеличении периода, на котором строится орбита, но эта зависимость слабая;

- главным образом точность параметров орбиты каждого КА и, соответственно, полного вектора, их соединяющего (или точность базы стереоскопа), зависит от точности радиус-векторов, полученных из единичных их «наблюдений», оптимально распределенных во времени (т. е. по положениям в орбите), и может при необходимости быть увеличена в несколько раз за счет набора статистики и увеличения масштаба поля зрения (т. е. при использовании более высокоразрешающего телескопа);
- хотя вполне допустимо экстраполирование орбиты на довольно длительные интервалы, поскольку КА движется по Кеплеровым орбитам, но небольшие затраты ресурса аппаратов, необходимые для единичных навигационных наблюдений, а также наличие большого числа малых планет, как навигационных объектов, позволяют выполнять контроль собственной орбиты КА сколь угодно часто, прибегая только лишь к интерполированию для определения положений аппаратов в произвольные моменты времени.

Выводы, рекомендации

В основе работы рассмотренного в статье звёздного датчика автономного астроопределения пространственного положения космических аппаратов лежит идея использования двух-телескопической системы, дающей возможность выполнить наблюдения яркой планеты на фоне звезд, видимых с КА в двух диаметрально противоположных направлениях в «ство-ре». Предложенная в работе компоновка телескопов на базе трёхзеркальных внеосевых асферических элементов имеет требуемое дифракционное качество изображения визируемых объектов, что обеспечивает необходимый уровень соотношения сигнал/шум при наблюдениях, а значит и точность определения угловых параметров движения аппарата.

Существенно важными компонентами, необходимыми для автономного определения положения КА, являются также высокоточный стандарт времени, достаточно мощный бортовой компьютер, оснащенный пакетом программ для вычисления эфемерид больших и малых тел Солнечной си-

стемы, а также каталог и программное обеспечение для вычисления астрографических положений и яркостей звёздных объектов в требуемых площадках на небе. При выполнении этих условий все необходимые расчеты могут быть выполнены автономно на борту КА.

Несомненным достоинством датчика является также и то, что при достаточном фокусном расстоянии прибор может использоваться и для выполнения научных программ, например, для систематических наблюдений тел Солнечной системы и Земли как планеты.

Литература

1. Григорьев В.М., Папушев П.Г., Чупраков С.А., Чубей М.С., Кулагин Е.С., Ерошкин Г.И., Львов В.Н., Толчельникова С.А., Ягудин Л.И. Межпланетная солнечная стереоскопическая обсерватория // Оптический журнал. 2006. Т. 73. № 4. С. 43–48.
2. Киселев А.А. Теоретические основания фотографической астрометрии. М.: Наука, ФМЛ, 1989. Гл. 4.
3. Эфемеридная астрономия // Тр. ИПА РАН. СПб., 2004. Вып. 10. С. 44–61.
4. Чубей М.С., Ковальчук Л.В., Еськов Д.Н., Серегин Д.А., Милорадов А.Б., Холодова С.И. Звездный датчик для автономной навигации в дальнем космосе // Оптический журнал. 2007. Т. 74. № 2. С. 40–48.
5. Субботин М.Ф. Введение в теоретическую астрономию. М.: Наука, 1968.

ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ НАНОСПУТНИКА

*А.Н. Липатов¹, А.Н. Ляш¹, В.С. Макаров¹,
С.А. Антоненко², Г.В. Захаркин²*

¹ Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

² ООО «Евросервис 21 век», Москва

В статье представлен звездный датчик, предназначенный для использования в системе ориентации малых спутников. Основной отличительной особенностью аппаратуры системы ориентации, используемой для микроспутников, является их миниатюризация. Рассматриваемый датчик имеет чрезвычайно малые габариты, массу и энергопотребление при относительно малой стоимости. Такой датчик обеспечивает точность угловых измерений, достаточную для малых аппаратов научного назначения. Рассматривается возможность установки нескольких малогабаритных, дешевых датчиков на космический аппарат. Совместная работа датчиков снимает много проблем с режимом управления космическим аппаратом, увеличивает точность измерений и надежность работы системы ориентации.

В статье представлены результаты исследований по разработке и созданию миниатюрного звездного датчика на базе КМОП–матрицы. Приводятся основные технические характеристики и результаты наземных испытаний. Дается сравнительный анализ с уже существующими датчиками.

A star sensor for the system orientation of the small satellite is presented. The main distinguish feature of the system's hardware for the micro sputnik is a their miniaturization. The proposed star sensor has an extremely low mass, size and power consumptions at relatively low cost. This sensor provides accurate measurements enough for small craft of scientific supplies. The possibility to install several sensors on the spacecraft is eliminating many problems with the management regime of spacecraft, increases the measurement accuracy and reliability of the system orientation in the whole. The article presents the results of work on the design and creation of a miniature star sensor based on CMOS-matrix. Basic technical characteristics and results of ground tests are presented.

В настоящее время для научных задач исследования космоса и в задачах дистанционного зондирования Земли все большее значение принимает концепция использования малых спутников и аппаратов. Массогабаритные требова-

ния, предъявляемые к служебным системам, в том числе приборам астронавигации, становятся ключевыми при разработке таких устройств. Особенно это характерно для аппаратуры наноспутников, малых аппаратов с собственной массой порядка десятков килограммов. Применение в таких спутниках традиционных высокоточных систем ориентации массой в килограмм и более становится проблематичным. Значительное (в несколько раз) уменьшение энергопотребления и массогабаритных параметров отдельного датчика ориентации позволяет объединить такие датчики в систему, что дает возможность по-иному взглянуть на систему ориентации космического аппарата (КА). Установка нескольких малогабаритных датчиков на космический аппарат снимает много проблем с режимом управления и увеличивает надежность всего космического аппарата. Миниатюризация приборов астроориентации обеспечивается, прежде всего, современными технологиями и некоторым снижением требований к точности и чувствительности отдельного датчика.

Далее представлены обоснования и результаты разработки и создания макета миниатюрного звездного датчика. Приводятся его основные характеристики и результаты наземных испытаний на штатных образцах.

Обоснование выбора угла зрения приемного объектива

Выбор угла зрения прибора был сделан на основе программного моделирования звездного неба. Разработанная для этого программа Star Scanner позволяла оптимально выбрать угол зрения прибора. Вычислялось среднее, максимальное и минимальное количество звезд, попадающих в поле зрения звездного датчика при работе во всех точках звездного неба. В виде базы данных в программе использовался стандартный звездный каталог Bright Star Catalogue (BSC) для звезд со звездными величинами до 6,5, содержащий до 9000 звездных объектов [1]. В программе изначально задавались звездная величина и угол зрения прибора, в пределах которого осуществляется подсчет числа звезд со звездными величинами, большей или равной заданной. Подсчитывались звезды, попавшие в поле зрения прибора для каждой точки звездного неба при сканировании по долготе и широте.

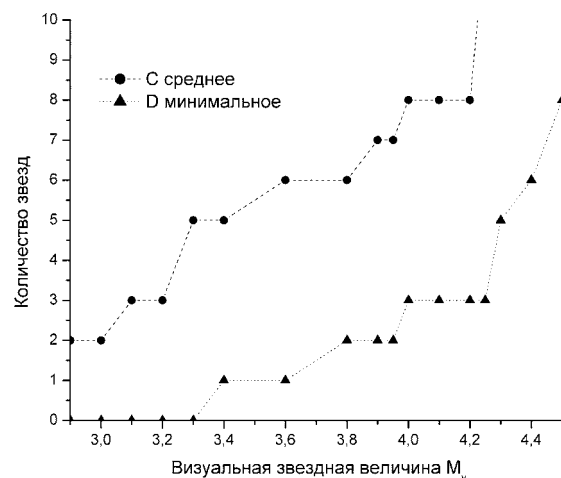


Рис. 1. Зависимость количества звезд, попадающих в поле зрения прибора, от звездной величины

Для работы алгоритма распознавания рассматриваемого датчика звездных координат требуется, чтобы в поле зрения прибора всегда попадало минимум три звезды, различаемые датчиком. В результате программного моделирования для доступных объективов и матриц оптимальным углом зрения был выбран полный угол зрения прибора в 40° . Расчетные данные по количеству видимых звезд в поле зрения прибора приведены на рис. 1. Из графика видно, что в поле зрения прибора с углом зрения $41 \pm 1^\circ$ всегда попадают минимум три звезды с яркостью, большей или равной четвертой звездной величине.

Произведен расчет для датчика с эффективным полем зрения, численно равным сумме полей зрения двух таких приборов. Результат расчета показал, что регистрация минимального числа звезд, равного пяти, осуществляется для объектов с яркостью до 3,6 звездных величин. Это означает, что в поле зрения одного из совместно работающих датчиков всегда будут обнаруживаться три звезды со звездной величиной не менее 3,6. Эффективное увеличение поля зрения при совместном использовании трех датчиков приводит к даль-

нейшему понижению порога обнаружения звезд по яркости в отдельном датчике. Более того, при совместном использовании трех и более датчиков можно определить некоторый оптимальный угол взаимной ориентации осей датчиков, позволяющий еще более снизить требования к чувствительности звездного датчика. Так, например, для трех датчиков, расположенных по сторонам куба, каждому из датчиков достаточно обнаруживать объекты третьей звездной величины. Уменьшение требования к обнаружительной способности датчиков позволяет уменьшить число звезд, записанных в инструментальный каталог прибора, и тем самым повысить надежность реализуемых в приборе алгоритмов распознавания.

Одновременное измерение координат несколькими звездными датчиками позволяет уточнить величину угловых измерений или повысить частоту передачи измерений. Наличие нескольких датчиков решает также проблему «ослепления» датчика засветкой от ярких объектов. Однако выбор количества датчиков, их взаимной ориентации и алгоритмов совместной работы не может быть универсальным и должен обуславливаться требованиями, предъявляемыми к КА в целом.

Обоснование выбора светочувствительной матрицы датчика

В разработанном звездном датчике используется активный пиксельный CMOS APS датчик (CMOS — Complementary Metal Oxide Semiconductor, APS — Active Pixel Sensor). У этого КМОП-сенсора существует возможность произвольного доступа к каждому пикселу, что позволяет считывать не матрицу целиком, а лишь ее некоторые области. Устройства, основанные на технологии КМОП, отличаются повышенной надежностью, меньшим потреблением мощности и, соответственно, меньшим тепловыделением при более компактном исполнении.

Для работы в составе звездного датчика выбрана матрица Star1000 производства бельгийской фирмы FillFactory [2]. Матрицы, разработанные данной фирмой, обладают лучшим коэффициентом чувствительности при минимальном

уровне собственного темнового шума среди КМОП-матриц, известных авторам. Матрицы Star1000 разрабатывались по заказу Европейского космического агентства для космического применения. Фирмой предполагается выпуск новых модификаций с повышенной в два раза чувствительностью и пониженными шумами (НАС-матрица), также анонсирована разработка матрицы с интегрированной программируемой логикой (LCMS-матрицы).

Матрицы и заготовки для матриц этого типа проходят испытания по стандартам MIL-STD-883. Все матрицы Star1000, вне зависимости от типа исполнения, стойки к воздействию радиации. Фирма заявляет величину дозы порядка 200 крад, имеются данные экспериментальных исследований [3] по радиационной стойкости. Следует отметить, что исследования проводились при облучении матриц протонами с энергиями до 60 МэВ. Однако в работе [4] отмечается тот факт, что в суммарной дозе облучения, связанной с солнечными вспышками, часть дозы приходится на протоны с энергиями в районе 100 МэВ. Данные в литературе на предельные дозы облучения матриц высокоэнергетическими частицами отсутствуют. До получения данных по этому вопросу следует проявлять определенную осторожность в применении этих матриц, т. е. их можно применять в приборах для короткоживущих (до 3...5 лет) КА или работающих на радиационно-безопасных орбитах.

Оценка величины порогового сигнала

Наличие большого количества собственных шумов в активно-пиксельных датчиках является главным недостатком по сравнению с ПЗС-матрицами. Поэтому требуются дополнительные усилия по компенсации шума.

Примем, согласно [5], следующую математическую модель распределения сигнала по ячейкам матрицы:

$$D(x, y) = (K(x, y)I(x, y) + N_{dc}(x, y) + N_s(x, y) + N_r(x, y))A + Nq(x, y),$$

где $D(x, y)$ — число фотоэлектронов, измеренное в пикселе с координатами (x, y) ; A — коэффициент усиления;

$I(x, y)$ — число фотоэлектронов, образовавшихся в пикселе под действием падающего светового излучения; $K(x, y)$ — чувствительность пиксела, безразмерная величина, имеющая нормальное распределение со средним значением, равным единице, и дисперсией σ_k^2 .

Можно выделить следующие типы шумов, характерных для КМОП и ПЗС-матриц:

1) N_s — *фотонный шум*. Является следствием дискретной природы света и имеет пуассоновское распределение с дисперсией $\sigma_{N_s}^2 = (AI + NdcA)$.

2) Ndc — *шум темнового сигнала*. Имеет вид нормального распределения со средним значением Ndc и дисперсией σ_{Ndc}^2 .

3) Nr — *шум считывания* (FPN — fixed-pattern noise). Это базовый уровень шума, присутствующий в изображении с нулевым уровнем экспозиции, когда шум темнового сигнала равен нулю. Имеет вид нормального распределения с нулевым средним и дисперсией σ_{Nr}^2 . Такой тип шума зависит только от положения пиксела и не зависит от времени.

4) Nq — *шум квантования*, связанный с разрядностью АЦП; данная величина равномерно распределена на интервале $\pm 0,5q$, $q = (1,1/A) / (2^{10} - 1)$ для матрицы, имеющей встроенный десятиразрядный АЦП и дисперсию $\sigma_{Nq}^2 = q^2/12$.

Введем величину F — пороговую чувствительность датчика, которая определяет количество фотоэлектронов, численно равное ошибке измерений:

$$F(T, t) = \sqrt{Ndc(T)t + \sigma_N^2(T, t) + \sigma_{Nt}^2},$$

где T — температура датчика; t — время интегрирования;

$$\sigma_N^2(T, t) = \sigma_{Nr}^2(T) + \sigma_{Ndc}^2(T, t);$$

где σ_{Nt}^2 — шум, измеренный при калибровке темнового тока при различных температурах и временах интегрирования;

$$\sigma_{Nt}^2 = \sigma_{kTC}^2 + \sigma_s^2 + \sigma_{Nq}^2;$$

где σ_{Nt}^2 — временной шум в единичном пикселе; σ_s^2 — шум считывания единичного пиксела, измеряемый в различные промежутки времени.

Результаты оценок порога регистрации для различных режимов обработки сигнала приведены в таблице.

Следует отметить, что при расчетах использовались наилучшие значения параметров матрицы, приводимые производителем. Для матриц, предназначенных для работы в космических приборах, производится отбор по шумовым характеристикам и шумам считывания, для таких матриц значения собственных шумов и их неоднородность уменьшаются в 1,5...2 раза.

Метод обработки	Число фотоэлектронов F			
	$T = 22\text{ }^{\circ}\text{C}$		$T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$	
	$t = 0,1\text{ с}$	$t = 0,5\text{ с}$	$t = 0,1\text{ с}$	$t = 0,5\text{ с}$
1. Вычитание среднего значения шума, определенного по всей матрице	767	970	543	562
2. Вычитание среднего значения шума, определяемого по окнам 20×20 пикселей	426	622	355	375
3. Вычитание калибровочного среднего по колонкам	604	838	365	393
4. Вычитание калибровочного темного кадра	88	106	81	84

При оценках использованы следующие процедуры исправления шумовых ошибок:

1. *Вычитание среднего значения шума, определенного по всей матрице.* При вычислении среднего значения используется предыдущий кадр. Такая обработка текущего кадра не требует дополнительной памяти и производится во время считывания сигнала с матрицы.

2. *Вычитание среднего значения шума, определяемого по окнам.* Возможна реализация плавающего окна. Такая процедура требует небольшого объема встроенной памяти.

3. *Вычитание калибровочного среднего по колонкам.* Такая процедура предполагает вычитание шума считывания для каждой колонки. Имеет смысл применять только при понижении температуры, при минимальных шумах темного тока.

4. *Вычитание калибровочного темного кадра.* Процедура вычитания калибровочного кадра требует наличия памяти с объемом, равным объему кадра. Также увеличивается время обработки текущего кадра. Однако, поскольку КМОП-матрица позволяет осуществлять доступ к отдельным фрагментам изображения, содержащим пиксели с идентифицированными объектами, можно существенно ускорить обработку изображения.

По приведенным оценкам можно заключить:

- что доминирующим шумом при больших экспозициях является темновой шум и его неравномерность распределения по матрице;
- понижение температуры до $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ значительно уменьшает темновой шум и доминирующим становится шум считывания;
- наилучшие результаты по компенсации шума достигаются при реализации методов обработки изображения, связанных с покадровым вычитанием шума; однако использование таких методов требует повышенной производительности процессора и наличия больших объемов внешней памяти; как видно из результатов оценок, понижение температуры при реализации такого метода не актуально, достаточно осуществить только термостабилизацию сенсора.

В разработанном датчике, на различных этапах работы, реализуются комбинации этих методов.

Обоснование выбора объектива

Для обеспечения угла зрения прибора $2\omega = 41 \pm 1^{\circ}$ при размере матрицы $15,36 \times 15,36$ мм необходим объектив с фокусным расстоянием $f = 20$ мм. Объектив должен быть светосильным для обеспечения необходимого потока излучения на светочувствительный элемент. В объективах звездных приборов должны быть минимизированы геометрические искажения в фокальной плоскости, прежде всего дисторсия и аберрации в широком спектральном диапазоне. Объектив должен быть максимально легким, простым и надежным. Выбор конструкции

объектива представляет компромисс между этими противоречивыми требованиями.

В звездном датчике использован объектив «Руссар-Арго-3». Этот миниатюрный высокоточный объектив, предназначенный для работы в режиме с постоянным фокусом, построен по схеме высокоточных аэросъемочных объективов типа «Руссар» (конструкции М.М. Русинова), с улучшенным светораспределением по функции $\cos^3\omega$. В объективе минимизированы геометрические искажения: сферические аберрации, астигматизм и дисторсия изображения. Абсолютная дисторсия объектива не превышает 5 мкм. Объектив специально разработан для космических экспериментов, рассчитан на применение в вакууме и в температурном диапазоне от -55 до $+85$ °С. Оптические элементы изготовлены из радиационнстойких стекол, металлические элементы конструкции — из титанового сплава. Объектив проходил испытания на механические и климатические воздействия в составе приборов космического исполнения.

Оптические характеристики объектива

Фокусное расстояние.	$f = 19,27$ мм
Угловое поле	$2\omega = 41^\circ$
Относительное отверстие	$D:f = 1:3$
Объектив исправлен для длины волны.	0,63 мкм
Диаметр кружка рассеяния.	30 мкм
Диаметр входного зрачка.	6,44 мм
Масса объектива без бленды.	0,05 кг

Энергетический расчет звездного датчика и экспериментальные результаты

Для обеспечения надежной работы системы ориентации необходимо обеспечить некоторое соотношение между полезным сигналом и шумом. Выбор величины этого соотношения зависит от вида обработки, применяемой в данном приборе. В датчике применяются различные алгоритмы обработки на различных этапах работы прибора. Условно можно выделить три основных режима работы: обнаружение звезд над уровнем шума, распознавание звезд и режим слежения.

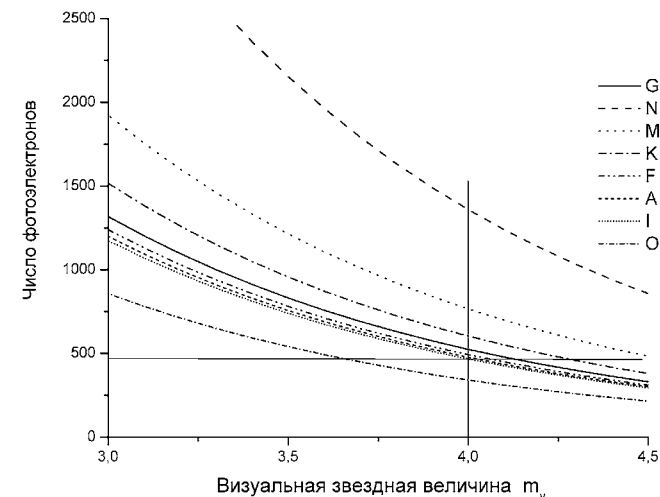


Рис. 2. Зависимость числа фотоэлектронов от звездной величины для звезд различного спектрального класса при экспозиции 0,5 с

Результаты энергетических расчетов датчика приведены на рис. 2. Расчеты проводились на основе методик, приведенных в литературе [6,7], с учетом характеристик матрицы и объектива. Дополнительно введены поправочные коэффициенты:

- коэффициент $k_1 = 0,56$, учитывающий увеличение площади изображения из-за размазывания изображения за время экспозиции;
- коэффициент $k_2 = 0,5$, включающий коэффициент заполнения пиксела светом при случайном положении центра пятна рассеяния и коэффициент запаса.

Проведенные экспериментальные измерения подтвердили полученные расчеты. Измерения проводились как на фотометрическом стенде, так и при работе по реальному звездному небу. Полученные экспериментальные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- с помощью прибора можно обнаруживать и выделять звезды со звездной величиной, равной 3,2, при экспозиции 0,5 с и при использовании упрощенного алгоритма обработки;

- прибор позволяет обнаруживать и выделять звезды со звездной величиной до 4,2, при экспозиции 0,5 с и реализации времязатратного алгоритма обработки с использованием калибровочного кадра.

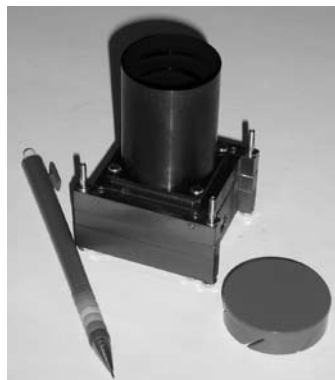
Различие в сигналах от звезд различного спектрального класса потребовало создания собственного инструментального каталога, с учетом спектральной чувствительности прибора, с целью ограничения количества звезд с инструментальной видимостью до 4,5.

В ИКИ РАН разработан макет миниатюрного звездного датчика, предназначенного для работы в составе систем ориентации малых спутников.

Основные технические характеристики датчика

Масса	250 г
Габаритные размеры	67,5×56×91 мм
Напряжение питания	27 В
Потребляемая мощность	3 Вт
Частота выдачи информации	≥2 Гц
Погрешность определения ориентации:	
в грубом режиме	
(угловая скорость вращений до 0,15 град/с)	≤ 3 угл.мин
в точном режиме	
(угловая скорость вращений до 0,05 град/с)	≤30 угл.с

Внешний вид датчика представлен на рис. 3.



В настоящее время продолжаются работы по улучшению характеристик разработанного датчика. Работы ведутся в направлении как улучшения и оптимизации алгоритмов работы, так и миниатюризации датчика. Исследуется возможность применения новых перспективных светочувствительных матриц.

Рис. 3. Внешний вид миниатюрного звездного датчика

Литература

1. Bright Star catalogue / 5th Revised Ed. Hoffleit E.D., Warren Jr.W.H.
2. Star 1000 datasheet <http://www.cypress.com/products/?rpn=STAR-1000>.
3. *Bogaerts J., Dierickx B., Meynants G., Uwaerts D.* Total Dose and Displacement Damage Effects in a Radiation-Hardened CMOS APS // IEEE Trans. on Electron Devices. Jan. 2003. V. 50. N. 1. P. 84–90.
4. *Аванесов Г.А., Акимов В.В., Воронков С.В.* Исследование влияния космической радиации на электрорадиоизделия и оптико-электронные приборы // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космич. технологий. Приборы для космич. исслед. планет и Земли: Сб. тр. по результатам выездного семинара ИКИ РАН / Под ред. Р.Р. Назирова. Таруса, 2006. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 55–70.
5. *Healey G.E., Kondepudy R.* Radiometric CCD camera Calibration and Noise estimation // IEEE Trans. on Pattern Analysis and Machine Intelligence. Mar. 1994. V. 16. N. 3. P. 267–276.
6. *Малинин В.В.* Моделирование и оптимизация оптико-электронных приборов с фотоприемными матрицами. Новосибирск: Наука, 2005.
7. *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Карелов А.И.* Интеграция командных приборов как путь оптимизации системы управления космического аппарата // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космич. технологий. Приборы для космич. исслед. планет и Земли: Сб. тр. по результатам выездного семинара ИКИ РАН / Под ред. Р.Р. Назирова, Таруса, 2006. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 43–54.

ОПТИЧЕСКИЙ СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И ИСПЫТАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

*Г.А. Аванесов, Я.Л. Зиман, Е.В. Зарецкая,
М.И. Куделин, А.В. Никитин, А.А. Фори*

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Рассматривается конструкция оптического солнечного датчика, отличительной особенностью которого является наличие кодирующей маски, обеспечивающей определение направления на Солнце с заданной точностью в заданном поле зрения.

Кроме базового варианта солнечного датчика, рассматриваются его модификации с двумя и более оптическими головками, позволяющими расширить поле зрения при сохранении высокой точности определения направления на Солнце.

Приведена схема стенда для наземных испытаний прибора. Рассматривается перспектива дальнейшей модернизации наземного оборудования с целью создания универсального стенда, объединяющего возможности проведения геометрической калибровки прибора, динамических испытаний и привязки внутренней системы координат прибора к его посадочной плоскости.

Design of the Optical Solar Sensor is considered. The distinctive feature of this sensor is the coding mask providing determination of the towards the Sun direction with the given accuracy within the given field of view.

In addition to the basic solar sensor design another two modifications with two or more optical heads making it possible to widen the field of view while preserving high accuracy of determining direction towards the Sun are considered.

Structure of a bench for the instrument ground testing is given. The future ground facilities modernization is considered in order to create a universal bench combining possibilities for the instrument geometrical calibration, dynamic tests and referencing the instrument's internal coordinate system to its adapter.

В ИКИ РАН разработан и изготовлен прибор ОСД (оптический солнечный датчик). Прибор с положительными результатами прошел наземную отработку, и в настоящее время четыре летных образца ОСД проходят испытания на борту космического аппарата.

Необходимость разработки нового прибора была обусловлена возникновением потребности в навигационном устройстве, которое оптимально сочетало бы в себе такие качества как широкое поле зрения, высокую точность, быстродействие, надежность и при этом обладало бы радиационной стойкостью при сравнительно небольших габаритах.

Назначение прибора ОСД — определять направление на центр видимого диска Солнца с последующим представлением выходной информации в виде направляющих косинусов в системе координат прибора. Система координат прибора реализуется его посадочным местом.

Внешний вид прибора в приборной системе координат представлен на рис. 1.

Конструктивно ОСД представляет собой моноблок, в котором на общем основании расположены электронные модули и оптическая головка.

Оптической головкой мы называем часть фотоприемного устройства, состоящую из ПЗС-линейки и кодирующей маски, объединенных в общем корпусе.

Поскольку кодирующая маска является тем элементом, который обеспечивает поле зрения прибора и существенным образом влияет на его точность, особое внимание при конструировании прибора было уделено геометрическому расчету кодирующей маски и оптической головки в целом.

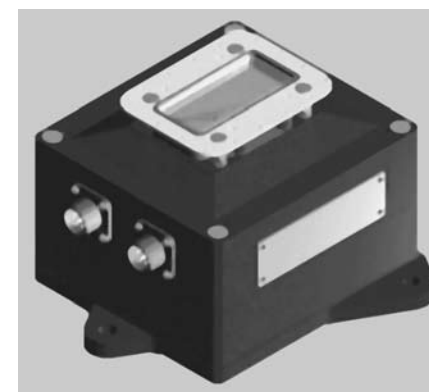


Рис. 1. ОСД. Внешний вид прибора

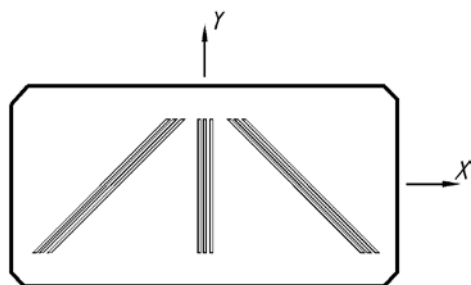


Рис. 2. Схема кодирующей маски

Схема кодирующей маски показана на рис. 2.

Кодирующая маска представляет собой прямоугольную призму, выполненную из радиационно стойкого оптического стекла с нанесённым на него светонепроницаемым покрытием. Покрытие имеет девять прозрачных щелей, объединенных в три группы и расположенных веерообразно. Крайние группы щелей образуют с центральной группой угол 45° . Троирование щелей обеспечивает надежность работы прибора.

Ширина щелей была подобрана таким образом, чтобы обеспечить колоколообразную форму сигнала на приемнике.

При значениях этого параметра больше оптимального у сигнала от щели наблюдается плоская вершина, которая приводит к потере точности при определении координаты энергетического центра изображения щели.

При выборе ширины щели меньше оптимальной на вершине сигнала наблюдаются дифракционные максимумы, что также приводит к потере точности.

Ширина всех девяти щелей выбрана одинаковой. При этом полученная ширина изображений от щелей крайних групп $d_{кр}$ отличается от ширины изображения щелей центральной группы $d_{ц}$:

$$\frac{d_{кр}}{d_{ц}} = \frac{1}{\cos 45^\circ} = \sqrt{2}. \quad (1)$$

Данное свойство используется математическим обеспечением ОСД при идентификации центральной группы

щелей. Для идентификации крайних групп щелей расстояния от левой и правой группы до центральной различаются между собой.

Для идентификации щелей внутри групп расстояния от левой и правой щелей до центральной отличаются друг от друга.

Расстояние между щелями в группе выбрано так, чтобы сигналы от соседних щелей не перекрывались.

Определенные таким образом параметры щелей являются исходными данными для расчета фокусного расстояния прибора, т. е. расстояния от чувствительной поверхности ПЗС-линейки до поверхности кодирующей маски, на которую нанесено покрытие со щелями.

Фокусное расстояние рассчитано таким образом, чтобы при работе на краю поля зрения на ПЗС-линейку попадали бы световые штрихи от щелей центральной группы, как это видно из оптической схемы прибора (рис. 3).

Из указанного условия следует неравенство:

$$f \leq \frac{L - \delta_c - d_1 - d_2 - \Delta_x}{2 \operatorname{tg} \xi_{x\max}} - \frac{\Delta_f}{2}, \quad (2)$$

где L — длина ПЗС-линейки; δ_c — ширина сигнала; Δ_x — максимально допустимое смещение проекции центральной щели относительно середины ПЗС-линейки; d_1, d_2 — расстояние между щелями в группе; Δ_f — допуск на фокусное расстояние; $\xi_{x\max}$ — проекция угла поля зрения на плоскость ZOX .

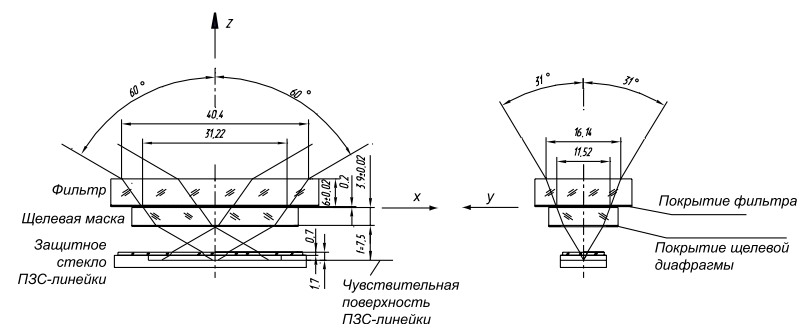


Рис. 3. Оптическая схема прибора

Расчет производился для конкретного типа примененной в приборе ПЗС-линейки.

Учитывая то, что при уменьшении фокусного расстояния прямо пропорционально этой величине понижается точность определения направления на Солнце, из неравенства (2) выбирается максимальное значение f .

Исходя из расчетного значения фокусного расстояния и заданного угла поля зрения, в соответствии с оптической схемой прибора (см. рис. 3) определяется длина щелей l по следующей формуле:

$$l \geq 2f \operatorname{tg} \zeta_{y \max} + \delta_c + \Delta_y, \quad (3)$$

где Δ_y — точность установки кодирующей маски относительно ПЗС-линейки вдоль оси OY ; $\zeta_{y \max}$ — проекция угла поля зрения на плоскость YOZ .

При длине щели оптического элемента больше минимальной L_{\min} размеры оптического элемента возрастают.

Для обеспечения заданного угла поля зрения и минимизации габаритов оптического элемента оптимальная длина щели считается минимальной L_{\min} .

Корпус, в котором размещены кодирующая маска и ПЗС-линейка, выполнен из материала с низким коэффициентом линейного расширения для обеспечения стабильности фокусного расстояния при изменениях температурного режима.

Разработанный и изготовленный прибор соответствует требованиям технического задания и имеет следующие технические характеристики.

Поле зрения	62×120°
Предельная суммарная погрешность наведения на Солнце (3σ)	3 угл. мин.
Угловая скорость КА	5 град/с
Масса	650 г
Энергопотребление	4 Вт
Габаритные размеры	120×112×72,5 мм

Радиационная стойкость прибора позволяет нормально функционировать в течение семи лет на низких, высокоэллиптических и геостационарных орбитах.



Рис. 4. Лабораторный испытательный комплекс

В процессе отработки прибора проводились как натурные, так и лабораторные испытания. Для наземной отработки был создан лабораторный испытательный комплекс, внешний вид которого представлен на рис. 4.

В состав комплекса входят имитатор Солнца, коллиматор и три сменных устройства: стенд СГКИ (стенд геометрической калибровки и испытаний), имитатор посадочного места и поворотное приспособление для проведения динамических испытаний.

В качестве имитатора Солнца выбран источник света ИС-1000, генерирующий лучистый поток с заданными параметрами.

Источник света создан на базе ксеноновой лампы сверхвысокого давления с температурой дуги 6000 К. Эта температура близка к температуре излучающей поверхности Солнца.

Выходящее излучение выравнивается с помощью канального кварцевого интегратора.

Имитатор Солнца размещен на опорно-юстировочном устройстве, предназначенном для совмещения оси светового потока, излучаемого осветителем, с осью коллиматора.

На выходе из коллиматора формируется излучение с параметрами, близкими к параметрам внеатмосферного солнечного излучения около Земли.

Световой поток диаметром 50 мм попадает в фотоприемник прибора ОСД. Прибор устанавливается на одном из сменных устройств лабораторного испытательного комплекса.

Для проведения геометрической калибровки ОСД используется стенд СГКИ.

Стенд предназначен для установки прибора относительно лучистого потока под разными углами в горизонтальной и вертикальной плоскостях и фиксации его в заданном положении для снятия показаний с прибора. Основными элементами стенда являются теодолит и квадрант. Для снятия нагрузки осей стенда предусмотрена система обезвешивания.

Для динамических испытаний предусмотрено поворотное устройство, обеспечивающее разворот прибора относительно светового потока с различными скоростями.

Третье сменное приспособление — это имитатор посадочного места прибора. Имитатор служит для перевода внутренней системы координат, связанной с кодирующей маской, в приборную систему координат, связанную с посадочной плоскостью прибора.

В настоящее время рассматривается возможность использовать прибор ОСД на объектах с ресурсом до 12 лет и с повышенными требованиями по механическим воздействиям и радиационной стойкости.

В связи с этим проводится доработка прибора под новые требования. В частности, в последующих образцах ОСД предполагается замена ПЗС-линейки на ее аналог, обладающий более высокой радиационной стойкостью, что подтверждено испытаниями, проведенными специалистами ИКИ РАН.

Кроме того, для расширения сферы применения прибора ОСД на различных типах космических аппаратов ведется работа по снижению массы прибора и увеличению поля зрения.

Уменьшение массы прибора достигается применением более легких магниевых сплавов взамен алюминиевых для изготовления корпусных деталей блоков электроники. В настоящее время уже изготовлен облегченный вариант технологического образца. Масса его не превышает 500 г.

Разработана и находится на стадии изготовления новая модификация кодирующей маски, которая позволит несколько расширить поле зрения прибора.

Однако существенное увеличение поля зрения прибора в рамках существующей конструкции не представляется

возможным без потери точности, так как эти две характеристики прибора находятся в обратно пропорциональной зависимости.

В связи с этим возникла идея создать на основе базового варианта ОСД его модификации с двумя и более оптическими головками, размещенными в едином корпусе.

Примеры модифицированных приборов показаны на рис. 5–9. Это солнечные датчики с двумя, тремя и четырьмя оптическими головками.

Различные варианты размещения оптических головок на приборе дают возможность выбирать ту сферу обзора, которая будет необходима в каждом конкретном случае.

При размещении двух оптических головок под углом 120° прибор имеет квадратное поле зрения $120 \times 120^\circ$ (рис. 5).

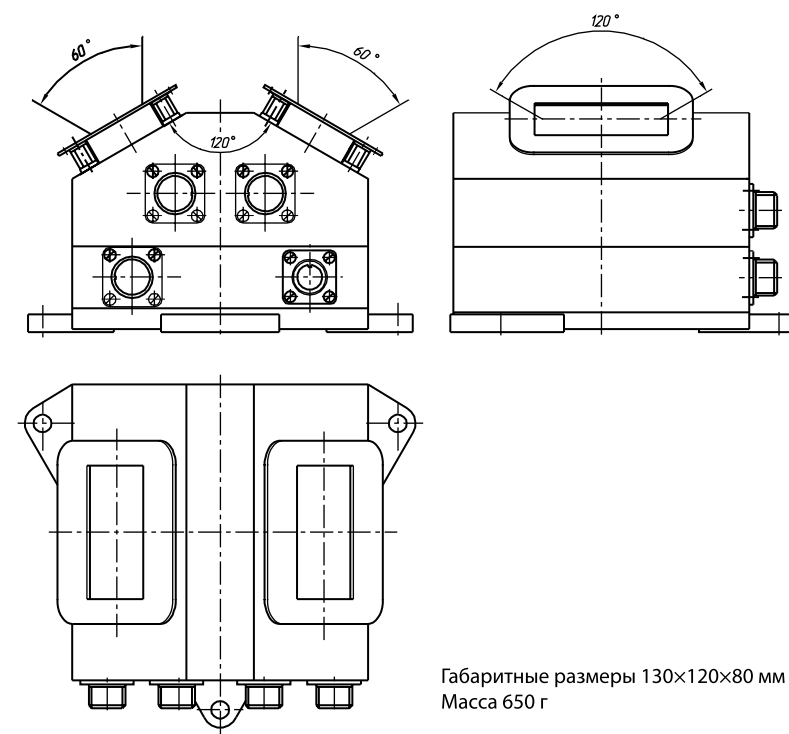


Рис. 5. Две оптические головки. Поле зрения $120 \times 120^\circ$

При угле между головками 90° поле зрения прибора составляет $60 \times 210^\circ$ (рис. 6).

Три головки, размещенные под углом 60° друг к другу, обеспечивают поле зрения $120 \times 180^\circ$ (рис. 7).

Наконец, при использовании четырех оптических головок поле зрения можно довести до полусферы (рис. 8, 9).

Параллельно с усовершенствованием прибора модернизируется и испытательное оборудование.

Лабораторный испытательный комплекс, вместо сменных приспособлений, оснащается двухступенной поворотной платформой, позволяющей выполнять все три задачи: геометрическую калибровку, привязку внутренней системы координат прибора к посадочному месту и проведение динамических испытаний.

Конструкция платформы приведена на рис. 10. Прибор устанавливается на плиту, имитирующую посадочное место ОСД на КА.

Вращение прибора в двух плоскостях обеспечивается шаговыми двигателями.

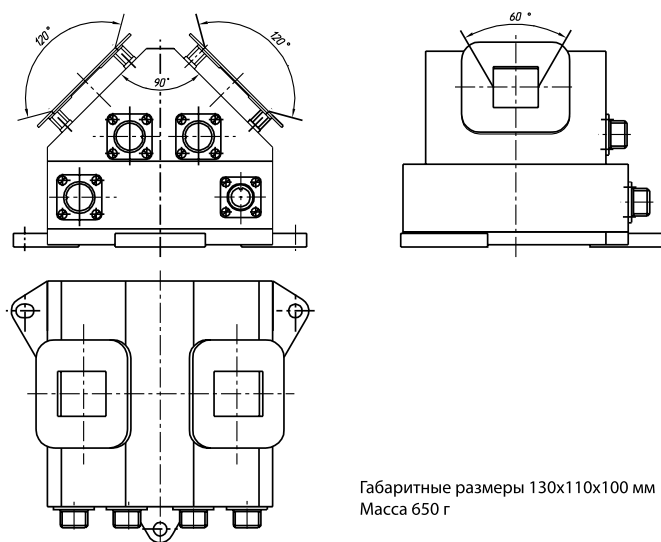


Рис. 6. Две оптические головки. Поле зрения $60 \times 210^\circ$

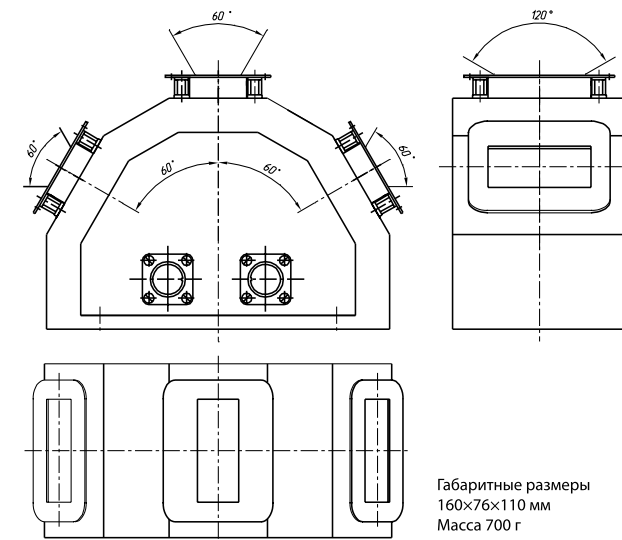


Рис. 7. Три оптические головки. Поле зрения $120 \times 180^\circ$

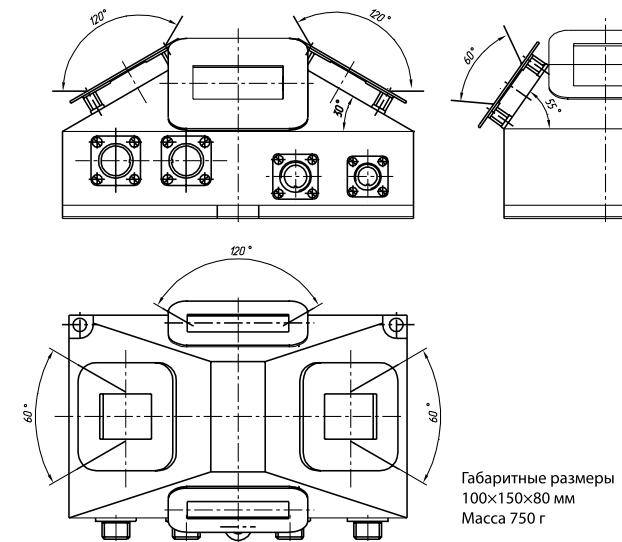


Рис. 8. Четыре оптические головки. Поле зрения $170 \times 180^\circ$

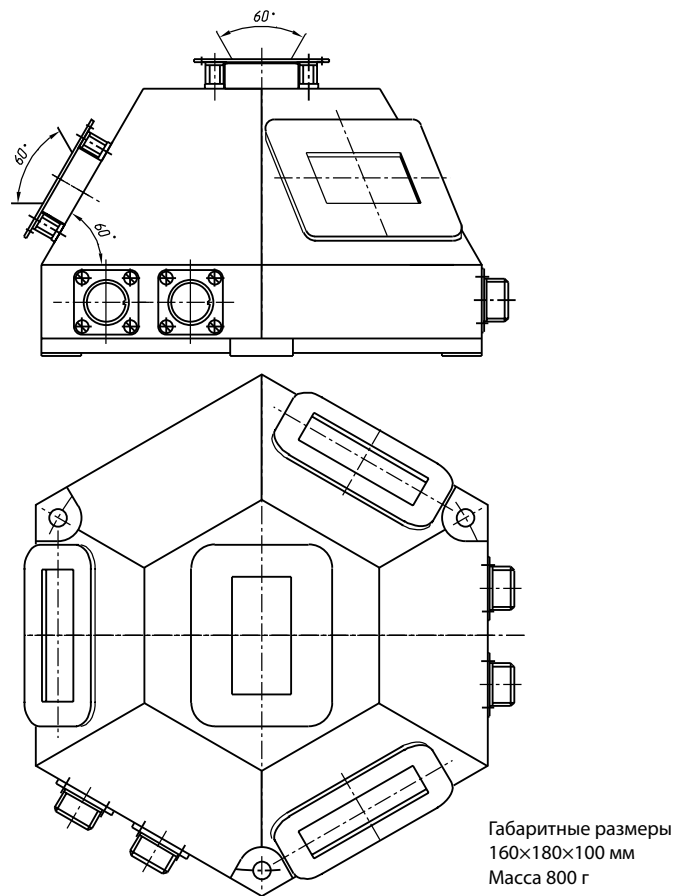


Рис. 9. Четыре оптические головки. Поле зрения $180 \times 180^\circ$

Юстировочными устройствами линейного и углового перемещения приводятся в общую плоскость оси вращения стенда и обеспечивается их взаимная перпендикулярность, а также параллельность осей прибора осям стенда.

Поворотная платформа закрывается специальным кожухом, внутри которого будет поддерживаться заданный диапазон температур от -15 до $+45$ °С для проведения испытаний в условиях, приближённых к реальным.



Рис. 10. Поворотная платформа

В настоящее время поворотная платформа находится на стадии изготовления.

В качестве имитатора Солнца предполагается использовать тот же осветитель ИС-1000, с возможной заменой ксеноновой лампы на лампу большей мощности для получения более стабильных параметров излучения.

Таким образом, лабораторный испытательный комплекс становится более универсальным, пригодным для проведения большого объема испытаний и рассчитанным на работу не только с базовым вариантом прибора, но и с его возможными модификациями.

Все вышеизложенное дает уверенность, что прибор ОСД по праву займет достойное место в многочисленном семействе солнечных датчиков.

ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА

Т.Ю. Дроздова, И.Ю. Катасонов, А.В. Никитин

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Рассмотрены физико-технические принципы построения солнечного прибора, а также алгоритм и математические основы его программного обеспечения. Дано общее описание системной и прикладной частей программного обеспечения. Системная часть предназначена для экспонирования с заданным временным интервалом, считывания ПЗС-линейки и записи ее в память процессора, а также трансляции полученных результатов в память микросхемы интерфейса мультиплексного канала. С помощью прикладных программ выполняется обработка цифрового изображения, вычисление оптимального времени экспонирования, расчет направления на Солнце, расчет вектора угловой скорости и формирование выходных переменных в памяти процессора. Рассматриваются вопросы геометрической калибровки прибора и принципы взаимодействия бортовой вычислительной системы с прибором.

Both physical and technical principles of the solar sensor design as well as the mathematical grounds of its software are considered. General description of this software parts — system and applied, is given. The system programs are destined for exposure with the given time interval, CCD data readout and its writing in the processor memory and the obtained results translation to the memory of the multiplex channel interface chip. The applied programs provide for processing a digital image, calculating exposure time, direction towards the Sun, angular velocity vector as well as the output variables forming in the processor memory. The instrument geometrical calibration and principles of interacting the on-board computer and the instrument are considered.

Принципы работы солнечного датчика с ПЗС-линейкой

Оптический солнечный датчик (ОСД) предназначен для определения направления на центр видимого диска Солнца в приборной системе координат. В солнечном датчике в качестве приемника излучения используется ПЗС-линейка. Каждый элемент с зарядовой связью преобразует излучение Солнца в аналоговый сигнал. Цифровая обработка элементов ПЗС-линейки позволяет определять искомое направление.

По принципу построения такой датчик можно отнести к датчикам с кодирующей маской. ОСД имеет широкий угол поля зрения $120 \times 60^\circ$ и достаточно высокую точность — среднеквадратическое отклонение погрешности определения направления на Солнце составляет 1 угл. мин.

Таким образом, ОСД сочетает в себе преимущества датчиков точной ориентации — минутную точность и датчиков грубой ориентации — широкое поле зрения.

Оптический солнечный датчик включает следующие составные части: оптический элемент, ПЗС-линейку, аналого-цифровой преобразователь, сигнальный процессор, устройство интерфейса и источник вторичного электропитания. Принцип работы прибора проще изложить, опираясь на модель датчика с кодирующей маской, состоящей из трех щелей.

В оптическом элементе имеются три щели, расположение которых показано на рис. 1, при этом крайние щели образуют с центральной щелью угол 45° . Поверхность оптического элемента и центральная щель задают внутреннюю систему координат солнечного датчика.

Солнечное излучение, проходя через оптический элемент, формирует изображение трех щелей на чувствительной поверхности ПЗС-линейки. По положению центральной группы щелей на ПЗС-линейке относительно центрального пиксела линейки можно определить угол Солнца в плоскости OZX (рис. 2), по расположению изображений крайних

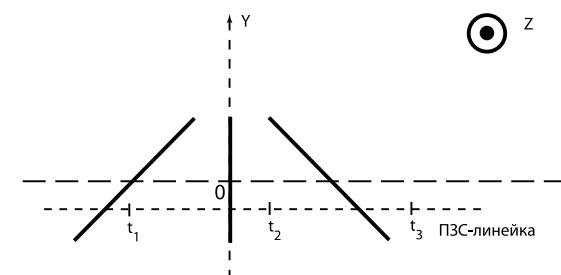


Рис. 1. Расположение щелей оптического солнечного датчика: t_1 , t_2 , t_3 — координаты энергетических центров изображений трех щелей кодирующей маски

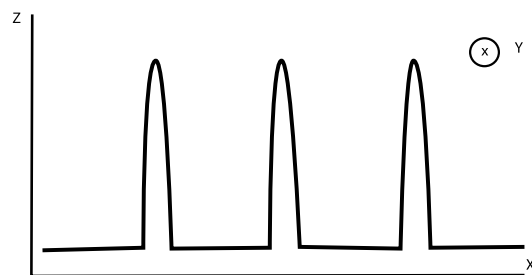


Рис. 2. Изображение щелей на ПЗС-линейке

щелей относительно изображения центральной щели можно определить угол Солнца в плоскости OZY .

В принципе, для определения направления на Солнце достаточно изображений щелей одной крайней и центральной группы, но для увеличения угла поля зрения используют три щели.

Далее изображение с ПЗС-линейки квантуется с помощью 8-разрядного АЦП и записывается в память сигнального процессора. Процессор вычисляет направления на Солнце и передает полученную информацию в бортовой вычислительный комплекс КА.

Существенным недостатком прибора с тремя щелями является его низкая помехозащищенность — искажение центральной щели при изготовлении маски может привести к потере ориентации ОСД.

Оптический солнечный датчик с использованием ПЗС-линейки и кодирующей маски обладает высокими точностными характеристиками и широким углом поля зрения при относительной простоте аппаратных средств. Два угла направления на Солнце ε_x и ε_y рассчитываются по следующим формулам:

$$\varepsilon_x = \operatorname{arctg} \frac{t_2}{f}; \quad \varepsilon_y = \operatorname{arctg} \frac{(t_1 + t_3) - 2t_2}{2f},$$

где f — расстояние от кодирующей маски до ПЗС-линейки; t_1, t_2, t_3 — абсцисса центров изображения щелей.

Объектами, влияющими на работоспособность ОСД при эксплуатации на борту космического аппарата (КА), являются

частицы, подсвеченные Солнцем и протоны, образованные при солнечной вспышке на Солнце. Эти объекты могут привести либо к значительным погрешностям в определении углового положения Солнца, либо к потере ориентации. Сохранение точности вычислений может быть достигнуто отбраковкой координаты центра искаженного изображения щели при расчете направления на Солнце. В трехщелевом варианте ОСД искажение изображения центральной щели может привести к потере ориентации солнечным датчиком. Таким образом, возникает необходимость повысить помехозащищенность прибора. В разрабатываемом варианте ОСД помехозащищенность достигается путем резервирования щелей маски. Дополнительные щели приводят, однако, к усложнению математического обеспечения ОСД. Простое дублирование ведет к неоднозначной идентификации изображений щелей, поэтому для повышения помехозащищенности используется принцип троирования щелей. Следует отметить, что расстояние между щелями должно быть достаточным для разделения изображений щелей при высокой угловой скорости движения КА.

В разрабатываемом образце ОСД девять щелей объединены в три группы. Крайние группы щелей образуют с центральной группой угол 45° , как показано на рис. 3.

При этом прибор будет сохранять свою работоспособность, если изображения, как минимум, двух щелей в двух

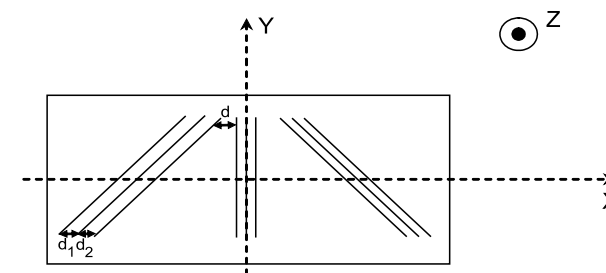


Рис. 3. Расположение щелей девятищелевого датчика: d — минимальное расстояние между группами щелей; d_1 — расстояние между левой и центральной щелями в группе; d_2 — расстояние между центральной и правой щелями в группе

группах не являются «испорченными». Под «испорченными» изображениями понимаются изображения щелей, не удовлетворяющие ограничениям по ширине и амплитуде.

Для вычисления направления на Солнце необходимо идентифицировать как группы, так и щели внутри групп.

Основные этапы работы прибора при расчете направления на Солнце

Алгоритм солнечного датчика позволяет определять направление на Солнце при работе с троированной маской, содержащей 9 щелей. Данный алгоритм реализован программным обеспечением сигнального процессора ОСД. Функциональная схема ОСД приведена на рис. 4.

Обработка изображений ПЗС-линейки и определение направления на Солнце включают следующие этапы:

- экспонирование;
- первичная обработка изображений ПЗС-линейки;
- выделение кластеров и их обработка;
- отождествление кластеров;
- расчет направления на Солнце;
- расчет вектора угловой скорости;
- передача параметров, вычисленных прикладной частью программного обеспечения, в интерфейс мультиплексного канала обмена.

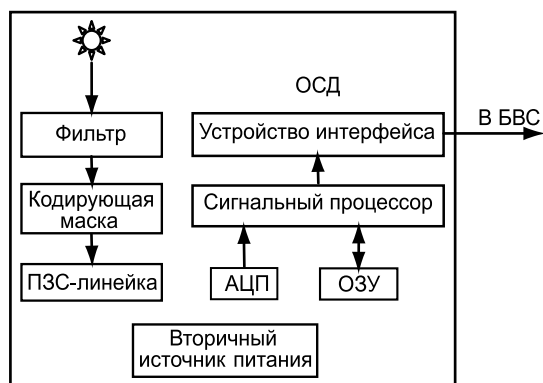


Рис. 4. Функциональная схема ОСД

Экспонирование ПЗС-линейки выполняется с целью получения цифрового изображения, пропорционального освещенности, создаваемой солнечным излучением видимого диапазона. Для подбора оптимального сигнала, при котором достигается наилучшая точность определения направления на Солнце, осуществляется автоматический подбор времени накопления заряда. Чтобы из цифрового сигнала выбрать элементы ПЗС-линейки, содержащие изображения щелей кодирующей маски, выделяются и обрабатываются кластеры. Для определения соответствия кластеров щелям кодирующей маски, отбраковки «испорченных» щелей и вычисления координат центров групп выполняется отождествление кластеров и разбиение по группам. Далее по средней щели в группе вычисляется направление на Солнце, направляющие косинусы которого по мультиплексному каналу передаются в бортовую вычислительную систему КА.

Функции системной части программного обеспечения ОСД

К функциям системной части программного обеспечения ОСД относятся:

- экспонирование ПЗС-линейки по внешней команде;
- считывание информации с ПЗС-линейки в память сигнального процессора;
- формирование массивов штатной и телеметрической информации прибора.

После приема внешней команды на запрос данных о солнечной ориентации устанавливается шестнадцатеричное начальное значение или значение кода времени экспонирования, сформированное прикладной частью программного обеспечения на предыдущем такте работы.

По истечении заданного времени экспонирования сигналы с ПЗС-линейки с частотой 500 кГц поступают на вход 8-разрядного АЦП и затем записываются в память сигнального процессора.

Далее работает прикладная часть программного обеспечения, которая вычисляет координаты вектора направления на Солнце в приборной системе координат.

Затем формируются выходные и телеметрические массивы прибора.

Сформированные массивы записываются в память мультиплексного канала обмена.

Указанные массивы передаются в БВС по чтению заданного подадреса оконечного устройства (ОУ) в мультиплексном канале обмена (МКО).

Экспонирование и первичная обработка изображений ПЗС-линейки

Выполняется экспонирование ПЗС-линейки открыванием электронного затвора в течение установленного сигнальным процессором времени накопления заряда. Затем аналоговый сигнал элементов ПЗС-линейки оцифровывается восьмиразрядным АЦП (рис. 5). Далее квантованные значения яркости элементов ПЗС-линейки считываются в оперативное запоминающее устройство (ОЗУ) модуля процессора ОСД. В процессе первичной обработки определяется максимальный уровень сигнала G_{\max} ПЗС-линейки. Этот уровень ис-

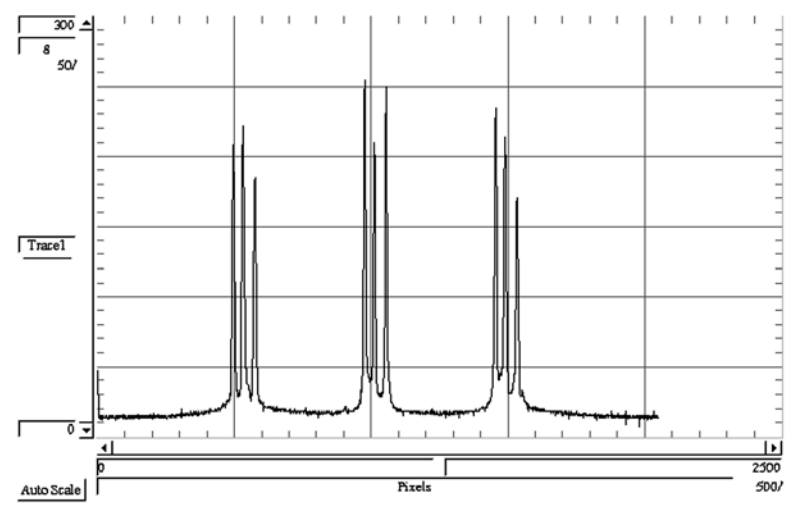


Рис. 5. Изображение сигнала ПЗС-линейки

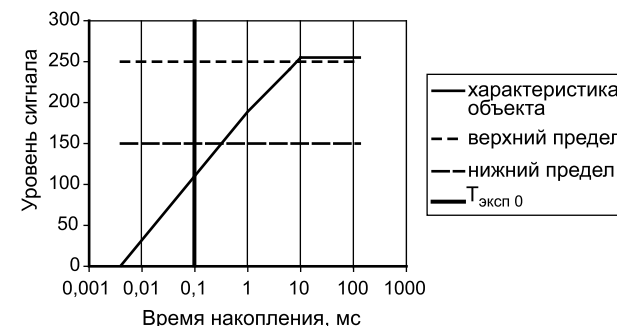


Рис. 6. Зависимость максимального уровня цифрового сигнала от времени накопления

пользуется для определения оптимального времени экспонирования в случае, если он выходит за пределы номинальных значений (от 150 до 250 градаций АЦП) (рис. 6).

При этом, если разность между значением g_{\max} и средней яркостью при максимально возможном времени экспозиции 131 мс ниже 20 градаций АЦП, то устанавливается бит «сигнал отсутствует», и вычисления направления не проводятся.

Пороговое значение устанавливается таким, чтобы в дальнейшую обработку принимались только элементы изображений щелей.

Выделение кластеров и их обработка

На этом этапе выполняется группировка элементов ПЗС-линейки по кластерам, которые определяются как последовательность элементов со значением сигнала выше уровня порога. Чтобы избежать фиксации шумовых объектов на изображении кластер принимается к дальнейшей обработке, если он содержит не менее 7 и не более 30 элементов, а также, по крайней мере, на 20 градаций превышает уровень пороговой отсечки. Для каждого кластера вычисляются следующие характеристики: координата его энергетического центра, ширина и максимальное значение сигнала в кластере. Эти характеристики используются для дальнейшего анализа и отождествления кластеров.

Отождествление кластеров

Отождествление кластеров выполняется с целью установления соответствия между координатами энергетических центров кластеров и порядковыми номерами щелей на кодирующей маске. Оно включает следующие процедуры: поиск групп кластеров, идентификация кластеров в каждой группе, идентификация групп, отбраковка кластеров и вычисление координат центров групп.

Поиск групп кластеров

По взаимным расстояниям между центрами кластеры разбиваются на группы, исходя из условия, что, если минимальное расстояние между центрами кластеров в группе больше 1,2 мм, то открывается новая группа. В случае нахождения только одной группы кластеров прибор сигнализирует об отсутствии Солнца в поле зрения ОСД и завершении текущего измерения.

Идентификация кластеров в каждой группе

Кластеры в группе идентифицируются по взаимным расстояниям между центрами соседних кластеров с использованием заданных ограничений.

Описанный подход гарантирует однозначную идентификацию кластеров в группе, даже когда один из трех кластеров оказывается «испорченным». Если группа состоит из одного кластера, то она не рассматривается при дальнейшей обработке.

В результате идентификации кластеров составляется матрица идентификации размером 3×3 , которая заполняется в порядке обработки кластеров. Строка матрицы соответствует номеру группы, а столбец — порядковому номеру кластера в группе. Номер обрабатываемого кластера помещается в соответствующий элемент матрицы идентификации в зависимости от условия идентификации.

Пример матрицы идентификации:

1 2 3	1 2 3	0 0 0
4 5 6	4 5 6	1 2 3 .
7 8 9	0 0 0	4 5 6

Идентификация групп

Идентификация групп выполняется с целью уточнения порядка групп в матрице идентификации. Если Солнце находится в центре поля зрения, то на ПЗС-линейке появляются изображения трех групп кластеров. Координаты энергетических центров кластеров в этом случае могут быть при помощи матрицы идентификации однозначно соотнесены с группами щелей кодирующей маски.

При наличии двух групп, которые появляются при нахождении Солнца на краю поля зрения, возникает неоднозначное соответствие. Для того чтобы прояснить ситуацию, необходимо сравнивать ширину кластеров в группе. Центральной группе щелей соответствует группа сигналов с наименьшими размерами кластеров. При этом оставшаяся группа сигналов отождествляется однозначно.

Вычисление координат центров групп

На этом шаге выполняется переход от измерений девятищелевого датчика к модели трехщелевого датчика. В каждой группе щелей по координатам энергетических центров кластеров вычисляются координаты энергетического центра среднего кластера группы, а также по абсциссам идентифицированных щелей вычисляется абсцисса средней щели в группе. Указанные вычисления проводятся на основе матрицы идентификации.

Расчет направления на Солнце

Расчет направления на Солнце основан на математическом описании хода лучей в модели датчика (рис. 7). При движении Солнца вдоль оси OX координаты центров щелей смещаются вдоль ПЗС-линейки на определенное расстояние от ее центра. По этому расстоянию можно вычислить угол направления на Солнце в плоскости OZX . При движении Солнца вдоль оси OY координаты центров щелей крайних групп смещаются на определенное расстояние от координат энергетических щелей центральной группы. По этому расстоянию можно вычислить угол направления на Солнце в плоскости OZY . При вычислениях учитывается взаимное положение кодирующей маски и ПЗС-линейки, определенное

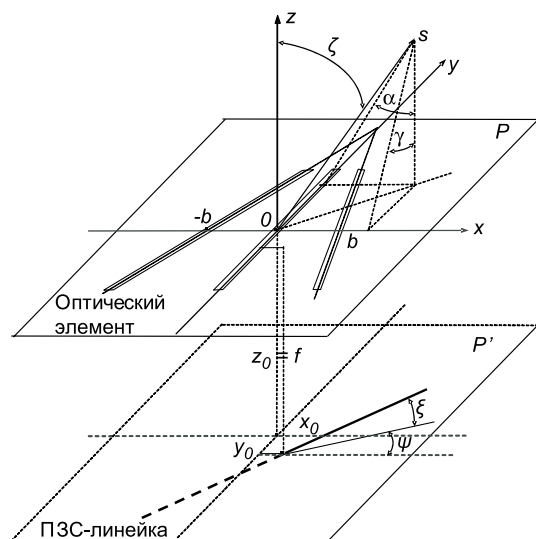


Рис. 7. Схема определения направления на Солнце

при геометрической калибровке ОСД, а также преломление в стекле ПЗС-линейки.

Далее рассчитывается направление на Солнце в системе координат посадочного места с учетом матрицы ориентации внутренней системы координат в системе координат посадочного места:

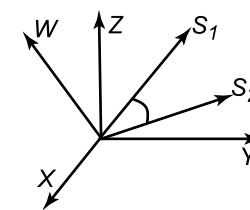
$$\begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix}_{\text{ВСК}} = \begin{pmatrix} \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\sqrt{\operatorname{tg}^2 \alpha + \operatorname{tg}^2 \gamma + 1}} \\ \frac{\operatorname{tg} \gamma}{\sqrt{\operatorname{tg}^2 \alpha + \operatorname{tg}^2 \gamma + 1}} \\ 1 \end{pmatrix},$$

где l , m , n — направляющие косинусы вектора Солнца; α , γ — углы в плоскости OXZ и OYZ (см. рис. 7).

Расчет вектора угловой скорости

Расчет составляющих угловой скорости выполняется по двум измеренным направлениям на Солнце, при этом фикс-

Рис. 8. Схема вычисления угловой скорости ОСД: W — направление вектора угловой скорости, S_1 — орт Солнца в первый момент времени, S_2 — во второй момент времени



сируется время измерений (рис. 8). Вычисляется скалярное произведение двух направлений, а также результат их векторного произведения. Нормированный результат векторного произведения является осью вращения, а результат скалярного произведения — углом поворота. Разделив значения угла поворота на интервал между измерениями, получим угловую скорость. Произведение значения угловой скорости на направляющие косинусы оси вращения определяют компоненты угловой скорости.

Геометрическая калибровка ОСД

Геометрическая калибровка прибора выполняется с целью определения следующих конструктивных параметров прибора (см. рис. 7), которые используются при вычислении направления на Солнце:

- азимутальный угол разворота ПЗС-линейки;
- угол наклона ПЗС-линейки;
- координаты середины ПЗС-линейки во внутренней системе координат x_0 , y_0 , f ;
- углы наклона крайних щелей к центральной.

Эти параметры используются при расчете направления на Солнце во внутренней системе координат прибора.

Для определения конструкторских параметров ОСД используется стенд геометрической калибровки и испытаний. В состав стенда входят теодолит и квадрант, коллиматор и имитатор Солнца.

На этапе измерений при геометрической калибровке прибора проводится поворот стенда (рис. 9) вокруг вертикальной и горизонтальной осей на заданные углы. Поворот вокруг горизонтальной оси проводится в диапазоне $\pm 30^\circ$ с шагом 5° .

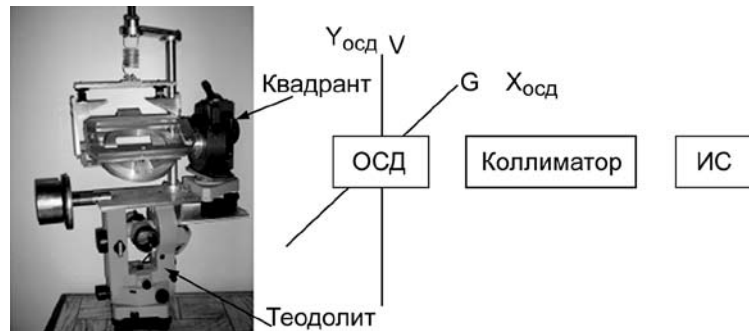


Рис. 9. Поворотная система и схема стенда геометрической калибровки

Поворот вокруг вертикальной оси проводится в диапазоне $\pm 60^\circ$ с шагом 10° .

Горизонтальный угол (γ_r) снимается с отсчетного устройства горизонтального круга теодолита, а вертикальный угол (γ_b) — с отсчетного устройства квадранта.

После установки на заданный угол средствами контрольно-испытательной аппаратуры ОСД фиксируются координаты локализованных объектов с ОСД в памяти компьютера.

После измерений на стенде фиксируются 144 измерения с прибора и стенда.

В ходе обработки результатов измерений по координатам энергетических центров изображений звезд рассчитываются углы направления на Солнце ($S_{\text{ОСД}}$), которые измерил бы прибор с заданными конструктивными параметрами. Основным условием является определение точек пересечения плоскости, образованной направлением на Солнце и направлением щели оптического элемента, с осью ПЗС-линейки:

$$S_{\text{ОСД}} = \begin{pmatrix} \text{tg}\alpha \\ \text{tg}\gamma \\ 1 \end{pmatrix}.$$

Направление на имитатор Солнца ($S_{\text{ст}}$) в системе координат стенда определяется исходя из поворота прибора вокруг осей стенда на заданные углы:

$$S_{\text{ст}} = M_{\text{rot}}(\gamma_r, r_b) M_{\text{rot}}(\gamma_b, r_r) \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$$

где $M_{\text{rot}}(\alpha, r)$ — матрица поворота на угол α вокруг оси r ; r_b — направляющие косинусы вертикальной оси вращения; r_r — направляющие косинусы горизонтальной оси вращения.

При определении геометрических параметров прибора задаются начальные приближения калибровочных параметров: $x_0 = 0$, $y_0 = 0$, $f = 7,5$ мм, $\psi = 0$ и $\xi = 0$, которые впоследствии уточняются.

Определяется угол $F = \frac{S_{\text{ст}} S_{\text{ОСД}}}{\|S_{\text{ОСД}}\|}$ между двумя направлениями для каждого измерения.

Всего составляется 144 уравнения неявной функции с 11 неизвестными, которые решаются по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений.

При уточнении системы определяются искомые геометрические параметры и четыре угла, задающие направления осей вращения стенда (r_r и r_b).

УДК 629.7.05.47

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ПЗС-МАТРИЦЕ
БЕЗ ОБЪЕКТИВА

В.С. Пашков

Государственная корпорация
«Российская корпорация нанотехнологий», Москва

В данной работе предлагается вариант солнечного датчика на матрице ПЗС без объектива. Основным элементом схемы является диафрагма в виде матрицы прямоугольных (квадратных) или круглых отверстий, соизмеримых с размером элемента ПЗС-матрицы. Схема выполнена в виде блока, в котором жестко соединены матрица, диафрагма и светофильтры, необходимые для ослабления и спектральной фильтрации сигнала. Благодаря малым размерам отверстий диафрагма формирует матрицу точечных изображений Солнца. Для определения направления на Солнце требуется найти координаты изображений на матрице. Эти координаты вычисляются с помощью семи субоптимальных методов. В статье приводится их сравнительный анализ по точности.

The variant of the solar tracker with a CCD matrix without an objective in the paper is offered. A scheme basic element is the diaphragm in the form of a matrix of rectangular (square) or round apertures, commensurable with the size of an element of a CCD matrix. The scheme is deployed as a block contained a CCD, a diaphragm and optical filters which play role of optical filters and a signal attenuator are rigidly connected. Thanks to the small sizes of apertures the diaphragm forms a matrix of point images of the Sun. For direction definition on the Sun it is required to define co-ordinates (center finding) of images on a matrix. These co-ordinates are calculated by means of seven suboptimum methods. In article their comparative analysis on accuracy is resulted.

В данной статье предлагается концепция построения солнечного датчика, имеющего диафрагму в виде матрицы прямоугольных (квадратных) или круглых отверстий, соизмеримых с размером элемента фотоприемной матрицы. Будут рассмотрены варианты датчиков без объектива и их базовая конструкция, включающая диафрагму, выполненную в различных вариантах, и матрицу ПЗС. Различие вариантов состоит

в различии конструкции диафрагмы. Базовая конструкция представляет собой блок, в котором жестко соединены матрица, диафрагма и светофильтр(ы), необходимый для ослабления и спектральной фильтрации сигнала. Такой датчик во многом подобен звездному датчику.

Описание солнечного датчика состоит из трех основных элементов:

1. Оптическая схема формирования сигнала и определение его формы.
2. Энергетический расчет.
3. Алгоритмы обработки сигнала (вычисление координат).

1. Оптическая схема формирования сигнала
и определение его формы

Основными элементами оптической схемы являются (рис. 1): светофильтр, диафрагма, фотоприемная матрица.

При рассмотрении процесса формирования сигнала необходимо оценить влияние дифракции. В данном случае имеется в виду дифракция плоских световых волн — дифракция Фраунгофера (этот вид дифракции обычно оценивается аналитически). Рассмотрим дифракцию от прямоугольного отверстия. Направление светового излучения, претерпевшего дифракцию, определяется с помощью двух углов — φ и

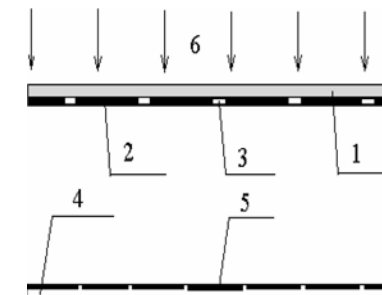


Рис. 1. Схема солнечного датчика без объектива: 1 — светофильтр(ы); 2 — диафрагма с отверстиями; 3, 4 — фотоприемная матрица; 5 — светочувствительный элемент матрицы; 6 — солнечное излучение

ψ — между осями X и Y , лежащими в плоскости диафрагмы, а распределение его интенсивности I — размерами отверстия (шириной X и высотой Y). Распределение интенсивностей в плоскости матрицы от одного отверстия имеет вид

$$I = I_0 \frac{\sin^2\left(\frac{\pi X}{\lambda} \sin \varphi\right) \sin^2\left(\frac{\pi Y}{\lambda} \sin \psi\right)}{\left(\frac{\pi X}{\lambda}\right)^2 \left(\frac{\pi Y}{\lambda}\right)^2},$$

где λ — длина волны излучения.

Примем $\varphi \approx \psi \approx 90^\circ$, что справедливо для случаев, когда солнечное излучение направлено перпендикулярно матрице. Положим также $Y = 0$, $I_0 = 1$, что в целом не меняет общности. Тогда для распределения по одной из осей получим

$$I = \frac{\sin^2\left(\frac{\pi X}{\lambda} \sin \varphi\right)}{\left(\frac{\pi X}{\lambda}\right)^2}.$$

График этой зависимости приведен на рис. 2. По оси X отложена величина X/λ , по оси Y — величина I . Очевидно, что при $X \gg \lambda$ представленный график стягивается в δ -функцию. Это означает, что при размерах отверстия в диафрагме, превышающих ~ 10 раз длину волны падающего излучения, дифракция практически не оказывает влияния на формирование изображения. Таким образом, с этой точки зрения целесообразно при работе датчика в видимом диапазоне с

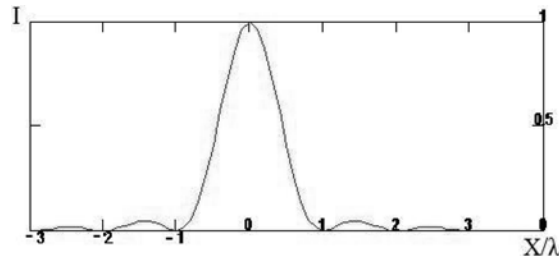


Рис. 2. Зависимость интенсивности излучения от длины волны

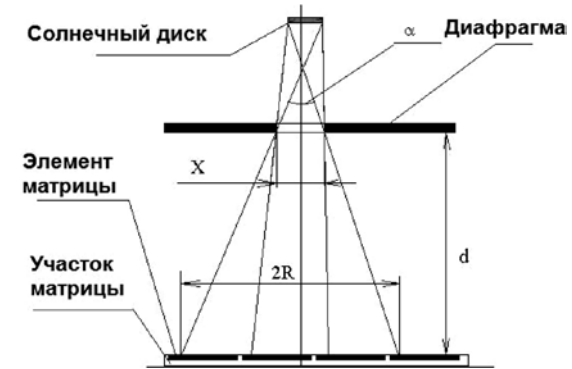


Рис. 3. Формирование изображения отверстием диафрагмы

длиной волны порядка $0,4 \text{ мкм}$ выбирать размер отверстий в диафрагме $X(Y) > 4 \text{ мкм}$, что соизмеримо с размером чувствительного элемента матрицы. В таком случае при рассмотрении процесса получения изображения достаточно ограничиться законами геометрической оптики. В связи с этим рассмотрим формирование изображения отверстием диафрагмы (рис. 3), где показан сигнал при освещении Солнцем отверстия диафрагмы; $\alpha \approx 32'$ — видимый угловой размер солнечного диска; $2R$ — область, освещаемая Солнцем; d — расстояние от матрицы ПЗС до диафрагмы.

На основании данных рис. 3 можно легко показать, что соотношение между параметрами для представленной конфигурации определится простым выражением:

$$R = 2 \left(\frac{X}{2} + d \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} \right).$$

Исходя из изложенного выше положим $X = 10 \text{ мкм}$, $R = 64 \text{ мкм}$ (4 элемента матрицы при размерах элемента $16 \times 16 \text{ мкм}$). Для этих условий получим

$$d = \frac{R - X}{2 \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}},$$

что составит $d \approx 6,2 \text{ мм}$. Здесь следует отметить, что возможная иная конфигурация хода лучей, соединяющих край диска



Рис. 4. Форма полезного сигнала, формируемого отверстием диафрагмы (по одной координате): $Q_1...Q_4$ — отсчеты сигнала в чувствительных элементах 1...4; Δ — шаг матрицы (размер элемента разрешения)

Солнца, край отверстия и попадающих на второй и третий элементы. Альтернатива состоит в том, что эти лучи могут пересекаться. Конкретная конфигурация зависит от соотношения определяемых выше параметров датчика.

Форма полезного сигнала, формируемого отверстием диафрагмы (по одной координате), представлена на рис. 4. Форма определена качественно.

Фрагмент матрицы на рис. 4 соответствует фрагменту на рис. 3. Для того чтобы определить количественные соотношения между отсчетами, необходимо смоделировать процесс формирования сигнала для двух координат.

Обратимся теперь к энергетическому расчету датчика, так как он определяет размер отверстий диафрагмы в соответствии с величиной входного сигнала.

2. Энергетический расчет

Расчет величины полезного сигнала начнем с задания рабочего диапазона длин волн (спектрального диапазона) $\lambda_1... \lambda_2$ датчика. Расчет будем производить по формуле

$$N \frac{\hbar c}{\lambda_{cp}} = S t_k \tau \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} p(\lambda) d\lambda,$$

где N — количество фотонов, попавшее на фотоприемник; \hbar — постоянная Планка, равная $6,62 \cdot 10^{-34}$ Дж·с; c — ско-

рость света, м/с; λ_{cp} — средняя длина волны в диапазоне $\lambda_1... \lambda_2$; S — площадь отверстия в диафрагме, равная $X \times Y$; t_k — время накопления (кадра), с; τ — коэффициент пропускания фильтров; $p(\lambda)$ — спектральная солнечная постоянная, Вт/(см²·мкм).

Нашей задачей является вычисление величины N , а затем количества электронов в элементе, генерируемых под воздействием фотонов. Зададимся диапазоном $\lambda_1... \lambda_2 = 0,3...0,4$ мкм, что можно обеспечить двумя фильтрами — УФС-3 (ультрафиолетовое стекло) и СЗС (сине-зеленое стекло) для того, чтобы:

- отсечь ближнюю ИК-область во избежание нежелательного нагрева;
- выделить УФ-область с целью устранения возможных помех и посторонних засветок;
- подавить излишне большой сигнал.

Зададимся следующими данными: $\lambda_{cp} = 0,35$ мкм; $S = 10 \times 10$ мкм; $t_k = 10^{-3}$ с; $\tau = 0,1$; $p(\lambda) \approx 0,0085$ Вт/см² (в диапазоне $0,3...0,4$ мкм). Для этих условий $N \approx 1,5 \cdot 10^6$ фотонов.

Теперь необходимо учесть, что это количество фотонов распределено примерно на 16 элементов (в соответствии с рис. 4) Для точного расчета нужно путем моделирования построить двумерное распределение освещенности по изображению. В первом приближении будем исходить из равномерного распределения. Тогда получим, что количество фотонов, попадающее в один элемент матрицы, $N \approx 10^5$ фотонов. Для вычисления количества электронов, накопленных под воздействием фотонов в одном элементе, следует учесть квантовую эффективность $\eta \leq 0,1$ в этом диапазоне длин волн. Тогда получим $N = 10^4$ электронов. Потенциальная яма матрицы ПЗС с объемным каналом вмещает примерно $1,3 \cdot 10^5$ электронов. Таким образом, при описанной выше конфигурации датчика мы имеем возможность работать в середине динамического диапазона матрицы. Заметим, что при более детальном расчете потребуются учитывать уменьшение величины сигнала при косом падении солнечных лучей на поверхность датчика.

3. Алгоритмы обработки сигнала (вычисление координат)

Элементарная оценка точности измерения угловых координат с помощью оптико-электронного датчика (ОЭД) на ПЗС в простейшем случае, когда угловые координаты излучателя оцениваются по положению элемента ПЗС с максимальной амплитудой, показывает, что погрешность оценки координат составляет половину мгновенного углового поля ОЭД. Исходным требованием к точности, например, в системах наведения телескопов и автономной навигации, является величина СКО погрешности определения угла не более $1...5''$. Поэтому в подобных системах необходимо принимать меры для уменьшения погрешности. Данный путь применим и для солнечного датчика описанной выше конфигурации. Существуют два пути снижения этой погрешности — конструктивный и алгоритмический. Суть первого состоит в изменении параметров ОЭД, а второго — в разработке и использовании таких методов обработки изображения, которые позволяют получить требуемую точность. Рассмотрим возможности алгоритмического пути повышения точности.

Можно показать, что потенциальная точность, определяемая СКО погрешности оценки координат изображения точечного источника, в ОЭД с ПЗС составляет величину $0,01$ элемента разложения при использовании оптимального метода максимума правдоподобия. Если применять более простые субоптимальные методы, которые значительно проще реализовать, можно добиться снижения погрешности до $0,02...0,1$ элемента разложения. Необходимым условием применения субоптимальных методов является дефокусировка изображения излучателя на несколько элементов матрицы (как правило, 3×3 или 4×4 элемента). При этом в некоторых случаях большая часть энергии пятна рассеяния ($\sim 70\%$) попадает в 1 элемент матрицы. Перейдем к рассмотрению методов определения координат [1–4].

Оценка параметров является одной из основных операций первичной обработки сигналов в измерительных ОЭД. Оценка параметров производится после того, как принято решение об обнаружении сигнала. При этом производится грубое определение координат точечного излучателя. Задача измерителя — уточнение оцениваемых параметров.

В дальнейшем предполагается, что совокупность сигналов, по которым решается задача оценки параметров, расположена в «окне», размеры которого определены на этапе обнаружения и соответствуют области, занимаемой полезным сигналом. Показателем качества оценок координат, как уже упоминалось, является погрешность оценки координат и трудоемкость реализации соответствующих алгоритмов. Оптимальные алгоритмы оценки координат изображений (и, соответственно, оценки угловых координат излучателя в пространстве предметов) по аналогии с измерениями, проводимыми в радиолокации, могут быть синтезированы по критерию максимума правдоподобия. Вид функции правдоподобия зависит от статистических характеристик сигналов, помех и формы сигнала. При известной форме сигнала, принимаемого ОЭД с матрицей ПЗС, на фоне аддитивного нормального стационарного белого шума можно сформировать логарифм функции правдоподобия и определить структурную схему измерения параметров сигнала. Однако построить непрерывную функцию правдоподобия и найти ее максимум (параметры сигнала) сложно, в связи с чем реализация такой процедуры обработки весьма проблематична. Для оценки координат изображений могут быть использованы следующие субоптимальные методы:

- 1) оценка координат изображения по энергетическому центру (метод «взвешивания»);
- 2) модифицированный метод «взвешивания»;
- 3) метод конечных разностей;
- 4) оценка на основе метода наименьших квадратов;
- 5) девятиэлементный алгоритм;
- 6) оценка координат изображений круглой формы;
- 7) итерационный метод оценки рассогласования на основе фильтра Калмана.

Рассмотрим кратко перечисленные методы. Методы 1–5 предполагают формирование одномерных линеек по осям x и y . Метод 6 предполагает работу с оригинальной подматрицей без ее преобразования в одномерные сигналы. Как показали исследования, оценкам по методу 3 свойственны систематические смещения, учитывать которые не всегда удобно,

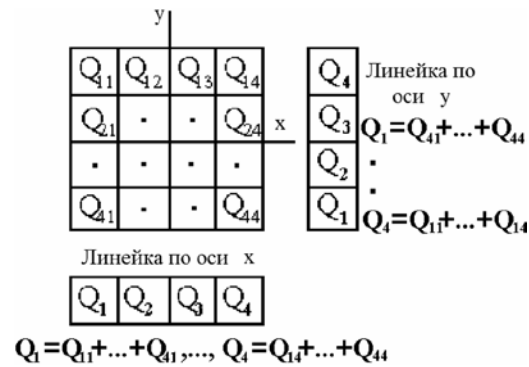


Рис. 5. Формирование линеек изображения

поэтому здесь этот метод не рассматривается. Метод 7 будет рассмотрен далее отдельно. Одномерные линейки из подматрицы формируются так, как это показано на рис. 5.

Тогда выражения для оценки координаты изображения \hat{x}_m точечного источника (аналогично для \hat{y}_m) с использованием метода 1 имеют вид

$$\hat{x}_m = \frac{\Delta x (-3Q_1 - Q_2 + Q_3 + 3Q_4)}{2(Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4)}, \quad (1)$$

где Δx — размер элемента разложения матрицы;

$$\begin{aligned} Q_1 &= Q_{11} + Q_{21} + Q_{31} + Q_{41}; \\ Q_2 &= Q_{12} + Q_{22} + Q_{32} + Q_{42}; \\ Q_3 &= Q_{13} + Q_{23} + Q_{33} + Q_{43}; \\ Q_4 &= Q_{14} + Q_{24} + Q_{34} + Q_{44}, \end{aligned}$$

которые формируются так, как это показано на рис. 5; Q_{ij} — величина сигнала в элементе, находящегося в i -й строке, j -м столбце подматрицы.

На основе решения уравнения правдоподобия для оценки координат было получено выражение для оценки при аппроксимации распределения освещенности по изображению в виде гауссоиды (нормального распределения) вращения

$$\hat{x}_m = \frac{\Delta x (-3Q_1^2 - Q_2^2 + Q_3^2 + 3Q_4^2)}{2(Q_1^2 + Q_2^2 + Q_3^2 + Q_4^2)}. \quad (2)$$

Распределение освещенности по изображению, и, соответственно, отсчетов по линейке, может быть аппроксимировано косинусной функцией. В нашем случае такое описание имеет вид

$$Q(x) = Q_0 \cos \frac{\pi}{2\Delta x} (x - \hat{x}_m),$$

где $Q(x)$ — огибающая отсчетов полезного сигнала; Q_0 — амплитуда полезного сигнала; x — текущая координата.

В этом случае на основе метода максимума правдоподобия для \hat{x}_m получено выражение

$$\hat{x}_m = \frac{2\Delta x}{\pi} \operatorname{arctg} \left(\frac{-Q_1 - Q_2 + Q_3 + Q_4}{-Q_1 + Q_2 + Q_3 - Q_4} \right). \quad (3)$$

Это же выражение может быть получено на основе метода наименьших квадратов.

Распределение освещенности по изображению излучателя, как правило, имеет один максимум, поэтому его часто описывают гауссоидой вращения. Исходя из этих представлений, может быть получен алгоритм оценки параметров такой гауссоиды — положения максимума \hat{x}_m , \hat{y}_m и параметров σ_x , σ_y — полуширина кривой Гаусса на уровне 0,606 от максимума по осям x и y , соответственно, с учетом усреднения по отсчетам в пределах подматрицы, занятой полезным сигналом. Итак, когда огибающая распределения отсчетов по изображению может быть описана двумерной функцией Гаусса

$$Q(x, y) = Q_0 \exp \left[-\frac{(x - \hat{x}_m)^2}{2\sigma_x^2} - \frac{(y - \hat{y}_m)^2}{2\sigma_y^2} \right],$$

проводя вычисления параметров гауссоиды вращения и усредняя полученные выражения по строкам, получим выражения для оценок упомянутых выше параметров

$$\hat{\sigma}_x^2 = \frac{3}{\ln \left(\frac{Q_{23}^2 Q_{33}^2 Q_{43}^2}{Q_{22} Q_{24} Q_{32} Q_{34} Q_{42} Q_{44}} \right)}, \quad (4)$$

$$\hat{x}_m = \frac{\hat{\sigma}_x^2}{6} \ln \left(\frac{Q_{24} Q_{34} Q_{44}}{Q_{22} Q_{32} Q_{42}} \right). \quad (5)$$

Проводя аналогичные вычисления по столбцам, получим

$$\hat{\sigma}_y^2 = \frac{3}{\ln \left(\frac{Q_{32}^2 Q_{33}^2 Q_{34}^2}{Q_{24} Q_{44} Q_{23} Q_{43} Q_{22} Q_{42}} \right)}, \quad (6)$$

$$\hat{y}_m = \frac{\hat{\sigma}_y^2}{6} \ln \left(\frac{Q_{22} Q_{23} Q_{24}}{Q_{42} Q_{43} Q_{44}} \right), \quad (7)$$

Оценки по приведенным формулам будут получены в элементах разложения матрицы. При этом система координат подматрицы привязана к центру элемента с максимальной амплитудой Q_{33} .

Перспективным для оценки координат точечных источников излучения, изображения которых имеют форму кольца или равномерно освещенного круга, является подход, базирующийся на построении кривой второго порядка методом наименьших квадратов по точкам, определяющим край изображения. После чего определяются координаты центра фигуры, образованной этой кривой. Такой фигурой является, как правило, окружность или эллипс. Край изображения в ОЭД имеет некоторое размытие. Приведем здесь лишь конечный результат процедуры расчета

$$\hat{x}_m = \frac{\sum_{j=1}^N x_{0j} - a \sum_{j=1}^N \sin T_j}{N}, \quad \hat{y}_m = \frac{\sum_{j=1}^N y_{0j} - b \sum_{j=1}^N \cos T_j}{N}, \quad (8)$$

где a — большая полуось эллипса, аппроксимирующего изображение; b — малая полуось эллипса, аппроксимирующего изображение; $T_j = \frac{2\pi}{8} j$; N — число точек для построения кривой второго порядка, полученное после низкочастотной фильтрации; x_{0j} , y_{0j} — координаты энергетических центров в окнах 2×2 элемента, полученные при низкочастотной фильтрации.

При четном N

$$\sum_{j=1}^8 \sin T_j = \sum_{j=1}^8 \cos T_j = 0,$$

тогда, например, для восьми точек (типичный случай) получим

$$\hat{x}_m = \frac{1}{8} \sum_{j=1}^8 x_{0j}; \quad \hat{y}_m = \frac{1}{8} \sum_{j=1}^8 y_{0j}. \quad (9)$$

Радикальным алгоритмическим методом повышения точности оценки координат изображения является метод 7, использующий фильтр Калмана (итерационный метод оценки параметров изображений излучателей). Этот метод предполагает применение в качестве априорной информации некоторого опорного сигнала, например гауссоиды вращения, либо сигнала, полученного при калибровке ОЭД, относительно которого определяется рассогласование с получаемой реализацией зашумленного сигнала. Оценка этого рассогласования производится с использованием классического фильтра Калмана. Достоинством данного метода является то, что он свободен от систематических погрешностей, свойственных субоптимальным методам, описанным выше, в той мере, с какой опорный сигнал соответствует истинному сигналу в данной реализации. Если такое расхождение существует, то оценка становится смещенной, что приводит к дополнительной погрешности. Поэтому в данном методе ключевым моментом становится нахождение опорного сигнала для использования главного достоинства итерационного метода.

Задача оценки координат изображения точечного источника с применением фильтра Калмана может быть сформулирована следующим образом.

Будем полагать, что в данной оптико-электронной системе точно известна характеристика тракта первичной обработки, преобразованная матричным фотоприемником и последующими устройствами обработки в дискретную последовательность сигналов, которая в виде оцифрованной подматрицы хранится в памяти ЭВМ. Можно показать, как получить оценку такой характеристики. Размер подматрицы

может составлять 4×4 элемента. По полученной картине распределения зарядов и известной характеристике (назовем ее опорной функцией), точно привязанной к центру координат подматрицы (и, соответственно, всей матрицы), требуется уточнить координаты полученного изображения относительно центра подматрицы.

Точнее говоря, требуется определить рассогласование между опорной функцией и полученным распределением картины зарядов по изображению. Поскольку точек, где требуется оценить рассогласования, несколько (в одномерном случае 4, в двумерном — 16) и, соответственно, столько же значений (или реализаций) рассогласования, то они могут быть обработаны с привлечением статистических методов с целью уменьшения случайных погрешностей по одному кадру (или по одной реализации сигнала). Наиболее удобным, с точки зрения экономии памяти встроенной ЭВМ, для этой цели является фильтр Калмана. Рассмотрим более подробно решение поставленной задачи.

На рис. 6а приведена опорная функция, а на рис. 6б — реализация полезного сигнала без шумов. Для демонстрации возможностей метода и оценки его точности и сходимости обе картины были сформированы путем моделирования. В качестве базовой модели была принята двумерная симметричная функция Гаусса вида

0,0978	0,1526	0,1526	0,0978	x	0,5008	0,0876	0,1715	0,213	0,1715	x	0,6418
0,1526	0,238	0,238	0,1526		0,7812	0,1093	0,213	0,266	0,213		0,8013
0,1526	0,238	0,238	0,1526		0,7812	0,0876	0,1705	0,213	0,1705		0,6418
0,0978	0,1526	0,1526	0,0978		0,5008	0,045	0,0876	0,1093	0,0876		0,3295
y						y					
0,5008	0,7812	0,7812	0,5008			0,3295	0,6418	0,8013	0,6418		

Рис. 6. Формирование линеек для фильтра Калмана

$$f(x, y) = Ae^{-\alpha[(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2]}, \quad A = 0,266, \quad \alpha = 0,222.$$

При моделировании опорной функции предполагалось, что положение максимума функции Гаусса совпадает с центром подматрицы 4×4 элемента, а при моделировании реализации изображения максимум функции Гаусса был смещен на 0,5 элемента по обеим осям, т. е. $x_0 = 0,5\Delta x$, $y_0 = 0,5\Delta y$. Это наиболее неблагоприятный случай для данного метода, с точки зрения достижения требуемой точности. Для упрощения вычислений величина сигнала в каждом элементе принималась равной значению функции Гаусса в центре данного элемента. Это, как будет ясно из дальнейшего изложения, не вносит дополнительной погрешности в оценки. Таким образом, были получены точно известная опорная функция и реализация изображения, положение которого относительно центра подматрицы (или относительно опорной функции) необходимо оценить.

Следующим этапом обработки является формирование линеек по осям x и y , каждая из которых содержит 4 элемента. Ранее при изложении методики оценки координат с помощью интерполяционных алгоритмов упоминалось о возможности формирования таких линеек. Элементы линеек определяются следующим образом:

$$Q_{xj} = \sum_{i=1}^4 Q_{ij}, \quad Q_{yi} = \sum_{j=1}^4 Q_{ij},$$

где i — номер строки; j — номер столбца; Q_{ij} — величина сигнала в элементе i -й строки j -го столбца подматрицы (или матрицы).

Таким образом, каждый элемент линейки, например, по оси x , представляет собой сумму элементов столбца подматрицы, соответствующего данному элементу. Например, первый элемент по оси x есть сумма элементов первого столбца подматрицы. Аналогично формируется и линейка по y , только суммирование производится уже не по столбцам, а, соответственно, по строкам. В дальнейшем будем рассматривать все операции применительно к оси x . Операция по оси y аналогичны.

Теперь необходимо определить рассогласование между опорной функцией и сформированной из изображения линейкой по оси x . Для этого может быть использовано аналитическое описание распределения отсчетов по линейке в виде усеченного ряда Фурье:

$$Q(x) = a_0 + a_1 \sin \frac{\pi x}{2\Delta x} + a_2 \cos \frac{\pi x}{2\Delta x},$$

где

$$a_0 = \frac{1}{4}(Q_{x_1} + Q_{x_2} + Q_{x_3} + Q_{x_4});$$

$$a_1 = \frac{\sqrt{2}}{4}(-Q_{x_1} - Q_{x_2} + Q_{x_3} + Q_{x_4});$$

$$a_2 = \frac{\sqrt{2}}{4}(-Q_{x_1} + Q_{x_2} + Q_{x_3} - Q_{x_4}).$$

Такое описание дает возможность осуществить нормировку опорной функции и сформированной линейки, а также определить искомые рассогласования в точках $x_1 = -1,5\Delta x$; $x_2 = -0,5\Delta x$; $x_3 = 0,5\Delta x$; $x_4 = 1,5\Delta x$.

Рассмотрим операцию нормировки. Для этого необходимо найти положение и величину максимума $Q(x)$. Ранее было показано, что положение максимума можно определить как

$$\hat{x}_m = \frac{2\Delta x}{\pi} \operatorname{arctg} \left(\frac{-Q_{x_1} - Q_{x_2} + Q_{x_3} + Q_{x_4}}{-Q_{x_1} + Q_{x_2} + Q_{x_3} - Q_{x_4}} \right),$$

тогда

$$Q_m = a_0 + a_1 \sin \frac{\pi \hat{x}_m}{2\Delta x} + a_2 \cos \frac{\pi \hat{x}_m}{2\Delta x},$$

где Q_m — вычисленное максимальное значение реализации сигнала. Нормированные значения $Q_{x_{iH}}$ сформированной линейки реализации сигнала ($i = 1...4$) в точках $-1,5\Delta x$; $-0,5\Delta x$; $0,5\Delta x$; $1,5\Delta x$ определяются как

$$Q_{x_{1H}} = \frac{Q_{x_1}}{Q_m}, \dots, Q_{x_{4H}} = \frac{Q_{x_4}}{Q_m},$$

где Q_{x_1}, \dots, Q_{x_4} — отсчеты сигнала в указанных выше точках.

Далее, уже по вновь сформированным линейкам $Q_{x_{1H}}, \dots, Q_{x_{4H}}$ следует определить новые коэффициенты a_{0H}, a_{1H}, a_{2H} для обрабатываемой реализации сигнала. В результате этих процедур получим картину, показанную на рис. 7, где по оси ординат $F(x)$ отложена величина полезного сигнала, $F_{1H} \dots F_{4H}$ — значения опорной функции (далее будет показан способ их получения).

Из рис. 7 следует, что рассогласования $\delta_{x_{1H}} \dots \delta_{x_{4H}}$ могут быть определены как

$$\delta x_1 = \frac{\Delta F_1}{\left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=-1,5\Delta x}}, \dots, \delta x_4 = \frac{\Delta F_4}{\left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=1,5\Delta x}}, \quad (10)$$

где

$$\Delta F_1 = F_{1H} - Q_{x_{1H}}, \dots, \Delta F_4 = F_{4H} - Q_{x_{4H}}.$$

Рассогласования $\delta_{x_1} \dots \delta_{x_4}$ представляют собой смещение реализации сигнала относительно нуля системы координат подматрицы, к которому привязана опорная функция. Производные, стоящие в знаменателе, определяются как

$$\frac{\partial F}{\partial x} = a_1 \frac{\pi}{2\Delta x} \cos \frac{\pi x}{2\Delta x} - a_2 \frac{\pi}{2\Delta x} \sin \frac{\pi x}{2\Delta x}$$

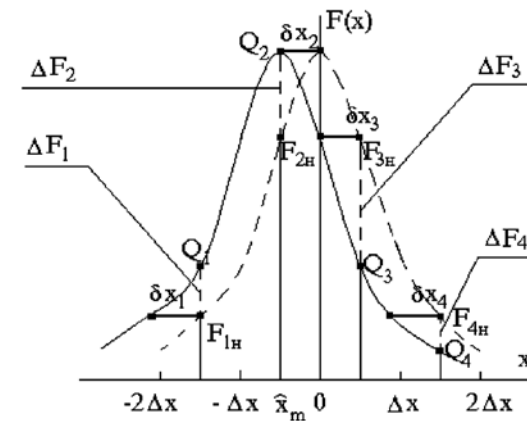


Рис. 7. Формирование рассогласований

и будут иметь значение в соответствующих точках

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=-1,5\Delta x} &= \frac{\pi}{2\Delta x} \left(-a_1 \frac{\sqrt{2}}{2} + a_2 \frac{\sqrt{2}}{2}\right) = \frac{\pi}{4\Delta x} (F_2 - F_4); \\ \left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=-0,5\Delta x} &= \frac{\pi}{4\Delta x} (F_{3'} - F_{1'}); \quad \left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=0,5\Delta x} = -\left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=-1,5\Delta x}; \\ \left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=1,5\Delta x} &= -\left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)_{x=-0,5\Delta x}. \end{aligned}$$

В соответствии с приведенными выше формулами были сформированы рассогласования $\delta_{x_1} \dots \delta_{x_4}$ по данным, представленным на рис. 7, которые сведены в табл. 1. На рис. 7 значком dx1 отмечены значения Δx , представленные в табл. 1. Чтобы получить оценку $\delta \hat{x}$, необходимо обработать представленный ряд значений.

Таблица 1

<i>n</i>	1	2	3	4
<i>x</i>	-1,5Δ <i>x</i>	-0,5Δ <i>x</i>	0,5Δ <i>x</i>	1,5Δ <i>x</i>
Δ <i>x</i>	0,7782	0,6341	0,0907	0,6391

Определение $\delta \hat{x}$ может быть произведено с помощью фильтра Калмана, который в нашем случае имеет вид

$$\begin{aligned} P^*(k+1) &= \tilde{P}(k), \\ B(k) &= \frac{P^*(k)}{P^*(k) + \Delta^2}, \\ \tilde{P}(k) &= [1 - B(k)] P^*(k), \\ \delta \hat{x}(k) &= \delta \hat{x}(k-1) + B(k) [\delta x(k) - \delta \hat{x}(k-1)]. \end{aligned} \tag{11}$$

Здесь Δ^2 — дисперсия систематической (или методической) погрешности определения δx , в нашем случае не превышает $(0,05\Delta x)^2$, так как начальное приближение может быть определено с погрешностью менее 0,2 элемента с помощью любого алгоритма вычисления координат, приведенного выше.

Величина P^* — в общем случае матрица дисперсий, а в нашем случае — дисперсия случайной погрешности «измерения» величины δx . Она в реальном приборе определяется как внешними помехами, так и внутренними шумами. Поскольку мы рассматриваем систему без помех, то случайная погрешность определяется лишь погрешностью вычисления и округления значений сигнала, представленных на рис. 8.

Дисперсия P^* представляет собой нормированную величину и определяется как

$$P^*(k) = \left[\left(\frac{\sigma_{\text{TM}}}{Q_m} \right) \left(\frac{\partial F}{\partial x} \right)_k^{-1} \right]^2,$$

где $\sigma_{\text{ф}}$ — СКО погрешности, обусловленной помехами.

Отметим, что P^* примерно на 2 порядка меньше Δ^2 . Этого достаточно для вычисления первого значения B — коэффициента усиления фильтра.

Особенность процедуры фильтрации заключается в том, что обработке подвергаются всего 4 значения $\delta_{x_1} \dots \delta_{x_4}$ в несколько итераций до сходимости с требуемой точностью. То есть в процессе первой итерации обрабатываются рассогласования, полученные по изложенной выше методике. В процессе второй итерации обрабатываются их оценки и т. д. до тех пор, пока не будет достигнута требуемая точность,

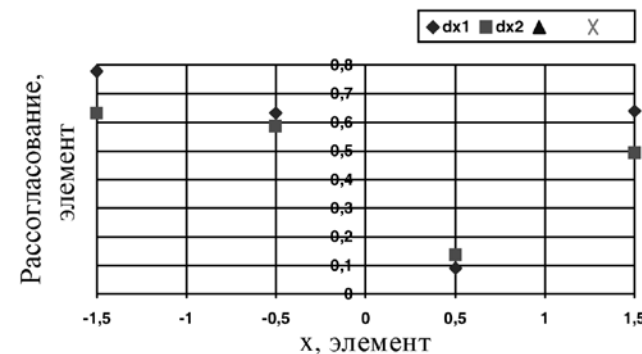


Рис. 8. Значения рассогласований

либо не выполнено заданное число итераций. В соответствии с описанной процедурой фильтрации были обработаны данные, представленные в табл. 1. Результаты этой обработки сведены в табл. 2. Они представлены в графе 1, откуда следует, что оцениваемое значение $\delta\hat{x}$ сходится к величине 0,585 (истинное значение составляет 0,5 — его мы задали в модели). Проанализируем причину дополнительной погрешности 0,085 элемента. Из рис. 8 следует, что δx не постоянно для разных значений x , несмотря на отсутствие шумов, что обусловлено приближенным вычислением рассогласований. Очевидно, что случайные помехи только усугубят ситуацию. Уменьшить погрешность, вызванную как приближенным вычислением рассогласований, так и шумами, можно двумя путями. Первый — оценка динамической составляющей δx по методу наименьших квадратов. Второй — оценка рассогласований аналитически между зависимостями, построенными по отсчетам полезного сигнала и опорной функции с последующим повторением этапов первого пути.

Таблица 2

k	$B(k)$	1	2	3
		$\delta x(k)$	$\delta x(k)$	$\delta x(k)$
1	0,990	0,7704	0,6277	0,5031
2	0,500	0,7022	0,6069	0,4891
3	0,342	0,4931	0,4468	0,5013
4	0,265	0,5318	0,4596	0,4988
5	0,219	0,5841	0,4964	0,4998
6	0,167	0,6038	0,5148	0,4980
7	0,138	0,5885	0,5054	0,4990
8	0,107	0,5824	0,5005	0,4980
9	0,097	0,5826	0,5001	0,4990
10	0,088	0,5845	0,5014	—
11	0,081	0,5848	0,5017	—
12	0,074	0,5850	0,5010	—

Разработаны также модификации итерационного метода, позволяющие приблизиться к потенциальной точности определения координат изображения.

Литература

1. Пашков В.С., Краснощекоев С.Н., Половников В.И. Оптико-электронные приборы с зарядовой связью в задачах угловых измерений в космосе / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. В.Ф. Фатеева. СПб: ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1998. 94 с.
2. Данилов Д.В., Пашков В.С., Перешивайлов Л.А. Сравнительная оценка квазиоптимальных методов определения координат изображений точечных объектов // Изв. вузов. Приборостроение, 1997. Т. 40. № 2.
3. Пашков В.С., Степовой А.В., Данилов Д.В., Перешивайлов Л.А. Исследование точностных характеристик оптико-электронных приборов с матричными фотоприемниками методом компьютерного моделирования // Оптико-электрон. приборы и системы. Вып. 97 / Под ред. Э.Д. Панкова и А.В. Демина. СПб.: ИТМО, 1997. С. 58–80.
4. Пашков В.С., Красиков В.А., Перешивайлов Л.А. Анализ изображений звезд в оптико-электронных датчиках на ПЗС // Оптико-электрон. приборы и системы. Вып. 98 / Под ред. Э.Д. Панкова. СПб.: ИТМО, 1998.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ПЗС-МАТРИЦЕ

*В.С. Пашков*Государственная корпорация
«Российская корпорация нанотехнологий», Москва

В данной работе предлагается вариант солнечного датчика на матрице ПЗС. Было определено, что диаметр изображения должен составлять величину порядка 12...14 элементов, а погрешность определения координат изображения должна быть $\sigma \leq 0,1$ элемента разложения матрицы. Для решения задачи определения координат изображения Солнца будем использовать его край, который всегда стабилен и представляет собой правильную окружность. Для оценки координат изображений, имеющих форму кольца или диска, применяется подход, базирующийся на построении кривой второго порядка методом наименьших квадратов по точкам, определяющим край изображения, и нахождении координат центра фигуры, образованной этой кривой. Данный метод позволяет достичь требуемой точности.

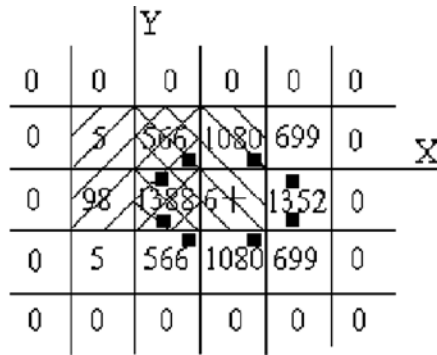
The variant of the solar tracker with CCD matrix in the paper is offered. It has been defined a diameter of the image should be of an order 12...14 elements and the error of the image co-ordinates evaluation should be $\sigma \leq 0.1$ elements of a matrix. For the Sun image center finding it is offered to allocate its edge which is always stable and represents a proper circle. After that the approach which is based on a curve of the second order creating by the least squares method with points, which are the image edge, and the co-ordinates of the centre of the figure formed by this curve finding is applied. The method allows reach demanded accuracy.

К настоящему времени вопросы оценки координат изображений в оптико-электронных преобразователях (ОЭП) с матричными фотоприемниками исследовались в ряде работ, например [1–8], где были предложены и исследованы различные варианты алгоритмов. В работах [3, 4] представлены результаты исследований принципов построения ОЭП с ПЗС, в том числе и метода оценки координат, основанного на определении энергетического центра изображения, расфокусированного на несколько элементов матрицы. Показано, что погрешность оценки координат при использовании данного алгоритма составляет 0,1 элемента раз-

ложения матрицы. Работы по совершенствованию методов оценки координат, исследованию факторов, влияющих на точность оценки, представлены в [3–8]. В этих работах показано, что погрешность угломерного ОЭП с матрицей ПЗС может быть уменьшена до 0,01 элемента.

Перспективен для оценки координат изображений, имеющих форму кольца, подход, базирующийся на построении кривой второго порядка методом наименьших квадратов (МНК) по точкам, принадлежащим краю изображения, и нахождении координат центра фигуры, образованной этой кривой [1]. Такой фигурой является окружность или эллипс. Край изображения в ОЭП с любой оптической системой имеет некоторое размытие из-за наличия аберраций. Кроме того, в связи с тем, что распределение освещенности по изображению Солнца носит неравномерный и случайный характер, применение известного метода определения энергетического центра для вычисления координат изображения Солнца может привести к неконтролируемым погрешностям, превышающим 0,1 элемента.

Размытие края определяется функцией рассеяния точки (ФРТ) объектива. Не всегда ясно, какой уровень считать краем изображения и какие элементы края изображения включать в обработку. Кроме этого, из-за дискретного характера фотоприемника, даже если и зафиксируется какой-то уровень энергии, определяющий край, всё равно будет отличие в значениях сигналов в элементах, которые определяют край изображения, и не обязательно из-за шумов. Это вносит дополнительную погрешность в оценку координат. Для того чтобы избежать этого недостатка и использовать достоинства данного метода, следует подвергнуть край изображения низкочастотной фильтрации. Для этого подходит обработка скользящим окном 2×2 элемента. При этом определяются координаты энергетического центра в таком окне, которые служат исходными точками для построения кривой второго порядка по МНК. Далее вычисляются координаты центра окружности или эллипса, которые и являются координатами изображения. Для демонстрации метода рассмотрим описанную методику на примере обработки изображения точечного источника, представленного на рисунке.



Результаты обработки изображения диска Солнца на ПЗС-матрице

Изображение имеет форму кольца и соответствует краю поля. Положение главного луча отмечено крестиком. При таком взаимном расположении изображения и матрицы ПЗС интерполяционные методы дают наибольшую погрешность (порядка 0,04 элемента). Значения, приведенные в элементах, соответствуют энергии, накопленной в данном элементе матрицы, и выражены в количестве лучей, приходящихся на данный элемент. На первом этапе, как уже упоминалось, производится низкочастотная фильтрация окном 2×2 элемента. Координаты энергетического центра в окне определяются как

$$x_0 = \frac{\sum_{i=1}^4 Q_i x_i}{\sum_{i=1}^4 Q_i}, \quad y_0 = \frac{\sum_{i=1}^4 Q_i y_i}{\sum_{i=1}^4 Q_i},$$

где Q_i — отсчеты от одного до четырех в пределах окна; x_i, y_i — координаты центров элементов окна.

Квадратиками обозначены координаты энергетических центров окон. Последовательные положения и конфигурация окон по строке и при смещении на следующую строку заштрихованы. Штриховки перекрываются, так как окно скользящее. Это необходимо для получения возможно большего числа точек N — края изображения — с целью достиже-

ния наилучших оценок координат изображения. Координаты полученных таким образом точек приведены в таблице.

N	1	2	3	4	5	6	7	8
x_{0j}	0,441	0,857	2,154	2,522	2,522	2,154	0,857	0,449
y_{0j}	-0,222	0,041	0,067	-0,167	-0,833	-1,067	-1,041	-0,778

Теперь остается построить по МНК кривую второго порядка (эллипс) и найти его центр. Возьмем описание эллипса в параметрической форме

$$x = \hat{x}_m + a \sin T_j,$$

$$y = \hat{y}_m + b \cos T_j,$$

где a — большая полуось; b — малая полуось; \hat{x}_m, \hat{y}_m — координаты центров; $T_j = \frac{2\pi}{8} N$.

Система нормальных уравнений имеет вид

$$\sum_{j=1}^8 \hat{x}_m \sin T_j + \sum_{j=1}^8 a (\sin T_j)^2 = \sum_{j=1}^8 x_{0j} \sin T_j,$$

$$\sum_{j=1}^8 \hat{x}_m + \sum_{j=1}^8 a \sin T_j = \sum_{j=1}^8 x_{0j},$$

$$\sum_{j=1}^8 \hat{y}_m \cos T_j + \sum_{j=1}^8 b (\cos T_j)^2 = \sum_{j=1}^8 y_{0j} \cos T_j,$$

$$\sum_{j=1}^8 \hat{y}_m + \sum_{j=1}^8 b \cos T_j = \sum_{j=1}^8 y_{0j}.$$

Отсюда следует, что

$$\hat{x}_m = \frac{\sum_{j=1}^8 x_{0j} - a \sum_{j=1}^8 \sin T_j}{8}, \quad \hat{y}_m = \frac{\sum_{j=1}^8 y_{0j} - b \sum_{j=1}^8 \cos T_j}{8}.$$

При четном N

$$\sum_{j=1}^8 \sin T_j = \sum_{j=1}^8 \cos T_j = 0,$$

тогда в нашем случае имеем

$$\hat{x}_m = \frac{1}{8} \sum_{j=1}^8 x_{0j}, \quad \hat{y}_m = \frac{1}{8} \sum_{j=1}^8 y_{0j}.$$

Для данных, приведенных в таблице, получим

$$\hat{x}_m = 1,495, \quad \hat{y}_m = -0,5.$$

Таким образом, для наихудших условий погрешность оценки при использовании данного метода составляет менее 0,01 элемента разложения матрицы (исходные данные: $x_0 = 1,5; y_0 = -0,5$).

Эта методика была применена для определения координат изображения Солнца. Для проведения оценок были приняты следующие исходные положения.

- Угловой диаметр Солнца составляет 32'.
- Изображение Солнца представляет собой диск, край которого является окружностью строго правильной формы. Освещенность по изображению диска падает от центра к краю. Кроме этого, изображение, как правило, «пестрое» из-за наличия солнечных пятен.
- Датчик должен быть по возможности миниатюрным, в связи с чем фокусное расстояние объектива датчика принято равным 20 мм.
- В качестве фотоприемника используется матричный фотоприемник типа ПЗС.
- Точность определения координат изображения Солнца на матрице должна быть лучше 30'.

На основе изложенных данных было определено, что диаметр изображения должен составлять величину порядка 12–14 элементов (в зависимости от величины размытия края изображения), а погрешность определения координат изображения должна быть $\sigma \leq 0,1$ элемента разложения матрицы.

Для данных условий было проведено компьютерное моделирование по следующим этапам.

1. Моделировалось изображение, диаметр которого, как уже упоминалось, составлял 14 элементов (по пьедесталу). Моделировался только край изображения, который занимал чуть более двух элементов, центральная часть изображения

не является информативной, так как не используется при обработке. Моделирование осуществлялось с применением реальной функции рассеяния точки объектива. Далее изображение проецировалось на матрицу и подвергалось пространственной дискретизации. Таким образом, были получены отсчеты, аналогичные отсчетам, снимаемым с матрицы.

2. Край изображения подвергался низкочастотной фильтрации, как это показано выше, за исключением того, что окна не перекрывались во избежание корреляции между соседними отсчетами. При низкочастотной фильтрации проявились некоторые особенности, которые необходимо учитывать в дальнейшем. Они состоят в специфике технологии (назначения последовательности и определения координат окон 4×4 элемента) низкочастотной фильтрации, влияющей, хотя и не очень существенно, на точность определения координат изображения Солнца.

3. Вычислялись координаты изображения Солнца по алгоритму, аналогичному изложенному выше. Отличие состояло лишь в количестве отсчетов: в одном случае — 14, в другом — 12.

Погрешность определения координат изображения Солнца для наихудших условий составила 0,08 элемента (менее 30").

Если технология низкочастотной фильтрации оптимальна (правда, это требует несколько больших вычислительных затрат), то погрешность вычисления координат изображения Солнца составляет сотые доли элемента разложения матрицы, что вполне удовлетворяет требованиям, предъявляемым к точности датчика.

Литература

1. Данилов Д.В., Пашков В.С. Оценка координат изображений точечных и протяженных объектов круглой формы // Опτικο-электрон. приборы и системы / Под ред. проф. Э.Д. Панкова. Вып. 96.: СПб.: ИТМО. 1996. 97 с.
2. Пашков В.С., Краснощеков С.Н., Половников В.И. Опτικο-электронные приборы с зарядовой связью в задачах угловых измерений в космосе / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. В.Ф. Фатеева. СПб.: ВИКИ им. А.Ф. Можайского. 1998. 94 с.

3. Данилов Д.В., Пашков В.С., Перешивайлов Л.А. Сравнительная оценка квазиоптимальных методов определения координат изображений точечных объектов // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40. № 2.
4. Пашков В.С., Степовой А.В., Данилов Д.В., Перешивайлов Л.А. Исследование точностных характеристик оптико-электронных приборов с матричными фотоприемниками методом компьютерного моделирования // Оптико-электрон. приборы и системы. Вып. 97 / Под ред. Э.Д. Панкова, А.В. Демина. СПб.: ИТМО. 1997. С. 58–80.
5. Пашков В.С., Красиков В.А., Перешивайлов Л.А. Анализ изображений звезд в оптико-электронных датчиках на ПЗС // Оптико-электрон. приборы и системы. Вып. 98 / Под ред. Э.Д. Панкова. СПб.: ИТМО. 1998.
6. Андреев А.Л. Сравнение алгоритмов интерполяции сигнала при измерении координат объектов с помощью многоэлементного фотоприёмника // Тр. конф. «Прикладная оптика 2006». Т. 3. Компьютерные технологии в оптике. Санкт-Петербург, 16–20 окт. 2006. СПб.: ИТМО. 2006. С. 223–228.
7. Шлычков В.И. Исследование точностных характеристик алгоритмов измерения координат в триангуляционных устройствах // Оптич. журн. 2005. Т. 72. № 6. С. 73–76.
8. Курячий М.И. Алгоритмы обработки видеоданных при измерении параметров множества объектов с использованием «сигнально-фоновых» сканирующих апертур // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 11. С. 16–20.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

О.Н. Андреев¹, А.Н. Липатов¹, А.Н. Ляш¹, В.С. Макаров¹,
Л.И. Хлюстова¹, С.А. Антоненко², Г.В. Захаркин²

¹ Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

² ООО «Евросервис 21 век», Москва

Последнее время много космических фирм проявляет повышенный интерес к созданию малых космических аппаратов. Такая возможность открывается в связи с развитием новой элементной базы. Поэтому встал вопрос о создании миниатюрных датчиков для систем ориентации малых космических аппаратов. Хотя солнечные датчики используются не для всех космических аппаратов, а только для имеющих солнечную ориентацию, разработка миниатюрных датчиков востребована. В связи с малой массой, габаритами, малым потреблением и достаточно высокой точностью такой датчик может быть применен для больших, средних, малых аппаратов и даже для наноспутников, которым необходима ориентация на Солнце.

Данная статья представляет собой результаты работы по созданию миниатюрного солнечного датчика. Приведены конструктивные особенности и сравнительные характеристики с аналогичными датчиками.

A lot of space company have a high interest to design of small spacecrafts lately. Such possibility is open as far as modern electronic components allow designing a compact instruments. The new approach has to allow a design of a compact solar sensor for navigation of small spacecrafts. Although solar navigation is used only by a part of spacecrafts, the design of the compact solar sensor is much claimed. The sensor having small mass, dimensions, low power consumption and sufficiently high accuracy may be used by big, medium, small and even nanospacecrafts, which need solar navigation.

This work presents the design of the compact solar sensor. Design features and characteristics in comparison with similar sensors are considered.

Серьезное отставание России в научных космических исследованиях в настоящее время угрожает потерей данной отрасли вообще. Как восстановить этот паритет, не имея эквивалентного финансирования и научно-технического потенциала? Это главный вопрос в области научных космических

исследований Солнечной системы. Решение этой задачи при имеющихся ресурсах не позволит сравнительно в короткий срок снять эту проблему. Современные спутники имеют массу от сотен килограммов до нескольких тонн. Стоимость каждого составляет десятки и сотни миллионов долларов. Решение задачи — создание недорогих малогабаритных спутников, — наноспутников, — имеющих массу не более десяти килограммов при стоимости в 30...100 раз ниже стоимости современных спутников, но обеспечивающих такие же характеристики, что и современные аппараты. Наноспутники позволят в России осуществить прорыв в данной отрасли и уменьшить отставание от ведущих стран в области научных космических исследований. Предлагаемое решение состоит в создании серии таких спутников на основе имеющейся современной технологии. В данной работе представлены две разработки, которые могут быть использованы при создании наноспутников. Это приборы, обеспечивающие функции навигации и ориентации космического аппарата, — солнечный и звездный датчики. Архитектура такого спутника строится по интегрированной схеме с распределенными ресурсами, которая обеспечивает оптимальные массовые и габаритные характеристики аппарата. Оба датчика построены на одинаковой электронной базе. Их отличие заключается в оптической части и, как следствие, — в оптической части конструкции. Поэтому в данной статье полное описание солнечного датчика не приводится. Всю необходимую информацию по недостающей части можно получить в статье* настоящего сборника. Здесь же будет представлено описание тех частей датчика, в которых имеются расхождения. Главное отличие, как ранее указывалось, — оптическая часть датчика.

В связи с тем, что звездный и солнечный датчик работают по различным объектам, то и предъявляемые к ним требования различны. Так, например, объектив солнечного датчика должен иметь сильный светофильтр, чтобы снизить поток энергии на матрицу. Поле зрения датчика должно быть как можно больше. В представленном датчике используется объектив типа «Рыбий глаз», поле зрения которого

* *А.Н. Липатов, А.Н. Ляш, В.С. Макаров, С.А. Антоненко, Г.В. Захаркин. Звездный датчик для наноспутника (с. 66).*



Рис. 1. Внешний вид солнечного датчика

превышает полусферу. При создании объектива пришлось применить ряд нестандартных решений, чтобы устранить недостатки, присущие оптике типа «Рыбий глаз». Проведенная работа позволила обеспечить хорошую линейность по всему полю, что в итоге обеспечило высокую точность датчика (до 3 угл. мин). Внешний вид датчика представлен на рис. 1.

Основные характеристики солнечного датчика

Точность определения ориентации:	
в грубом режиме	
(при угловой скорости до 2,0 град/с) . .	20 угл.мин
в точном режиме	
(при угловой скорости до 0,1 град/с) . .	3 угл.мин
Экспозиция	0,1...100 мс
Частота обновления информации	10 Гц
Поле зрения	Полусфера
Выходные данные	Углы ориентации
Матрица	1024×1024 пиксела
Интерфейс связи	RS422 или 485
Скорость передачи информации	4,8...115 кбод
Энергопотребление	1,6 Вт (0,4 Вт от ОДСК-М)
Температурный диапазон	от -50 до +40 °С
Масса	180 г (90 г — ОДСК-М)
Входное напряжение	9...27 В

Для ослабления высокого уровня сигнала (в 200 раз) используется фильтр. Между объективом и матрицей устанавливается диафрагма для формирования пятна изображения в фокальной плоскости от Солнца. Размер пятна на матрице имеет величину 8×8 пикселей. Для определения энергетического центра пятна используется аналоговая обработка, как и в звездном датчике. Алгоритм работы датчика приведен на рис. 2.

Калибровка солнечного датчика проводится на специализированном стенде в сферической системе координат. При этом строится зависимость углов α и β в координатных осях прибора (X, Y, Z) — рис. 3. Угол α меняется от 0 до 95° , угол β — от 0 до 360° . Значения углов выражаются в радианах.

Формат представления углов: 16 разрядов (2 байта), цена младшего разряда $1/1024$ радиана ($0,185^\circ$). По калибровочным значениям вычисляются косинусы углов вектора в приборной системе координат.



Рис. 2. Алгоритм работы датчика (СОС — система ориентации и стабилизации космического аппарата)

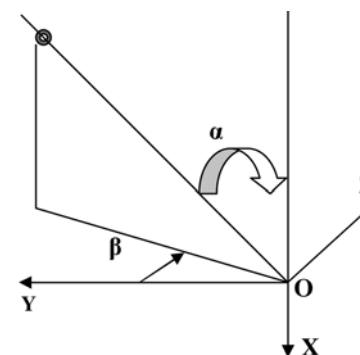


Рис. 3. Измеряемые углы объекта в системе координат солнечного датчика

Применение двух солнечных датчиков обеспечит полную сферу обзора. В этом случае с системы ориентации и навигации снимается ряд функций, которые облегчают ее работу. Характеристики разработанного датчика позволяют его использовать в наноспутниках.

ФАСЕТОЧНЫЕ ДАТЧИКИ СОЛНЕЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

В.Д. Глазков, В.А Котцов

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Изложены основные положения построения фасеточных датчиков солнечной ориентации, каждая грань которых ориентирована в определенном направлении, что позволяет реализовать широкий обзор и получить низкую угловую погрешность измерений по всему полю зрения. Двухкоординатные приборы ориентации на Солнце статического типа, выполненные на основе фасеточных датчиков, могут иметь ультрамалую массу, энергопотребление и объем. Кроме того, нет принципиальных ограничений на пути создания быстродействующих и высоконадежных солнечных датчиков с полусферическим полем зрения и элементами самоконтроля результатов измерений в направлениях наблюдения. Используя ультрафиолетовые фотоэлектрические преобразователи, нечувствительные к видимому и инфракрасному свету Солнца, можно исключить влияние отраженной от Земли радиации на выходные данные, а также реализовать приборы ориентации на Солнце.

Essentials of the multi-faceted solar sensors' design are presented. This sensor's each facet is pointed towards the certain direction, what provides for a wide field of view and low measurements' angular error within the whole field of view. Two-dimensional solar sensors of static type based on the multi-faceted sensors may have ultra small mass, power consumption and dimensions. In addition there are no principal restrictions for creating high-speed and highly reliable solar sensors with a hemispheric field of view and measurement self-control within the observation directions. Using UV photoelectric converters being insensitive to the Sun visible and UV light it is possible to eliminate influence of the radiation reflected from the Earth on the output data as well as to create the stand-alone solar sensors.

Направление на Солнце как опорное используется в системах ориентации космических аппаратов (КА) с самого начала их существования. Практически все спутники и межпланетные КА имеют в составе навигационного оборудования датчики солнечной ориентации.

Изначально такие датчики статического типа представляли собой фасетку — набор из простых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), размещенных на куполе, — и давали возможность прибору ориентации на Солнце (ПОС) видеть едва ли не во всех направлениях одновременно [1]. Угол поля зрения и точность определения направления на Солнце существенно зависели от количества и типа ФЭП. Начиная с 1970 г., несмотря на усложнение конструкции ПОС, широкое применение получают системы «проекционного» типа, использующие ограничение светового потока диафрагмами разного вида [2, 3]. Однако существуют следующие важные преимущества фасеточных конструкций перед последними: очень малые масса и энергопотребление; одновременный анализ результатов измерений и автономный контроль функционирования; отсутствие принципиальных ограничений по реализации двухкоординатных широкоугольных и автономных ПОС. Перспективность использования таких датчиков была показана в [4].

С каждым годом всё чаще возникает потребность в более эффективном, компактном и высоконадежном ПОС для всех типов КА, включая и малые спутники — их мини-, микро- и нановарианты — основу завтрашнего дня. Во многих случаях фасеточные датчики могут быть оптимальными. Рассмотрим основные принципы построения фасеточных датчиков солнечной ориентации.

Базовым элементом любого фасеточного датчика солнечной ориентации является пара ФЭП планарного типа, которые размещены по бокам равнобочной трапеции под одинаковым наклоном к базовой плоскости симметрично друг другу. Можно считать их датчиками косинуса, как это показано на рис. 1а, для однокоординатного случая.

Датчики косинуса характеризуются «косинусоидальной» зависимостью выходного сигнала от угла падения излучения Θ . Если взять дифференциальную (встречную) схему включения пары ФЭП и обеспечить короткозамкнутый режим их работы (вариант генератора тока), можно получить линейную характеристику выходных данных от падающего солнечного излучения в определенной части угла поля зрения датчика (рис. 1б). При этом реальные характеристики «коси-

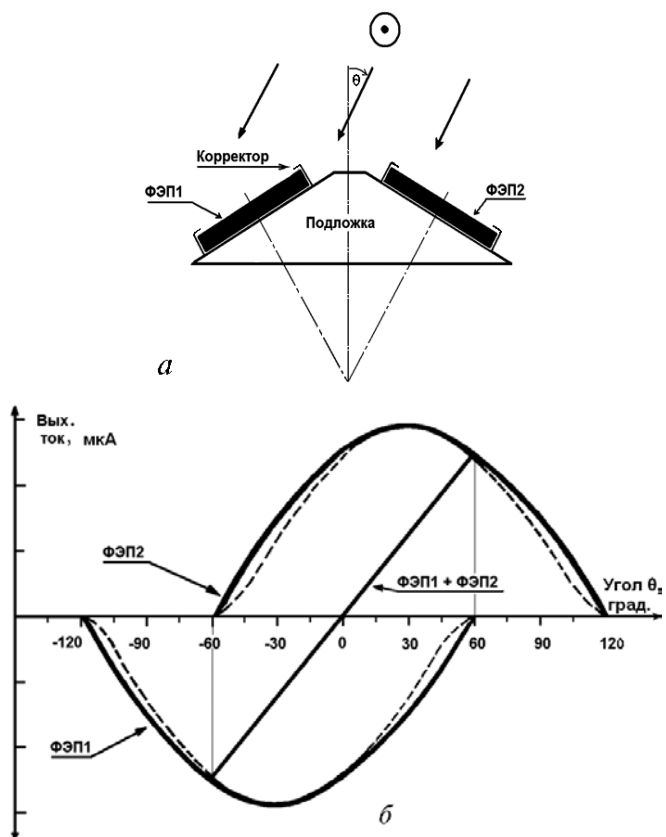


Рис. 1. Конструкция (а) и графики выходных токов (б) однокоординатного солнечного датчика

нусоидальных» ФЭП (рис. 1б, штрих) отличаются от идеальных. Отклонение этих характеристик от «косинусоидальной» зависимости у реальных ФЭП вызвано как наложением эффектов, обусловленных изменением величины коэффициента отражения по мере увеличения угла падения солнечного потока на фотоприемную поверхность, так и работой ФЭП в режиме, отличном от режима короткого замыкания. Это требует введения корректора (например, в виде диафрагмы с отверстием), расположенного перед ФЭП, который частично

компенсирует нелинейность выходного сигнала. Кроме того, устанавливая вместо одного «корректированного» ФЭП линейку или матрицу на N «косинусоидальных» элементов, можно в корень из N раз уменьшить случайные погрешности результатов измерения за счет их усреднения. Изменение углов наклона ФЭП позволяет увеличивать или уменьшать угол обзора датчика в определенных пределах, одновременно изменяя при этом и его чувствительность. Отсутствие оптических элементов, электрически встречное включение ФЭП при работе их в режиме генератора тока, в принципе, не требующие наличия внешнего питания и какой-либо обработки выходного сигнала, обеспечивает минимальные массу и габариты датчика, а также его высокую надежность.

Для двухкоординатного ПОС определения положения Солнца необходимо задействовать два однокоординатных фасеточных датчика солнечной ориентации, ориентированных перпендикулярно друг к другу. Двухкоординатный ПОС конструктивно может представлять собой четырехгранную пирамиду, на гранях которой расположены корректированные ФЭП. Пирамидальная конструкция двухкоординатного фасеточного датчика солнечной ориентации, в отличие от двухгранного варианта, наделена интеллектуальными способностями в части контроля достоверности результатов измерения, определяющих направление на Солнце. Фотометрический баланс — равенство сумм сигналов нечетной и четной пар ФЭП — является условием правильности функционирования. Уход Солнца из рабочей области фасеточного датчика солнечной ориентации, несимметричное затемнение или подсветка ФЭП, несимметричная деградация фотоэлементов или их отдельное разрушение ведет к нарушению этого баланса. Отсутствие баланса является основанием для исключения недостоверных результатов измерения из информационного потока в реальном масштабе времени [4]. Кроме того, вводя дополнительные фотоприемные элементы в конструкцию ПОС, можно восстанавливать баланс пар ФЭП за счет уточнения параметров, используя для этого всё то же солнечное излучение. Это существенно увеличивает надежность фасеточного датчика солнечной ориентации и ресурс его работы.

Поле обзора пирамидального ПОС в варианте с одноэлементными ФЭП, как правило, ограничивают $\pm 70^\circ$ по каждой координате при погрешности измерения угла $0,05^\circ$, что соизмеримо с параметрами датчика, выполненного на профилированных ФЭП [5]. Нарращивание числа граней пирамидальных структур с разной крутизной граней позволяет создавать приборы с необходимыми полями зрения. ПОС с большим числом граней в пирамиде характеризуются меньшей погрешностью измерения.

На рис. 2,3 представлены вариант двухкоординатного фасеточного датчика солнечной ориентации с полусферическим полем зрения и графики выходных токов солнечного датчика для одной координаты.

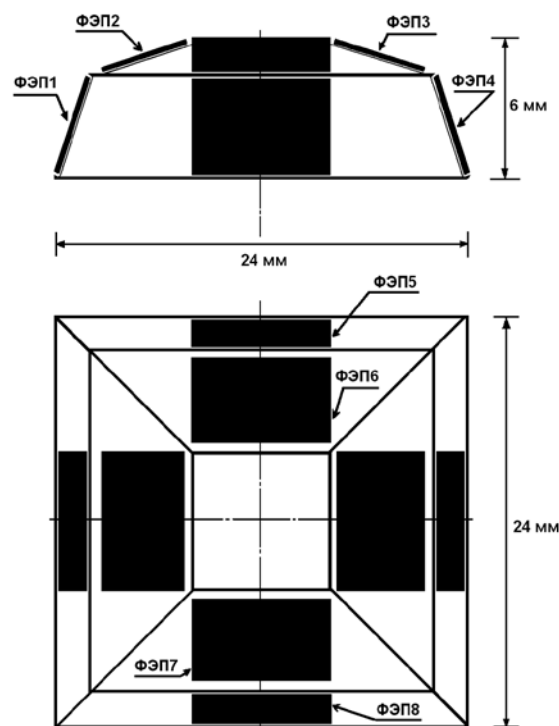


Рис. 2. Конструкция двухкоординатного солнечного датчика с полусферическим полем зрения

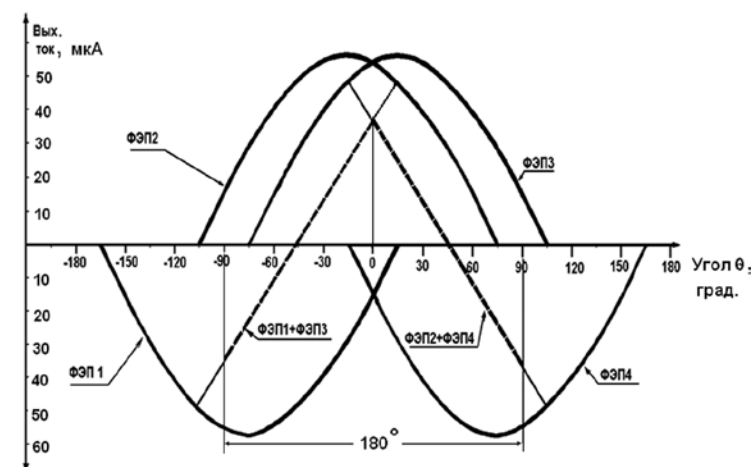


Рис. 3. Графики выходных токов солнечного датчика для одной координаты

Построение датчиков солнечной ориентации немислимо без знания характеристик Солнца как источника излучения.

Диск фотосферы Солнца представляет собой круг, имеющий при наблюдении с Земли угловой диаметр, равный примерно $32''$ с точностью $\pm 0,01''$. Точность модели расчета положения Солнца — $0,006^\circ$ [6]. Спектральное распределение плотности потока энергии излучения в условиях минимума и максимума солнечной активности, а также во время вспышки показывает, что диапазон длин волн от $0,2$ до 4 мкм является стабильным. В этой части спектра влияние солнечной активности на изменение потока энергии очень незначительно [7]. Солнце не является абсолютно черным телом при температуре 6000 К [8]. 7 % энергии Солнца — это ультрафиолетовые (УФ) лучи ($0,2 \dots 0,4$ мкм), 46 % — видимый диапазон длин волн ($0,4 \dots 0,75$ мкм) и 47 % — инфракрасные лучи ($0,75 \dots 4$ мкм). Интенсивность солнечной радиации за верхней границей атмосферы Земли — величина постоянная, зависящая только от излучательной способности Солнца и от расстояния между Землей и Солнцем. На верхней границе атмосферы Земли её значение 1368 ± 7 Вт/м² и очень слабо — в пределах $\pm 2,5$ % — зависит от среднего числа солнечных

пятен (солнечная постоянная в первой половине прошлого столетия изменялась в пределах $\pm 1\%$). Это и послужило основанием для выбора солнечного излучения в качестве опоры при калибровке параметров ФЭП, меняющихся в приборах со временем в условиях интенсивных внешних воздействий (ионизирующего излучения, температурных изменений, микроударов).

Общий недостаток всех датчиков солнечной ориентации — они не работают в тени, а также их выходные сигналы зависят от посторонних засветок. Есть два способа борьбы с последним явлением: исключение недостоверных результатов измерений (например используя фотометрический баланс, как было показано выше) или работа в одной из теллурических полос спектров планет. Рассмотрим подробнее второй способ.

Известно, что полное исчезновение планеты как излучающего небесного тела происходит в теллурических полосах спектров планет.

Для Земли — основного источника засветки — подходящие из этих полос имеют длины волн: 0,23...0,29 мкм (озон); 1,35...1,41; 1,8...1,9; 2,57...2,77 мкм (вода, углекислый газ). Исходя из того, что фасеточные датчики солнечной ориентации должны функционировать в условиях интенсивных внешних космических воздействий, рациональной является полоса 0,23...0,29 мкм. Это возможно при использовании ультрафиолетовых ФЭП — полупроводниковых фотоприемников, не чувствительных к видимому и инфракрасному излучению. При размерах входного окна датчика 1 см^2 в полосе спектра 0,23...0,29 мкм поток от Солнца — 0,402 мВт. В той же полосе поток излучения от Земли — $0,1884 \cdot 10^{-2}$ мВт, что в 213 раз меньше [9]. Длинноволновая граница ультрафиолетовых ФЭП должна соответствовать границе видимой и УФ-областей излучения Солнца, то есть коэффициент поглощения света в полупроводнике должен быть как можно меньшим при длинах волн, больших этой границы, и как можно большим при длинах волн, меньших этой границы. Требуемая спектральная область достигается, как правило, путем использования полупроводников, таких как GaN, AlGaIn, 6C-SiC, 4H-SiC, возможно, также непрямозонных —

например, GaP или Si и GaAs, но с применением УФ-светофильтров.

СССР в 1960–1970 гг. являлся лидером по созданию и исследованию структур с потенциальным барьером на основе GaP и SiC. В частности, впервые в мире были изготовлены GaP-приемники, начаты исследования SiC — основы для создания ФЭП, которые устойчивы к экстремальным внешним воздействиям, что позволило отказаться от Si-, GaAs-приемников и светофильтров.

Разработанная в НПО «Орион» технология позволила создавать одноэлементные фотодиоды с размерами чувствительных площадок 150×150 мкм, диаметром — 0,3; 1,0; 1,5; 2; 3; 5; 8 мм, многоэлементные — в виде линейки с размером элементов 150×150 мкм и зазором между ними 30 мкм, а также с размером элементов 400×400 мкм и зазором 100 мкм [10]. Выпускаемые в НПО фотодиоды с барьером Шоттки на основе GaP обладают фоточувствительностью в диапазоне 200...510 нм. Токовая фоточувствительность таких структур достигает 0,15 А/Вт в максимуме (430...440 нм) и 0,06 А/Вт при 300 нм. Высокое дифференциальное сопротивление в нуле напряжений (>100 ГОм) обеспечивает низкие шумы и высокую стабильность. Порог фоточувствительности достигает 10^{-15} Вт·Гц $^{-1/2}$. Использование пленок ITO (оксид In и Sn) вместо полупрозрачного слоя Au позволяет увеличить токовую чувствительность фотодиодов с барьером Шоттки на основе GaP до 0,3...0,4 А/Вт [11]. Фотоприемники на основе GaP обладают широким динамическим диапазоном: линейность сохраняется от 10^{-12} до 10^{-2} Вт/см 2 . Инерционность фотодиодов составляет несколько десятков наносекунд. Параметры ФЭП из GaP не изменяются после длительного воздействия повышенной засветки мощностью $\sim 10^{-2}$ Вт/см 2 . Фотодиоды способны работать в широком температурном диапазоне: ± 200 °С. Их чувствительность в области 250...410 нм практически остается постоянной вплоть до +300 °С.

Интересны также фотодиоды на основе SiC. Спектральная область фоточувствительности приемников из карбида кремния — 0,2...0,4 мкм. Длинноволновый край фоточувствительности ФЭП — 0,435 мкм в случае 6H-SiC и

0,410 мкм в случае 4H-SiC. Важными достоинствами SiC является устойчивость к температурным перепадам, отсутствие деградации в условиях интенсивных внешних воздействий и нечувствительность к видимому и инфракрасному излучению Солнца. Токовая чувствительность фотодиодов — 0,15...0,175 А/Вт при 0,27 мкм, а их порог fotocувствительности достигает 10^{-14} Вт·Гц^{-1/2}.

Очень заманчивы структуры на основе полупроводниковых нитридов, позволяющих создавать фотоприемники с резким длинноволновым краем чувствительности, расположенным в любом месте УФ-области излучения Солнца.

Кроме того, в последние годы появился интерес к фотоприемникам на основе алмаза, которые ещё только начинают развиваться [11].

Изложенные конструктивные принципы построения датчиков солнечной ориентации фасеточного типа, технологические возможности применения различных типов изготавливаемых фотоприемников открывают путь к созданию ПОС нового поколения, особенно необходимых для малых спутников.

Литература

1. Глиберман А.Я., Бурмистрова Л.В. Использование кремниевых фотопреобразователей в солнечных датчиках ориентации // Гелотехника. 1973. № 3. С. 7–15.
2. Черемухин Г.С. Приборы ориентации на Солнце. М.: Техпромиздат. 1998. 342 с.
3. Витриченко Э.И., Шербаков В.В. Солнечный датчик. А. с. 1779932 СССР G 01 C 21/24. Бюл. изобретений. № 45. 1992.
4. Котцов В.А., Глазков В.Д. Солнечный датчик с интеллектуальными способностями // Космическое приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космических технологий. Приборы для космических исследований планет и Земли: Сб. тр. по результатам выездного семинара / Под ред. Р.Р. Назирова, Таруса, 2006. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 114–119.
5. Hales J.H., Pedersen M. Two-Axis MOEMS Sun Sensor for Pico Satellites // Proc. 16th Annu. AIAA/USU Conf. on Small Satellites. Aug. 12–15, 2002. Utah State University.
6. Mark L. Autonomous LEO Orbit Determination from Magnetometer and Sun Sensor Data. Psiaki. Cornell University, Ithaca. N. Y. 14853–75.
7. Наблюдения и прогноз солнечной активности / Под ред. Мак-Интош П., Драйер М. М.: Мир, 1976. 280 с.
8. Хромов С.П., Петросяни С.А. Метеорология и климатология. 4-е изд. М.: Изд-во МГУ, 1994.
9. Малкевич М.С. Оптические исследования атмосферы со спутников. М.: Наука, 1973. 303 с.
10. Анисимова И.Д., Стафеев В.И. Фотоприемники ультрафиолетового диапазона на основе широкозонных соединений АЗВ5 // Прикладная физика. 1999. № 2.
11. Бланк Т.В., Гольдберг Ю.А. Полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи для ультрафиолетовой области спектра // ФТП. 2003. Т. 37. Вып. 9. С. 1025–1055.

ОПТИЧЕСКИЙ ДАТЧИК КООРДИНАТ ДЛЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ

*А.Н. Липатов¹, А.Н. Ляш¹, В.С. Макаров¹,
С.А. Антоненко², Г.В. Захаркин²*

¹ Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

² ООО «Евросервис 21 век», Москва

В статье представлен оптический датчик координат — устройство, предназначенное для координатных измерений положения объекта относительно неподвижных маркеров, расположенных на посадочной плоскости. Принцип построения такого датчика аналогичен звездным координаторам. Главным отличием от звездных координаторов является то, что в процессе посадки используется активная подсветка топографической мишени. Отраженный от маркеров свет попадает в оптический датчик, где происходит обработка изображения с целью распознавания и выделения знаков на фоне засветки и помех. В приборной системе координат вычисляются координаты центров маркеров. Данные передаются в вычислительное устройство, управляющее процессом посадки. Оптический датчик координат передает также и видеосигнал, предназначенный для визуального отображения на мониторе процесса посадки. Особенностью оптического датчика координат является то, что он предназначен для работы в водной среде.

In the article presented an optical coordinate's sensor — the device for a coordinate measurement of the position of the moving object relative to the fixed markers located on the landing plane. The principle of operation such device is a similar to the star tracers. The main difference from star tracers is that in the process of landing an active illumination of the topographic target is used. The light from the markers reflected into the optical sensor, where the scene images are processed for the purpose of identification and allocation of marks under noise, background illuminations and interference. In the coordinate system of the instrument are calculated the coordinates of the markers gravity centers. Data is transferred to computing unit that controls the process of landing. Also, the devise transmits the video signal for the visual monitoring of the landing process. A feature of the optical sensor is that it is designed to work in the water environment. The report shows the technical characteristics of the sensor, considered particularly its design, image processing algorithms and experimental results.

Для управления процессом посадки и стыковки подвижного объекта необходимым элементом является устройство определения текущих координат объекта. В Институте космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) было разработано такое устройство — оптический датчик координат, предназначенный для координатных измерений положения объекта относительно неподвижных маркеров, расположенных на посадочной плоскости. Работа выполнялась на основании опыта, накопленного в ИКИ РАН, по разработке систем астроориентации и телевизионных камер автоматических космических аппаратов. Оптический датчик координат в значительной степени аналогичен звездным координаторам. Главным отличием от звездных координаторов является то, что в процессе посадки используется активная подсветка реперных знаков.

Задача датчика координат заключается в том, чтобы по полученному изображению выделить маркеры, установленные на посадочной плоскости, идентифицировать их как реальный объект, уточнить центры маркеров с необходимой точностью в приборной системе координат. Полученные координатные данные передаются в вычислительное устройство, управляющее процессом посадки. Маркеры мишени имеют определенную конфигурацию для правильной ориентации подвижного аппарата по отношению к посадочной плоскости. Размеры маркеров также выбираются с таким расчетом, чтобы их было легко идентифицировать и определить их геометрический центр.

Кроме того, оптический датчик координат передает и цифровое видеоизображение для визуального отображения на мониторе процесса посадки. Отличительной особенностью разработанного в ИКИ оптического датчика координат является то, что он предназначен для работы в водной среде.

Структура и состав датчика координат

Структурная схема датчика координат аналогична схемам других систем машинного зрения, использующих топографическую мишень для определения координат. В состав прибора входят: объектив, проецирующий изображения, и платы фотоприемной матрицы, процессора, источника



Рис. 1. Общий вид датчика определения координат

вторичного питания и порта ввода-вывода. Конструктивно все узлы размещены в одном корпусе. Внешний вид прибора представлен на рис. 1. При установке на объекте датчик для дополнительной защиты от влаги, механических повреждений и перепадов давления устанавливается в гермокорпус.

В состав прибора также входят топографические мишени, размещаемые на посадочной плоскости. Вид мишеней, используемых в системе посадки и стыковки, представлен на рис. 2. Светоотражающие маркеры изготовлены в виде дисков из фторопласта. Фторопласт является хорошим диффузным отражателем с высоким коэффициентом отражения в видимом диапазоне спектра, химически инертен и мало подвержен обрастанию водными растениями.

В схемной реализации прибора можно отметить следующие особенности:

- используется светочувствительная матрица КАС-9638 фирмы KODAK с числом используемых пикселей

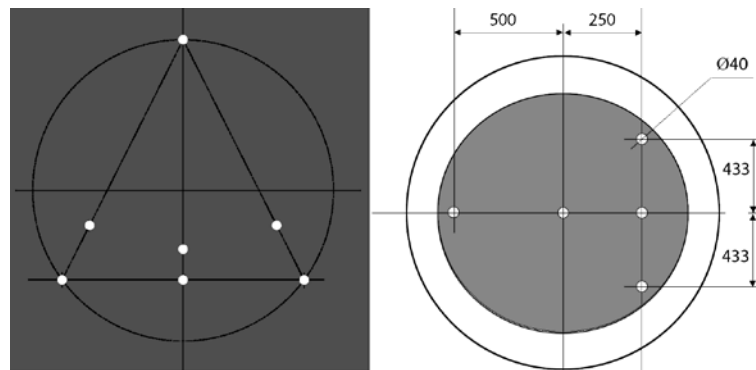


Рис. 2. Топографические мишени

1024×1024 при размере пиксела 6 мкм; матрица изготовлена по КМОП-технологии, обеспечивающей произвольный доступ к части изображения;

- используется программируемая матрица на основе ОЗУ фирмы XILINX, позволяющая многократно переконфигурировать прибор в процессе отработки, а также минимизировать число электронных компонентов.

Конструктивные особенности

По ряду конструктивных соображений датчик располагался внутри герметичного корпуса подвижного объекта, наблюдение за топографической мишенью велось через шлюзовую стыковочную камеру. Схема установки датчика на объекте представлена на рис. 3. Такое расположение датчика относительно корпуса однозначно определяет максимально возможный

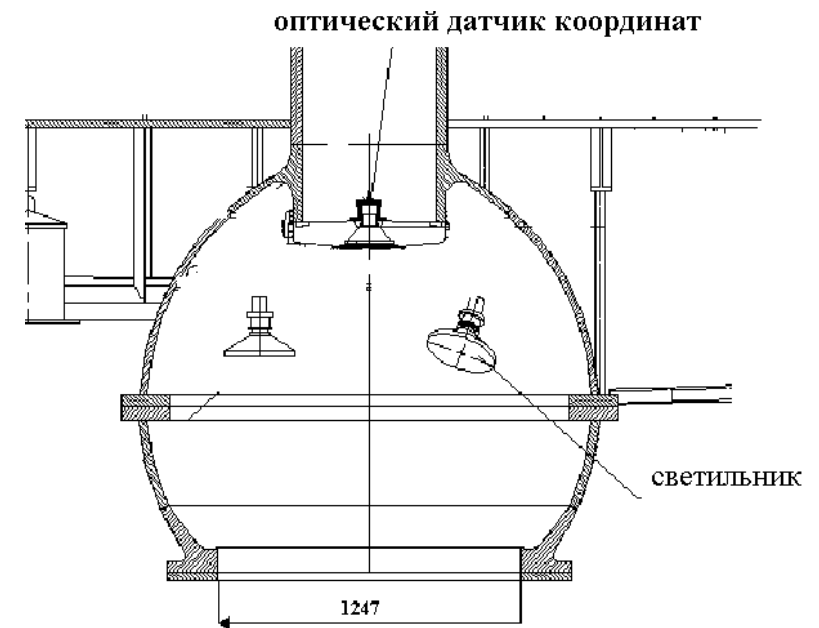


Рис. 3. Размещение датчика на подвижном объекте

угол зрения прибора, в который не попадают элементы конструкции подвижной платформы. Значительное уменьшение поля зрения от максимально возможного — нецелесообразно. Сужение поля зрения требует уменьшения базовых размеров элементов топографической мишени и ведет к снижению точности измерений. В общем случае, при наблюдении объектов в реальной морской воде с расстояний от одного до десятков метров, существует предельное угловое разрешение подводной съемки, определяемое физическими свойствами среды, такими как спектральное поглощение, мутность, оптическая неоднородность и другие флуктуации показателя преломления среды различной физической природы.

Проведенные предварительные эксперименты в реальной водной среде на макете датчика с различными типами объективов позволили уточнить расчеты оптического датчика координат, сформулировать требования к объективу и оптимизировать алгоритмы распознавания и выделения маркеров. Экспериментальные работы проводились в бассейне, в виде имитации сближения и посадки на расстояния от 6 до 1 м в условиях хорошей прозрачности. Измеренная дальность видимости в водной среде составила величину ~20 м, что соответствует чистой, глубинной океанической воде. Для штатной реализации датчика был выбран объектив с постоянным фокусом. Камера в процессе сближения при

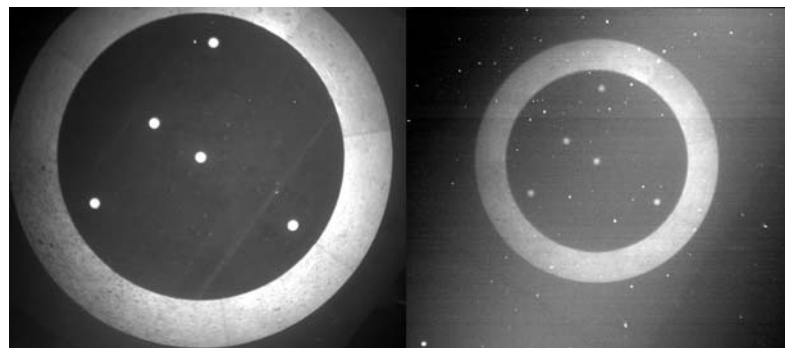


Рис. 4. Фотографии мишеней в водной среде при различных условиях съемки

фиксированном фокусе объектива обеспечивает разное разрешение. Разумное снижение точности ориентации на больших расстояниях, с повышением ее до нужной величины при сближении с мишенью, обеспечивает наилучшие параметры камеры по габаритам, массе и надежности. При этом более надежен алгоритм автоматической стыковки. Изображения топографической мишени в водной среде при наличии мутности и помех представлены на рис. 4.

Объектив, максимально удовлетворяющий требованиям для работы в водной среде, был разработан и изготовлен в Санкт-Петербургском государственном университете информационных технологий, механики и оптики (СПбГУ ИТМО).

Характеристики объектива «Гидрорусар — СП»

Фокусное расстояние	$f = 5,34$ мм (воздух) 7,12 мм (вода)
Угловое поле в предметном пространстве	$2\omega = 65,40^\circ$ (воздух) 48° (вода)
Относительное отверстие	$D:f = 1:1,5$
Спектральный диапазон	400...700 нм

При разработке объектива решалась задача оптимальной спектральной фильтрации оптического сигнала.

При распространении пучков света от штатных светильников к мишени образуется зона, в которой эти пучки попадают в поле зрения телекамеры. В этой зоне происходит рассеивание света на аэрозольных частицах, взвешенных в воде. Часть этого света попадает в поле зрения камеры, увеличивая яркость фона и тем самым снижая контраст изображения маркеров. Для увеличения контраста изображения необходим оптимальный фильтр. Такой фильтр должен, не ослабляя отраженное от мишени излучение, максимально подавить излучение, возникающее из-за рассеяния в ближней зоне. Произведенные расчеты спектральных распределений рассеянного излучения на основании моделирования спектрального состава излучения светильников и спектрального поглощения воды позволили получить спектральную кривую оптимальной фильтрации. Для практической реализации такого фильтра выбраны марка и толщина цветного стекла со

спектральной кривой пропускания, максимально близкой к расчетной.

Объектив датчика фактически является светосильным короткофокусным широкоугольным объективом. Объективы такого типа не свободны от дисторсии. Для приборов машинного зрения требуется компенсация дисторсии с точностью, достаточной для выполнения основной задачи, стоящей перед прибором. Параметры компенсации дисторсии измеряются в процессе калибровки датчика.

Метод и способ компенсации дисторсии для данного прибора был выбран из предположения о том, что отличие реальной дисторсии объектива от идеальной центрированной незначительно, в пределах точности работы прибора.

Центрированная идеальная дисторсия не зависит от угла в полярных координатах, и для преобразования координат можно записать следующие выражение:

$$\begin{cases} x_1 = x_2 \frac{\rho_1}{\rho_2}; \\ y_1 = y_2 \frac{\rho_1}{\rho_2}, \end{cases}$$

где x_1, y_1 — координаты точки изображения без дисторсии, в прямоугольной системе координат матрицы; x_2, y_2 — координаты точки в реальном изображении с дисторсией; ρ_1, ρ_2 — соответствующие радиус-векторы.

Выберем функцию $\rho_1(\rho_2)$, в виде полинома пятой степени с ненулевыми коэффициентами при членах с нечетными степенями:

$$\rho_1 = a\rho_2 + b\rho_2^3 + c\rho_2^5,$$

где $\rho_2 = (x_2^2 + y_2^2)^{1/2}$.

Выбор полинома такого вида обусловлен следующими соображениями:

- В приборе математическая обработка осуществляется относительно маломощным сигнальным процессором и поэтому для повышения быстродействия операций деления и извлечения корней предпочтительно избегать.

- Физически такой выбор обоснован экспериментальными результатами, обеспечивающими необходимую точность.

Дисторсионная кривая и остаточные ошибки компенсации дисторсии представлены на рис. 5а, б. Коэффициенты полинома определялись экспериментально при усреднении

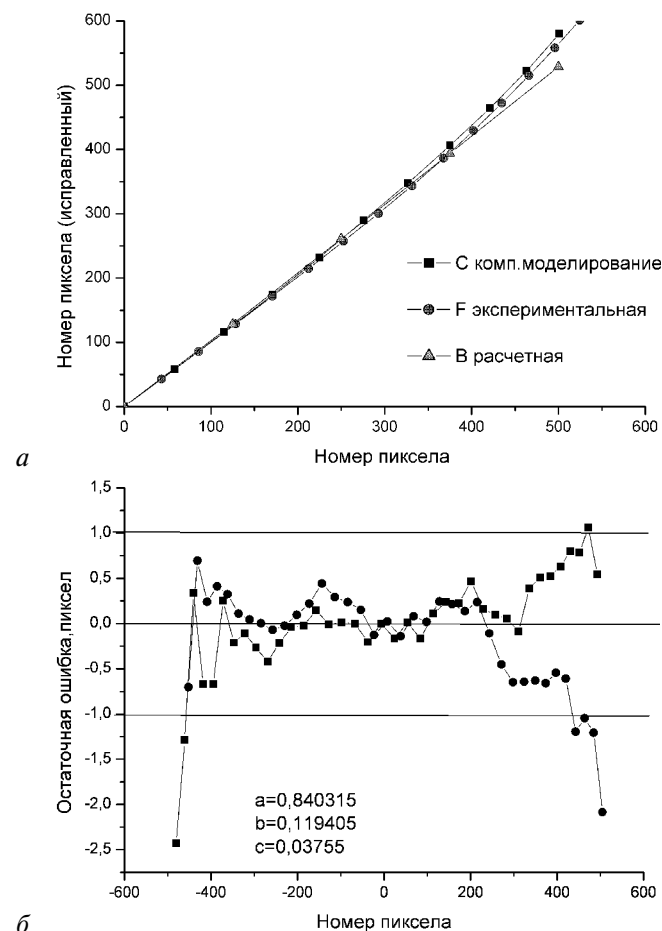


Рис. 5. Кривая дисторсии (а) и остаточная ошибка аппроксимации экспериментальных данных полиномом (б)

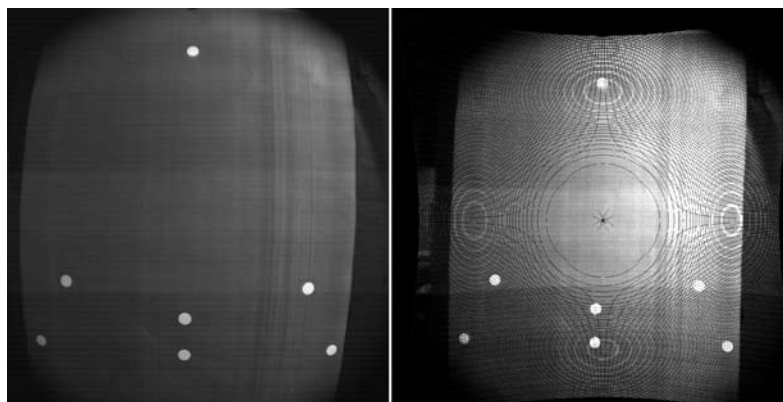


Рис. 6. Изображение мишени до коррекции дисторсии (слева) и после коррекции (справа)

измерений, полученных по мишеням типа сетчатого поля, для двух взаимно ортогональных направлений. Для наглядности работы алгоритма на рис. 6 представлены реальное изображение мишени и компьютерная коррекция этого изображения. Следует отметить, что в датчике не исправляется передаваемое изображение, а коррекция производится только при вычислениях в программном обеспечении прибора.

Технические характеристики прибора

Прибор работает от напряжения 27 В, в температурном диапазоне от -30 до $+45$ °С, потребляемая мощность не превышает 3 Вт. Масса прибора составляет 400 г. Связь с внешним вычислительным устройством осуществляется по стандарту RS-422 на скорости 7500 кбит/с. Прибор обеспечивает точность угловых измерений от 0,2 до 1,5 мрад, по заданной топографической мишени на расстоянии от 1,3 до 10 м в воздухе. В водной среде, при дальности видимости не менее 20 м, на расстояниях 1,5 м от камеры до посадочной плоскости, экспериментально измеренная точность позиционирования составила величину ± 1 мм.

Датчик представляет собой полностью автономное устройство. Камера включается подачей на нее питания,

затем проводится самотестирование датчика координат на работоспособность. Процесс самопроверки занимает несколько секунд, далее камера готова к работе. Запуск циклограммы камеры в режим автоматической стыковки обеспечивается по команде от главного блока обработки. По этой команде камера переходит в непрерывный режим съемки, поиска и захвата координат маркеров.

В режиме поиска передача изображения осуществляется с частотой 4 Гц. В случае обнаружения мишени и определения координат камера переходит в режим слежения, передавая координаты и изображение с частотой не менее 12 Гц. При невозможности идентификации маркеров во время сближения в блок обработки посылается информация с предупреждением. Считается, что, если удалось достоверно идентифицировать хотя бы пять маркеров из семи, можно продолжать стыковку. Этого удается добиться, сохраняя в памяти предысторию о достоверной идентификации маркеров. Такой подход повышает достоверность определения маркеров и надежность работы всего алгоритма.

Алгоритмы работы, последовательность действий, критерии обнаружения маркеров мишени и методы вычисления центров координат составляют программное обеспечение датчика, описание логики работы которого выходит за рамки данной работы. Однако можно выделить основные, общие моменты:

1. На предварительном этапе работы камеры осуществляется первоначальная регулировка усиления и выбирается время экспозиции по среднему значению для всего поля кадра.
2. Выделяются пиксели, содержащие полезный сигнал по заданному критерию соотношения сигнал/шум (вообще, в приборе выбранное соотношение является плавающим и изменяется в зависимости от помеховой обстановки).
3. Производится селекция сигналов по геометрической форме и размерам. Очевидно, что в заданном диапазоне дальностей изображения маркеров имеют соответствующий диапазон размеров и искажений по форме с учетом допустимых углов наклона и дисторсии.

4. Далее осуществляется группировка подобных объектов и анализ каждой из групп объектов на геометрическое подобие заданным фигурам. Например, используется критерий одновременного нахождения трех маркеров на одной прямой с некоторым допуском.
5. Затем производится уточненное вычисление координат центров маркеров и передача их во внешнее устройство. Одновременно включается режим захвата и адаптивного слежения за обнаруженными маркерами. В данном режиме нет необходимости обрабатывать весь кадр — достаточно обработки небольших окон изображения вокруг обнаруженных маркеров.

Уменьшение времени считывания и обработки кадра позволяет повысить частоту выдачи полезной информации.

Дополнительной функцией датчика является то, что при включении специального режима он может работать как цифровой фотоаппарат высокого разрешения.

К настоящему времени датчик прошел испытания в реальных условиях морской среды, успешно работая в составе комплекса управления автоматической посадкой подвижной платформы на топографическую мишень. Датчик обеспечивал обнаружение, идентификацию маркеров топографической мишени на расстоянии до 5 м при мутности, соответствующей мутности прибрежных вод Баренцева моря. Высокая степень интеграции, компактность, надежность позволяет использовать датчик для систем управления посадкой и стыковкой аппаратов различного научно-технического назначения. Возможность гибкого изменения программной логики позволяет легко адаптировать датчик и для другого рода задач.

МЕТОДЫ ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ, ИХ ЛЕТНАЯ ОТРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ В ТЕРМИНАЛЬНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВАМИ ВЫВЕДЕНИЯ И СПУСКА С ОРБИТ

В.Д. Дишель

Научно-производственный центр автоматизации и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина (ФГУП «НПЦ АП»), Москва

Дается описание информационно-страховочной технологии интеграции инерциальной и спутниковой навигационных систем. Показаны преимущества модификации фильтра Калмана со скалярной поочередной обработкой компонент вектора измерений. В сочетании с предложенной и аналитически обоснованной вычислительной схемой алгоритма фильтр обеспечивает существенное повышение точности оценок при обработке измерений с нелинейными зависимостями от оцениваемого вектора, особенно при значительных априорных отклонениях навигационной траектории от фактической. Летные испытания интегрированной инерциально-спутниковой системы навигации и ориентации разгонного блока с предложенными методами обработки подтвердили высокий уровень точности навигации. Была также подтверждена возможность уточнений не только координат и компонент скорости, но и наиболее значимых погрешностей инерциальной системы.

A description of features of application of the Information-Insurance Technology developed for control objects with increased requirements for information reliability is given. Effectiveness of modification of Kalman filter with scalar processing components of vector of measurements is shown. In a combination to the offered computing scheme the filter ensures an essential raise of exactitude of estimation at handling non-linear measurements. Flight tests of the integrated system of navigation and attitude of a control system of the accelerating unit with the realized methods have confirmed a high level of exactitude of navigation. The possibility of identification of the most significant errors of an inertial system has been confirmed.

Введение

В последние годы в России осуществляется программа кардинального обновления парка космических средств выведения.

В традиционных, чисто инерциальных системах управления (СУ) средствами выведения (СВ), до 90 % суммарной погрешности выполнения миссии обусловлены навигационными ошибками, порождаемыми инерциальной системой. Постепенно накапливаясь, к концу разгонного, а тем более завершающего импульса, формирующего, например, геостационарную орбиту (ГСО), эти ошибки, даже в самых точных СУ, построенных на базе трехосных гиросtabilизаторов, доходят до многих десятков километров по координатам и десятков метров в секунду по компонентам скорости, приводя к заметным отклонениям параметров фактической орбиты выведения от требуемых значений.

Помимо погрешностей формирования целевой орбиты инструментальные ошибки инерциальной системы сказываются и на иных важнейших аспектах выведения, в том числе на предельной массе полезной нагрузки, которая потенциально может быть выведена тем или иным ракетно-космическим комплексом, — обобщающем параметре, характеризующем эффективность ракетно-космического комплекса (РКК) в целом.

Главная причина этого кроется в том, что для обеспечения необходимой точности выбор при использовании чисто инерциальных СУ делают в пользу схем с минимальной продолжительностью полета, применение которых, порой, вынужденное, сопровождается потерями в выводимой массе.

Особенно от этого страдает Россия с ее космодромами Байконур, а тем более Плесецк, наиболее удаленными среди всех космодромов мира от экватора, вследствие чего при стартах с них проигрыш по энергетике в прямых схемах бывает весьма ощутимым.

Постановка технической задачи

Системы управления перспективных РКК, решая более широкий круг задач, должны выполнять их со значительно более высокой точностью. В то же время традиционные технические решения, связанные с чисто инерциальными вариантами навигационных комплексов систем управления ракет-носителей и разгонных блоков (РН и РБ), практически исчерпали резервы своего совершенствования.

Поиск новых подходов к решению проблем управления приводит к интегрированным системам, основанным на соединении бесплатформенного инерциального блока (БИБ) и аппаратуры приема и обработки сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS — аппаратуры спутниковой навигации (АСН).

Несмотря на очевидные достоинства интегрированных СУ, ряд особенностей АСН, выходным данным которой сопутствует широкий спектр информационных нарушений, затрудняет практическое внедрение спутниковой навигации в контуры управления.

Естественен вопрос, за счет каких ресурсов можно преодолеть обозначенные трудности.

В отличие от инерциальных систем, в которых превалируют навигационные погрешности, в интегрированных они становятся ничтожно малыми. Доминирующими же оказываются ошибки, вызванные дискретностью выдачи команды на выключения маршевого двигателя и разбросами импульса последствия.

Совокупность указанных факторов определяет предел, выше которого нет смысла повышать точность навигации. Это не даст повышения точности выведения.

Дополнительные возможности кроются в фундаментальных свойствах терминального наведения, на основе которого строятся системы управления современных космических средств выведения.

Дело в том, что при терминальном наведении высокая точность навигации нужна, вообще говоря, не на всем протяжении того или иного активного участка, а лишь на заключительной его стадии. Эту часть активного участка будем называть фазой точной навигации. Составляет она 15...20 % его продолжительности.

Предшествующий ей интервал каждого активного участка назовем фазой накопления информации. Смысл ее в создании условий для анализа поступающих спутниковых и инерциальных измерений, оценки их качества, а также качества сформированных по ним уточнений. Причем до наступления фазы точной навигации результаты уточнений не должны оказывать влияния на процесс управления объектом.

Высказанные соображения и выражают собой тот ресурс, ту свободу действий, которые могут быть положены в основу решения проблемы обеспечения информационной надежности.

Таким образом, задача сводится к тому, как распорядиться имеющимся ресурсом в виде избытка точности, чтобы с переходом на интегрированные системы сохранить информационную надежность, сглаженность и уровень шумовых составляющих, адекватные традиционным инерциальным системам.

Ответом на поставленные задачи стало создание специально разработанной информационно-страховочной технологии интеграции для объектов с повышенными требованиями к информационной надежности — ИСТИНА [1].

Применение информационно-страховочной технологии в контуре управления средствами выведения

Проиллюстрируем основные положения информационно-страховочной технологии с помощью рис. 1, где представлен типовой активный участок $[\tau_{нq}, \tau_{кq}]$ полета. Рассмотрим, как в его ходе осуществляется взаимодействие данных инерциальной системы и измерений аппаратуры спутниковой навигации, уточняются инерциальная траектория и некоторые наиболее значимые параметры модели ошибок измерений инерциальных средств.

В качестве источника данных для обнаружения информационных нарушений прием непрерывно формируемые в темпе полета изохронные разности между параметрами вектора состояния интегрируемой инерциальной траектории объекта и преобразованными в тот же формат данными АСН. Такие разности в дальнейшем будем называть невязками. Являясь первоначальными носителями информации о характере и качестве измерений, невязки, как показали исследования и подтвердили результаты лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ), обладают исключительной информативностью в отношении интересующих нас нарушений.

Основные положения технологии ИСТИНА:

- Одновременное с учетом поступающих инерциальных измерений интегрирование двух инерциальных траекторий.

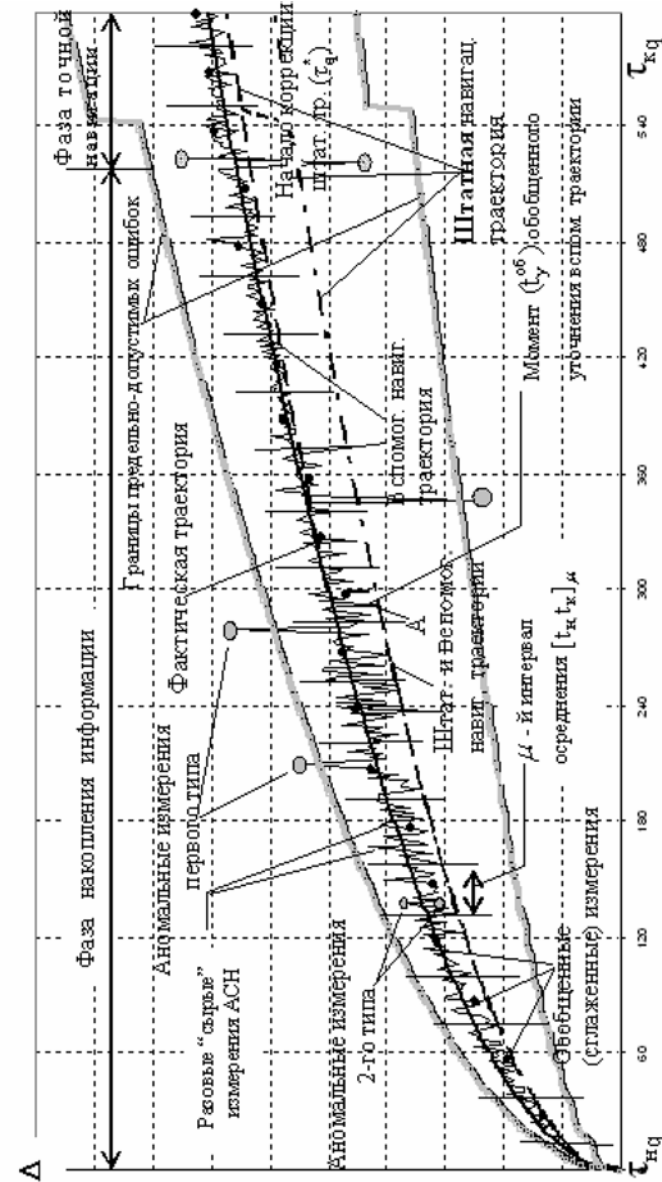


Рис. 1. Пояснения к процессам: отбраковки аномальных и сглаживания качественных измерений; интегрирования двух навигационных траекторий (штатной и вспомогательной); ввода фаз накопления информации и точной навигации

На рисунке они изображены пунктирными линиями. Помимо них сплошной линией условно показана и фактическая траектория, которая считается, разумеется, неизвестной. Вокруг нее в виде хаотически-колебательного процесса группируются «сырые» измерения АСН. В одной из интегрируемых траекторий (вспомогательной) уточнения по измерениям АСН осуществляются относительно часто.

В другой — штатной — в 3...5 раз реже. Причем источником новой, более точной, информации в последней выступают параметры вектора состояния вспомогательной траектории, а не измерения АСН. Штатной является траектория, которая используется в контуре терминального наведения объекта. До первого уточнения вспомогательной траектории штатная и вспомогательная траектории совпадают, а далее, до фазы точной навигации, — расходятся. После наступления фазы точной навигации начинается постепенное приближение штатной к вспомогательной траектории. В конце участка они сливаются.

- *Выявление и многоуровневая отбраковка аномальных измерений псевдодалности и псевдоскорости*, основанная на многокаскадном допусковом контроле накопленной на очередном временном подынтервале текущего активного участка совокупности ежесекундных невязок измерений. Аномальные измерения представлены на рисунке двумя типами. Первый составляют измерения, выходящие за границы области предельно-допустимых значений, второй — измерения, темп изменения которых для рассматриваемого параметра превышает предельно-допустимое для него значение. Границы, определяющие допуск измерений АСН к дальнейшей обработке фильтром Калмана, строятся на основе наихудшей комбинации погрешностей модели ошибок инерциальных средств.
- *Сглаживание на текущем стандартном интервале осреднения оставшихся невязок измерений со сжатием их совокупности до одного так называемого обобщенного измерения*. Случайные разбросы обобщенных

измерений (на рисунке они изображены отдельными черными точками) оказываются существенно ниже, чем исходных ежесекундных «сырых» измерений. Сформированные на ряде последовательных стандартных интервалов осреднения измерения вновь подвергаются сравнительному анализу на предмет выявления аномальностей, не обнаруженных на первой (низшей) стадии отбраковки.

- *Компенсация запаздываний*, обусловленных задержкой, возникающей в процедурах отбраковки, сглаживания и сжатия, а также другими возможными причинами.
- *Ввод полученных с помощью фильтра Калмана корректирующих поправок* сначала только во вспомогательную траекторию.
- *Вычисление специально введенного критерия достоверности*: осредненного наклона касательных аппроксимирующих функций нормированных невязок компонент скорости, построенных на интервале между соседними уточнениями вспомогательной траектории. Для достоверности проведенных уточнений координат, компонент скорости и ошибок ориентации инерциального приборного базиса на начальном этапе рассматриваемого активного участка (а именно — до первого обобщенного уточнения вспомогательной траектории) критерий должен быть убывающей функцией, а далее — невозрастающей функцией моментов этих уточнений. Выполнение данного критерия означает допустимость ввода в штатную траекторию обобщенных результатов уточнений, которые ранее были введены во вспомогательную траекторию. С наступлением фазы точной навигации начинается, как показано на рисунке, постепенная компенсация накопившихся отклонений штатной траектории от вспомогательной.

Обработка данных навигационных измерений

Как уже говорилось, в основу оценивания траектории — окончательной (вторичной) обработки данных измерений —

положен подход, базирующийся на идеях рекуррентной (динамической) фильтрации.

Результатом первичной обработки является набор осредненных на типовом интервале осреднения невязок псевдодальностей, псевдоскоростей, а также координат и скоростей объекта, привязанных к середине данного интервала.

Итак, пусть в соответствии с положениями технологии ИСТИНА в ходе каждого стандартного интервала осреднения $[t_0, t_f]_\mu$ ($\mu = 1, 2, \dots$ — номер интервала) с заданной периодичностью $\Delta T_{\text{изм}}$ формируется вектор разовых измерений размерности $2m$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}, t_i) = (h_{D_1}(t_i), h_{\dot{D}_1}(t_i), h_{D_2}(t_i), h_{\dot{D}_2}(t_i), \dots, h_{D_m}(t_i), h_{\dot{D}_m}(t_i))^T, \quad (1)$$

$$i = 0, 1, 2, \dots, k, t_{i+1} = t_i + \Delta T_{\text{изм}}; t_k = t_f$$

в виде поступающих от m различных навигационных космических аппаратов (НКА) значений псевдодальностей h_{D_j} ($j = 1, 2, \dots, m$) и псевдоскоростей $h_{\dot{D}_j}$ ($j = 1, 2, \dots, m$).

Из совокупности $(2m \times k)$ разовых измерений образуем вектор обобщенных измерений размерности $2m$, представив его в виде

$$\delta \mathbf{J} = \mathbf{J} - \mathbf{J}_H = \mathbf{J}(\mathbf{h}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{v}(t)) - \mathbf{J}_H(\mathbf{h}_p(\mathbf{x}_H, t)) =$$

$$= (\mathbf{J}_D - \mathbf{J}_{D_H}, \mathbf{J}_{\dot{D}} - \mathbf{J}_{\dot{D}_H})^T, \quad (2)$$

где \mathbf{J} и \mathbf{J}_H — функционалы, образованные соответственно от полученных измерений и их расчетных значений, которые задают способ первичной обработки, включая операции сглаживания и сжатия, совокупности измерений, принятых в ходе рассматриваемого интервала; $\mathbf{J}_D, \mathbf{J}_{D_H}; \mathbf{J}_{\dot{D}}, \mathbf{J}_{\dot{D}_H}$ — аналогичные по смыслу пары функционалов размера m , образованные из данных измерений и расчетных значений h_{D_j} и $h_{\dot{D}_j}$; $\mathbf{x}(t) = (\mathbf{v}(t), \mathbf{r}(t))^T$ — вектор, состоящий из компонент текущего вектора скорости и координат радиус-вектора; $\mathbf{x}_H(t)$ — его навигационный аналог; $\mathbf{v}(t)$ — вектор ошибок измерений.

Вектор обобщенных измерений $\delta \mathbf{J}$ в дальнейшем будем интерпретировать как вектор, привязанный приблизительно

к середине интервала $[t_0, t_f]_\mu$. Момент этот будем обозначать как $t_\mu^{\text{НОР}}$.

Формирование $\delta \mathbf{J}(t_\mu^{\text{НОР}})$ завершается в момент $t^{\delta J} > t_{f\mu}$ уже в ходе следующего $\mu + 1$ интервала. Разность $\Delta T_{\text{зап}} = t^{\delta J} - t_\mu^{\text{НОР}} > 0$ определяет величину запаздывания, обусловленного временем, затрачиваемым на формирование обобщенного измерения $\delta \mathbf{J}$, и моментом $t_\mu^{\text{НОР}}$, к которому данное измерение относится.

Нелинейный характер выражений (1) и (2), связывающих измеряемые параметры с оцениваемым вектором состояния $\mathbf{x}(t)$, и нелинейности уравнений динамики объекта

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{g}(\mathbf{r}) + \dot{\mathbf{w}},$$

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v}, \quad (3)$$

где $\mathbf{g}(\mathbf{r})$ и $\dot{\mathbf{w}}$ — векторы гравитационного и активного ускорений, приводят к использованию нелинейного аналога фильтра Калмана, известного как «обобщенный фильтр Калмана» (ОФК) [2].

Уточнения траектории (3) по результатам вторичной обработки данных обобщенных измерений (функционалов) в моменты $t_i^{\text{обп}} > t_i^{\delta J}$ представим в виде последовательного применения формул ОФК

$$\mathbf{x}_H^+(t_\mu^{\text{НОР}}) = \mathbf{x}_H^-(t_\mu^{\text{НОР}}) + L \left[\mathbf{J}(\mathbf{h}(\mathbf{x}, t_\mu^{\text{НОР}})) - \mathbf{J}_H(\mathbf{h}_p(\mathbf{x}_H^-, t_\mu^{\text{НОР}})) \right], \quad (4)$$

где $\mathbf{x}_H^-(t_\mu^{\text{НОР}})$, $\mathbf{x}_H^+(t_\mu^{\text{НОР}})$ — оцениваемый вектор состояния в момент $t_\mu^{\text{НОР}}$ до и после уточнения, соответственно; L — оптимального размера $(n \times 2m)$ матрица коэффициентов усиления, задаваемая выражением

$$L = K^- \mathcal{H} [\mathcal{H} K^- \mathcal{H}^T + \sigma^2]^{-1}, \quad (5)$$

где \mathcal{H} — матрица размера $(2m \times n)$ производных функции $\mathbf{J}_H(\mathbf{h}_p(\mathbf{x}))$ по вектору состояния наблюдаемой траектории; n — размерность вектора оцениваемых параметров; K^- — матри-

ца размера $(n \times n)$ ковариаций ошибок оценки вектора состояния до обработки данных измерений; σ^2 — невырожденная матрица размера $(2m \times 2m)$ интенсивности шумов измерений, которые по предположению являются белыми и имеют гауссовскую плотность со значениями параметров $\mathcal{H}(0, \sigma^2)$.

После обработки данных измерений матрица ковариаций (апостериорная) принимает вид

$$K^+ = K^- - L\mathcal{H}K^- . \quad (6)$$

Из сравнения соотношений фильтра (4)–(6) с аналогичными соотношениями стандартного фильтра Калмана [2] следует, что в ОФК нелинейности в функциях измерений учитываются путем вычисления расчетных значений измеряемых параметров, входящих в (4), не по линеаризованным, а по полным формулам, адекватно описывающим зависимости измерений от значений в данном случае априорного вектора состояния. Это в целом благотворно сказывается на точности формируемых ОФК оценок, которые для нелинейных задач оказываются выше, чем оценки, которые в тех же условиях можно было бы получить с помощью линеаризованного фильтра. Тем не менее, уравнения ОФК, как и стандартного фильтра, построены в предположении, что на отрезке $\mathbf{x}(t_{\mu}^{\text{нор}}) - \mathbf{x}_{\text{н}}^-(t_{\mu}^{\text{нор}})$ зависимость измерений от оцениваемого вектора состояния является линейной вида

$$\mathbf{J}(\mathbf{h}(\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{нор}})) - \mathbf{J}_{\text{н}}(\mathbf{h}_{\text{п}}(\mathbf{x}_{\text{н}}^-, t_{\mu}^{\text{нор}})) = H^T [\mathbf{x}(t_{\mu}^{\text{нор}}) - \mathbf{x}_{\text{н}}^-(t_{\mu}^{\text{нор}})], \quad (7)$$

или с приемлемой точностью может ею считаться, оставаясь таковой в ходе всех этапов процедуры формирования уточняющих поправок к вектору состояния, получаемых путем обработки полной группы относящихся к моменту $t_{\mu}^{\text{нор}}$ измеряемых параметров.

Однако на практике не редки случаи, когда ошибка линеаризации выражения $\mathbf{J}_{\text{н}}(\mathbf{h}_{\text{п}}(\mathbf{x}_{\text{н}}^-, t_{\mu}^{\text{нор}}))$ на отрезке $\mathbf{x}(t_{\mu}^{\text{нор}}) - \mathbf{x}_{\text{н}}^-(t_{\mu}^{\text{нор}})$ может значительно влиять на процесс оценивания. При этом с ростом числа подвергающихся обработке данных измерений, накапливаясь, это влияние обычно усиливается.

Модифицированный фильтр со скалярной поочередной обработкой данных измерений

В основу предлагаемой модификации положен способ ослабления влияния нелинейности функции измерения, основанный на постепенном сужении необходимой области линеаризации.

В качестве меры допустимости ошибки линеаризации, как обычно, примем величину максимально возможной ошибки измерений, позволяющей контролировать соблюдение условия

$$R_o(\Delta h_j^2) < \max |v_j| \quad \text{или} \quad R_o(\Delta H_j^2) < 3\sigma_j, \quad (8)$$

где $R_o(\Delta h_j^2)$ — величина остаточной (не учитываемой) нелинейности функции измерения.

При погрешностях линеаризации, соизмеримых с погрешностями измерений, использование линеаризованных зависимостей приводит к резкому ухудшению качества работы фильтра, представляя собой одну из наиболее часто встречающихся причин расходимости рекуррентных фильтров.

Другим следствием применения ОФК является необходимость реализации процедуры обращения матрицы, входящей в формулу матричного коэффициента усиления фильтра (5), размер которой определяется числом измеряемых параметров или размерностью образованного с их помощью векторного функционала. Процедура эта, во-первых, заметно замедляет процесс вычисления матрицы коэффициентов усиления, а, во-вторых, и это главное, ее реализация в бортовых вычислительных комплексах (БВК) с присущей им ограниченностью разрядной сетки в условиях, когда априорный разброс ошибок оценок значителен и используемые бортовые средства проведения траекторных измерений, как, например, АСН, достаточно точны, провоцирует быстрый рост вычислительных ошибок. Сначала они проникают в вычисления апостериорной матрицы ковариаций ошибок оценки (6), куда входит матричный коэффициент усиления. Вследствие этого матрица ковариаций по мере обработки новых порций измерений все более и более теряет способность быть мерой точности вырабатываемых оценок, что может

привести даже к утрате свойств симметрии и положительной определенности. Результатом может стать потеря устойчивости процесса фильтрации.

Положим, что матрица интенсивности шумов измерений σ^2 — диагональная. Это допущение, в предположении статистической независимости шумов всех $2m$ компонент вектора измерений, позволяет рассматривать их независимо. Обычно такое допущение в современных информационно-измерительных комплексах, используемых в РКТ, выполняется и практически не вносит сколько-нибудь серьезных ограничений на область применения синтезируемых алгоритмов.

Обозначим через \mathbf{H}_j вектор-строку производных j -й компоненты вектора измерений по оцениваемому вектору, а через σ_j^2 — дисперсию ошибки j -й компоненты.

С учетом этих обозначений соотношение (5) преобразуется к виду

$$\mathbf{L}_j = \frac{\mathbf{K}_j^- \mathbf{H}_j^T}{\left[\mathbf{H}_j \mathbf{K}_j^- \mathbf{H}_j^T + \sigma_j^2 \right]}, \quad (9)$$

где \mathbf{L}_j — векторный размерности n коэффициент усиления, используемый в обработке j -й компоненты вектора измерений для вычисления по ней уточняющей поправки оцениваемого вектора; \mathbf{K}_j^- — матрица ковариаций ошибок оценки вектора состояния перед обработкой j -й компоненты вектора измерений (априорная матрица ошибок оценки на этапе обработки этой компоненты).

Очевидно, что

$$\mathbf{K}_j^+ = \mathbf{K}_{j+1}^- \text{ и } \mathbf{K}^- = \mathbf{K}_1^-. \quad (10)$$

Благодаря такой схеме операция обращения матрицы в выражении (5) заменяется операцией деления.

Используя возможности схемы последовательной поочередной обработки каждого параметра, выражение (4) преобразуем к виду

$$\mathbf{x}_{nj}^+ (t_{\mu}^{\text{НОП}}) = \mathbf{x}_{nj}^- (t_{\mu}^{\text{НОП}}) + \mathbf{L}_j \left[J_j \left(\mathbf{h}_j \left(\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{НОП}} \right) \right) - J_{nj} \left(\mathbf{h}_{pj} \left(\mathbf{x}_{nj-1}^+, t_{\mu}^{\text{НОП}} \right) \right) \right]. \quad (11)$$

Последовательность вычислений (9)–(11) повторяется для $j = 1, 2, \dots, 2m$. Отличия схемы последовательной поочередной обработки каждого параметра от ОФК сводятся:

- к использованию при вычислении невязки измерений, входящей в (11), обновляемых (апостериорных) по результатам очередного цикла расчетов оценок вектора состояния $\mathbf{x}_{nj-1}^+ (t_{\mu}^{\text{НОП}})$, а не априорных $\mathbf{x}_n^- (t_{\mu}^{\text{НОП}})$, как в (4), его оценок, имеющихся на момент начала процесса уточнения;
- расчету вектора наблюдаемости \mathbf{H}_j по апостериорным оценкам вектора состояния $\mathbf{x}_{nj-1}^+ (t_{\mu}^{\text{НОП}})$, т. е. $\mathbf{H}_j = \mathbf{H}_j \left[\mathbf{x}_{nj-1}^+ (t_{\mu}^{\text{НОП}}) \right]$, вследствие чего в очередном новом цикле вычисление векторного коэффициента \mathbf{L}_j и матрицы \mathbf{K}_j^+ также происходит с учетом апостериорных оценок;
- замене процедуры обращения матрицы размера $(2m \times 2m)$ на повторяющуюся $2m$ раз операцию деления на скаляр.

Благодаря двум первым отличиям в предложенной схеме нелинейные свойства функций канала измерений учитываются полнее.

Анализ свойств схемы с последовательной повторяющейся обработкой измерений

Для выявления свойств анализируемой схемы преобразуем формулу (11) так, чтобы входящие в нее параметры оказались выраженными через априорное значение оцениваемого вектора. Из (11) следует

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{n1}^+ (t_{\mu}^{\text{НОП}}) &= \mathbf{x}_{n1}^- (t_{\mu}^{\text{НОП}}) + \\ &+ \mathbf{L}_1 \left[J_1 \left(\mathbf{h}_1 \left(\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{НОП}} \right) \right) - J_{n1} \left(\mathbf{h}_{p1} \left(\mathbf{x}_{n1}^+, t_{\mu}^{\text{НОП}} \right) \right) \right], \\ \mathbf{x}_{n2}^- (t_{\mu}^{\text{НОП}}) &= \mathbf{x}_{n1}^+ (t_{\mu}^{\text{НОП}}), \\ \mathbf{x}_{n2}^+ (t_{\mu}^{\text{НОП}}) &= \mathbf{x}_{n2}^- (t_{\mu}^{\text{НОП}}) + \\ &+ \mathbf{L}_2 \left[J_2 \left(\mathbf{h}_2 \left(\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{НОП}} \right) \right) - J_{n2} \left(\mathbf{h}_{p2} \left(\mathbf{x}_{n2}^+, t_{\mu}^{\text{НОП}} \right) \right) \right], \end{aligned} \quad (12)$$

$$\mathbf{x}_{nj}^+ (t_{\mu}^{\text{НОР}}) = \mathbf{x}_n^- (t_{\mu}^{\text{НОР}}) - \sum_{q=1}^j \mathbf{L}_q \left[J_p (h_q (\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{НОР}})) - J_{nq} (h_{pq} (\mathbf{x}_n^-, t_{\mu}^{\text{НОР}})) \right], \quad (18)$$

откуда следует, что все измеряемые параметры входят в (18), а, следовательно, и в (4), равноправно.

Из сравнения (18) с (15) с учетом (16) видно, что матричной обработке соответствует верхняя строка формулы (15). Все последующие члены формулы (15) с учетом (16), вытекающие из (11), обусловлены многошаговостью процедуры последовательной обработки. При наличии нелинейных членов в разложении $J_{nq} (h_{pq} (\mathbf{x}_n^-, t_{\mu}^{\text{НОР}}))$ благодаря многошаговости учитывается влияние нелинейностей в невязке измерений. Матричная же форма ОФК такой возможности не имеет.

Рассмотрим, как при последовательной обработке происходит учет нелинейных членов, и проанализируем, как эти нелинейности сказываются на результатах оценки. Речь идет о факторах, имеющих общий характер и не связанных с конкретным типом нелинейности.

В случае линейной зависимости результат оценивания, как известно, определяется матрицей наблюдаемости \mathcal{H} , строки которой представляют собой векторы производных функции измерения по оцениваемому вектору. Каждая такая строка, описывая индивидуальные свойства отдельного измерения, исчерпывающим образом характеризует влияние конкретного линейного измерения на процесс оценки. Подобно этому матрица наблюдаемости $\mathcal{H}^T = (\mathcal{H}_1^T, \mathcal{H}_2^T, \dots, \mathcal{H}_{2m}^T)$, вбирая в себя всю полноту информации обо всех участвующих в обработке измеряемых параметрах, исчерпывающе, если они линейны, характеризует влияние на результат оценки группы измеряемых параметров в целом.

Отталкиваясь от этого, во всех известных модификациях фильтра Калмана, включая ОФК, предназначенных для применения в нелинейных задачах, явно или неявно подразумевается, что матрица наблюдаемости и в этом случае сохраняет свойство полноты информации об измеряемых па-

раметрах и исчерпывающе характеризует суммарное влияние обрабатываемых измерений на результирующую оценку.

В действительности же при нелинейных функциях измерений кроме матрицы наблюдаемости имеются другие факторы, также вносящие вклад в результирующую оценку.

При этом фактор нелинейности проявляется двояко. Во-первых, в виде зависимости вектора наблюдаемости, а, следовательно, вектора усиления и ковариационной матрицы, от текущей оценки вектора состояния; во-вторых, что более существенно, в большей или меньшей адекватности расчетного значения q -го измеряемого параметра $J_{nq} (h_{pq} (\mathbf{x}_n^-, t_{\mu}^{\text{НОР}}))$, как модельного аналога измерения, собственно измерению $J_q (h_p (\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{НОР}}))$. При этом степень соответствия $J_{nq} (h_{pq} (\mathbf{x}_n^-, t_{\mu}^{\text{НОР}}))$ измерению $J_q (h_p (\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{НОР}}))$ с удалением аргумента $\mathbf{x}_n^- (t_{\mu}^{\text{НОР}})$ от истинного значения $\mathbf{x} (t_{\mu}^{\text{НОР}})$, вообще говоря, снижается.

Это находит подтверждение в соотношениях (15) и (16), где векторы $\mathbf{H}_q (\mathbf{x}_{nq}^- (t_{\mu}^{\text{НОР}}))$ и $\mathbf{L}_q (\mathbf{x}_{nq}^- (t_{\mu}^{\text{НОР}}))$ вычисляются как функции пошагово уточняемой текущей оценки $\mathbf{x}_{nq}^- (t_{\mu}^{\text{НОР}})$, а слагаемые нижней строки (15) повышают степень соответствия функций $J_{nq} (h_{pq} (\mathbf{x}_n^-, t_{\mu}^{\text{НОР}}))$ измерениям $J_q (h_p (\mathbf{x}, t_{\mu}^{\text{НОР}}))$. Значимость данных факторов увеличивается с ростом разности $\mathbf{x}_n^- (t_{\mu}^{\text{НОР}}) - \mathbf{x} (t_{\mu}^{\text{НОР}})$.

Видно, что измеряемые параметры в зависимости от очередности их обработки в общей совокупности обрабатываемых нелинейных параметров по-разному входят в формулы (15) и (16). То же справедливо и в отношении формулы (11) для результирующей оценки. Это означает, что оценка зависит не только от выше рассмотренных известных факторов, но и от того, в какой последовательности или очередности в общей совокупности обрабатываемых параметров производится обработка данных того или иного измерения. В итоге очередность сказывается на скорости и характере приближения оценки к искомому истинному значению. Характер при-

ближения определяется характером взаимосвязей измеряемых параметров друг с другом, выраженных произведениями типа $L_\eta H_\eta L_\mu H_\mu$ и др.

Таким образом, проведенный на основе формул (15) и (16) анализ позволил подтвердить известные и выявить новые свойства процессов нелинейного оценивания.

Сама схема последовательной обработки дает способ использования этих свойств, в то время как матричная форма фильтра, оперируя нелинейными измеряемыми параметрами, по сути, как линейными, игнорирует рассмотренные особенности данных нелинейных измерений.

Подводя промежуточный итог, следует сказать, что преимущества последовательной обработки проявляются тем сильнее, чем, во-первых, шире оказывается область ошибок априорных оценок параметров движения, мерой которой при определенных условиях является соответствующая ковариационная матрица, а во-вторых, чем большее число измеряемых параметров подвергается обработке и чем выше точность измерений.

Объясняется это следующим. Когда оценка с каждым измерением обновляется, как при последовательной обработке, естественно предполагать, что по мере обработки очередного измеряемого параметра оценка будет все более приближаться к истинному значению. Следовательно, можно ожидать, что в обновленной точке линеаризации линеаризованное представление измерения, определяемое вектором $H_q(x_{nq}^-(t_\mu^{\text{НОР}}))$, в большей мере будет соответствовать собственно измерению $J_q(h_q(x, t_\mu^{\text{НОР}}))$, чем представление измерения, выраженное тем же вектором H_q , вычисленным, скажем, в точке $x_n^-(t_\mu^{\text{НОР}})$, которая соответствует началу обработки рассматриваемой группы измерений. То же можно сказать в отношении $L_q(x_{nq}^-(t_\mu^{\text{НОР}}))$. Эти соображения относятся, что, особенно важно, и к расчетному значению измеряемого параметра $J_{nq}(h_{pq}(x_n^-, t_\mu^{\text{НОР}}))$, участвующего в формировании невязки измерения в формуле (11). Все это в целом благотворно сказывается на динамике сходимости процесса фильтрации, приближая вычисленную оценку к ис-

тинному значению $x(t_\mu^{\text{НОР}})$. В результате паразитное влияние нелинейностей функций измерения на формирование оценки постепенно снижается.

К этому следует добавить использование свойства зависимости сходимости оценок от очередности обработки. Вообще этот фактор может оказаться весьма значимым дополнительным источником повышения точности. И, несмотря на то, что установить какие-либо общие строгие закономерности или правила формирования наилучшей последовательности обработки, видимо, достаточно сложно — это скорее прерогатива отдельного исследования конкретной совокупности измеряемых параметров, можно высказать некоторые соображения и рекомендации.

Прежде всего, очевидно, что роль обсуждаемого фактора, как и последовательной обработки в целом, возрастает с ростом числа обрабатываемых нелинейных параметров и расширением области априорной неопределенности параметров движения.

Часто бывает так, что в общей совокупности измеряемых параметров одна группа измерений зависит от всех компонент вектора состояния, а другая — лишь от некоторой их части. В такой ситуации в первую очередь предпочтительнее проводить последовательную обработку параметров второй группы. Благодаря этому область разбросов части компонент вектора состояния, являющихся аргументами функций второй группы, максимально сузится, что обеспечит большую адекватность линеаризованного представления группы измерений, зависящих от всех компонент. Ведь влияние разбросов компонент, уже подвергшихся на первом этапе уточнению, станет пренебрежимо малым. Это создаст предпосылки для эффективного уточнения на втором этапе оставшейся части компонент, до этого не уточненных.

Примером могут служить формируемые аппаратурой спутниковой навигации измерения псевдоскорости, относящиеся к первой группе, и — псевдодальности, относящиеся ко второй.

В соответствии с высказанными соображениями вначале следует проводить обработку псевдодальностей, полученных

в результате первичной обработки сигналов, принятых от участвующих в сеансе навигационных космических аппаратов (НКА), а затем, во вторую очередь, псевдоскоростей — от тех же НКА. Благодаря такой очередности к началу обработки псевдоскоростей адекватность их линеаризованного представления будет, по существу, зависеть лишь от неопределенности знания компонент скорости движения объекта-пользователя. Они и будут эффективно уточняться в результате обработки измерений псевдоскорости.

Что же касается очередности обработки внутри каждой группы, то она зависит от ситуации, сложившейся в ходе полета к моменту конкретного сеанса навигационных определений. Способы решения этой задачи требуют привлечения дополнительной информации, прежде всего, сведений о величине и ориентации области неопределенности знания параметров движения в текущий момент времени с учетом возможно уже проведенной в этот момент обработки результатов части измерений. Решение этой задачи относится к области проблем оперативного планирования сеансов навигационных определений.

Для подтверждения высказанных суждений с помощью компьютерного моделирования был проведен ряд численных экспериментов, суть которых состоит в следующем.

В предположении идеальности измерительных данных, формируемых АСН, были проведены расчеты по анализу динамики процесса уточнения ошибок оценок вектора состояния и получающейся результирующей точности оценок после обработки совокупности относящихся к одному моменту времени измерений. Сравнительному анализу подвергались варианты, отличающиеся друг от друга очередностью измерений, обрабатываемых фильтром с последовательной обработкой. В сравнении участвуют также результаты, полученные единой обработкой всей совокупности рассматриваемых измеряемых параметров, осуществляемой ОФК.

Возмущениями служат ошибки оценок вектора состояния на момент начала обработки.

В таблице представлены ошибки оценок различных компонент вектора состояния в начальный момент (верхняя строка) до начала обработки и по окончании всего процесса

навигационных уточнений для трех вариантов очередности скалярной обработки, а также для варианта обработки матричным ОФК (нижняя строка). Видно, что, как и предсказывалось ранее, при рассматриваемых достаточно больших начальных ошибках знания вектора состояния наиболее точные результаты получаются при использовании варианта 2, когда на первом этапе обработке подвергаются измерения псевдодальностей, функции которых зависят лишь от координат радиус-вектора. На втором — последовательно обрабатываются все псевдоскорости, которые зависят от всех компонент навигационного вектора состояния. Следующий за ним по точности — «естественный» вариант, когда поочередно обрабатываются псевдодальность и псевдоскорость от одного НКА с дальнейшим переходом на обработку такой же пары измеряемых параметров следующего НКА. Варианту 2 он проигрывает: в точности определения координат в 1,5...2 раза, а компонент скорости — многократно. Самую низкую точность как по координатам, так и по составляющим скорости при больших начальных отклонениях, дает вариант «матричного» ОФК, что говорит о его повышенной чувствительности к нелинейностям функций измерений.

Таким образом, представленные результаты модельного эксперимента подтверждают выводы о влиянии очередности нелинейных измерений на точность навигационных определений и предпочтительности обработки сначала данных измерений, зависящих от части вектора состояния.

Вернемся к соотношениям фильтра. Согласно технологии ИСТИНА получение качественных, очищенных от аномальностей, измерений (точнее обобщенных невязок функционалов (2), используемых в (11)) сопровождается, как уже говорилось, запаздыванием $\Delta T_{\text{зап}}$ в подготовке измерительной информации (2), используемой в процедурах (9) и (11) непосредственного формирования уточняющих поправок. Вследствие этого момент $t_{\mu}^{\text{нор}}$, когда фактически начинается обработка первой компоненты δJ_1 , не совпадает с моментом $t_{\mu}^{\text{нор}}$, к которому относится совокупность подвергающихся обработке в $t_{\mu}^{\text{обр}}$ измеряемых параметров.

Обработка всех последующих компонент невязок функционалов δJ_j для $j = 2, 3, \dots, 2m$, сформированных (см. рис. 1)

№ варианта	Ошибки оценок	$\Delta R_x, м$	$\Delta R_y, м$	$\Delta R_z, м$	$\Delta V_x, м/с$	$\Delta V_y, м/с$	$\Delta V_z, м/с$
	Априорные ошибки вектора состояния						
	t_0	68 000	50 000	18 000	27	20	7,30
	«Скалярный» фильтр						
	Ошибки оценок по окончании 8-го измерения						
1	$\rho_1, \dot{\rho}_2, \rho_3, \dot{\rho}_4, \rho_5, \dot{\rho}_6, \rho_7, \dot{\rho}_8$ естественный вар.	-69,5	-49	28	-0,056	-0,015	-0,02
2	$\rho_1, \rho_2, \rho_3, \dot{\rho}_4; \dot{\rho}_5, \dot{\rho}_6, \dot{\rho}_7, \dot{\rho}_8$	-69,7	-28,1	15,8	-0,00001	-0,014	-0,004
3	$\dot{\rho}_1, \dot{\rho}_2, \dot{\rho}_3, \dot{\rho}_4; \rho_5, \rho_6, \rho_7, \rho_8$	-112,6	-45,6	-25,6	-0,08	-0,06	-0,001
4	Одновременная обработка	Матричный фильтр ОФК					
		971,74	-171,1	-39,1	-0,13	2,06	4,06

на интервале осреднения $[t_0, t_f]_{\mu}$, т. е. до t_{μ}^{HOP} ($t_{\mu}^{обp} > t_{f\mu}$), без внесения в δJ_j коррекций на изменение оценки $\mathbf{x}_{n,j-1}^+$, начало бы, по существу, возврат к формуле (4) с утратой основного преимущества покомпонентной обработки.

Преобразуем (11) так, чтобы учесть данное обстоятельство. Добавим к компонентам δJ_j невязки функционалов дополнительные слагаемые, учитывающие изменения расчетных значений J_{nj} вследствие последовательного уточнения вектора оценки. В результате (11) с учетом (14) принимает вид:

$$\mathbf{x}_{nj}^+(t_{\mu}^{HOP}) = \mathbf{x}_{nj}^-(t_{\mu}^{HOP}) + \mathbf{L}_j \left[J_j(h_j(\mathbf{x}, t_{\mu}^{HOP})) - J_{nj}(h_{pj}(\mathbf{x}_n^-, t_{\mu}^{HOP})) + h_{pj}(\mathbf{x}_n^-(t_{\mu}^{HOP})) - h_{pj}(\mathbf{x}_{n,j-1}^+(t_{\mu}^{HOP})) \right], \quad j = 1, 2, \dots, 2m.$$

Использование в последнем выражении дополнительных слагаемых в виде разности измерений (1), а не в виде разности расчетных значений компонент функционалов $J_{nj}(h_{pj}(\mathbf{x}_n^-, t_{\mu}^{HOP})) - J_{nj}(h_{pj}(\mathbf{x}_{n,j-1}^+, t_{\mu}^{HOP}))$, вычисленных, соответственно, в точках $\mathbf{x}_n^-(t_{\mu}^{HOP})$ и $\mathbf{x}_{n,j-1}^+(t_{\mu}^{HOP})$, обусловлено невозможностью восстановления траектории на интервале осреднения $[t_0, t_f]_{\mu}$ из-за утраты имевших место на этом интервале показаний инерциальной навигационной системы о значениях текущей псевдоскорости.

На этом завершается разработка предлагаемой модификации динамического фильтра.

На основании полученных результатов в следующем разделе, посвященном результатам лётно-конструкторских испытаний СУ разгонного блока (РБ) «Фрегат» с входящей в нее интегрированной системой навигации, в бортовом программном обеспечении (БПО) СУ реализован вариант с последовательной обработкой данных измерений АСН и очередностью их обработки, принятой с учетом выявленных свойств. В этой связи в сеансах навигационных уточнений сначала обрабатываются данные измерений всех псевдодальностей, а затем — псевдоскоростей.

Анализ результатов лётно-конструкторских испытаний

В разделе дается анализ совместного функционирования и точности инерциальной системы управления РБ «Фрегат» с входящей в нее интегрированной инерциально-спутниковой системой навигации и ориентации (ИССНО) [1]. В состав ИССНО включена двенадцатиканальная двухсистемная ГЛОНАСС/GPS-аппаратура спутниковой навигации.

Информация АСН в составе ИССНО в темпе полета проходит глубокую, всестороннюю и полную обработку в БВК «Бисер» СУ РБ. Очередная ежесекундная порция данных АСН сначала переводится в начально-стартовую систему координат с привязкой ее с помощью специальной процедуры интерполяции к бортовой шкале времени. Смешиваясь с данными инерциального комплекса, вместе они преобразуются таким образом, что формируемые выходные параметры ИССНО по своему качеству: сглаженности, достоверности, временной синхронизации, частоте обновления, и, разумеется, точности — оказываются в состоянии готовности к непосредственному использованию в контуре наведения и управления объектом.

Выходные данные ИССНО поступают в контур терминального наведения [3] СУ в виде обновляемых каждую полусекунду параметров штатной инерциальной траектории. Корректирующие поправки к вектору состояния штатной траектории и результаты идентификации текущих ошибок ориентации координатного приборного базиса (КПБ), как наиболее значимых погрешностей инерциальной системы, вводятся после моментов τ_q^* , ($q = 1, 2, \dots$) начала фазы точной ориентации (см. рис. 1).

Параллельно с вышеописанным выработанные в АСН данные, как и результаты совместной их обработки с инерциальными данными, в составе полетной телеметрической информации (ТМИ) сбрасываются в наземный комплекс управления (НКУ) с целью высокоточного и оперативного решения задачи реконфигурации траектории. В результате в НКУ скапливается как собственная информация АСН о параметрах движения в абсолютной шкале времени, так и обобщенная (суммарная) информация о параметрах движения, строго увязанная по системам координат и шкалам времени

с инерциальными данными, привязанная к тем или иным событиям на траектории полета. Благодаря этим факторам реализуемый в СУ РБ «Фрегат» подход оказался чрезвычайно продуктивным и по отношению к задаче контроля движения, обеспечив существенное повышение его оперативности и точности. Качество, состав, характер и состояние телеметрических данных позволили, упростив технологию наземной обработки, выстроить ее так, что выработка оценки точности происходит с задержкой, составляющей лишь несколько минут, после получения в ходе оперативной работы по сопровождению пуска данных ТМИ текущего этапа полета и с точностью, ранее не доступной. Будучи универсальной, в равной степени приспособленной как к пассивным орбитальным, так и к активным участкам полета, включая участок РН, сводится она к графическому отображению пришедших с борта данных.

Таким образом, уже первый быстрый анализ, назовем его экспресс-анализом, проводимый непосредственно в ходе оперативной работы, позволяет ответить и с высокой точностью на вопрос о качестве выполнения задачи выведения и отдельных ее этапов.

Ниже приведены результаты обработки выходных параметров ИССНО, полученных по каналам ТМИ при пусках РКК в составе ракеты-носителя «Союз» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат»: для пусков 2003–2005 гг., начиная со старта; а с 2006 г. — после сброса головного обтекателя (ГО). В них представлены данные по точности навигационных определений, выраженных в виде невязок соответствующих компонент вектора состояния и результатов идентификации ошибок ориентации КПБ.

На рис. 2 и 3 приведены графики невязок компонент скорости в орбитальной системе координат (ОСК), а на рис. 4 — идентификации ошибок ориентации КПБ ($\Delta\varphi_{уинс}$, $\Delta\varphi_{zинс}$) на участке выведения РН, первого включения маршевого двигателя (МД) РБ и начала пассивного полета при выведении КА Galaxy 14 (пуск 14.08.05). При этом на рис. 2 изображены графики невязок между компонентами скорости вспомогательной (уточняемой) траектории и показаниями АСН, а на рис. 3 — между компонентами скорости штатной инерциальной траектории и показаниями АСН.

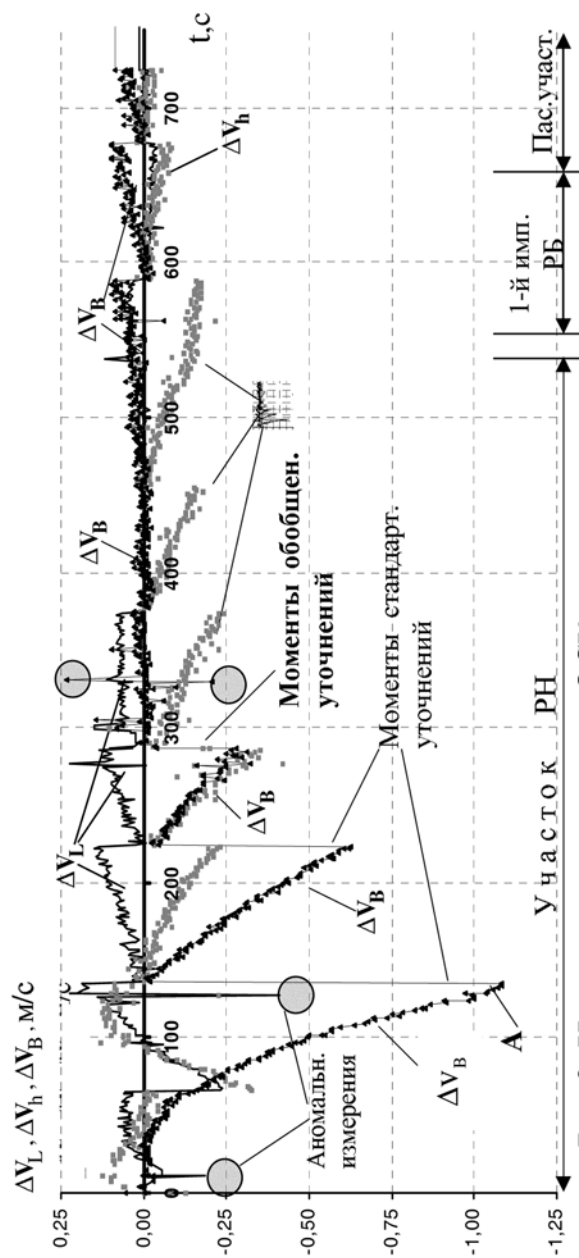


Рис. 2. Невязки по скорости в ОСК между вспомогательной траекторией и данными АСН

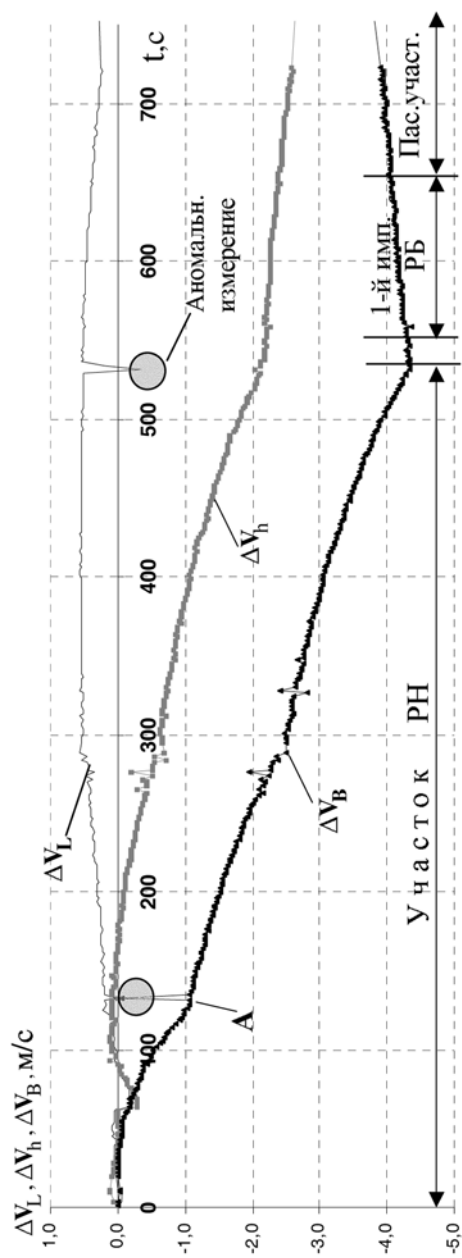


Рис. 3. Невязки по скорости в ОСК между штатной траекторией и данными АСН

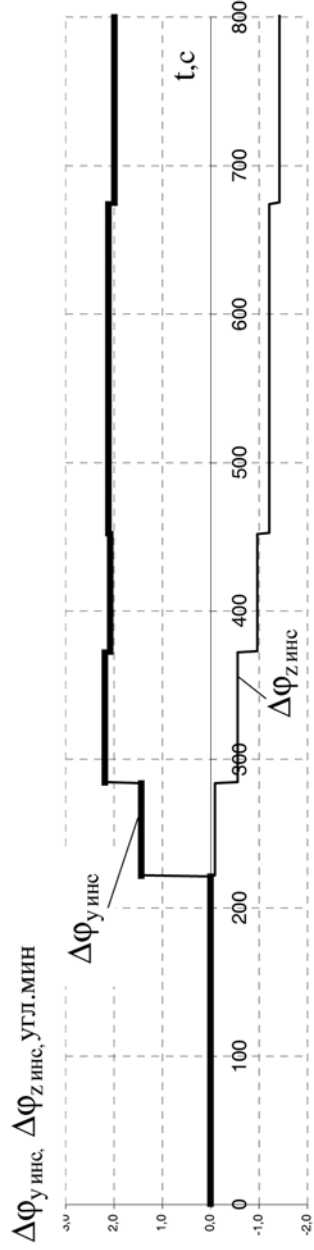


Рис. 4. Результаты идентификации ошибок ориентации КПБ. $\Delta\varphi_{у инс}(t) = \Delta A_y$, $\Delta\varphi_{z инс}(t) = \Delta\theta$. Пуск 14.08.05. Выведение КА Galaxy 14

На графиках введены следующие обозначения: ΔV_h — невязка (разность компонент скорости) в проекции на направление радиуса-вектора \mathbf{r} ; ΔV_L — в проекции на направление, перпендикулярное \mathbf{r} в текущей плоскости движения; ΔV_B — в проекции на боковое направление.

В моменты уточнений (ввода поправок в траекторию) на кривых (см. рис. 2) наблюдаются скачки (ступенчатые изменения параметров), характеризующие выявленные ошибки инерциальной (вспомогательной) траектории, обусловленные ошибками чувствительных элементов ИНС и начальной выставки. Определение уточняющих поправок к вспомогательной траектории осуществляется алгоритмами динамической фильтрации с последовательно-скалярной обработкой измерений и наилучшей, обеспечивающей, как было показано выше, более высокую точность навигационных определений, очередностью. Согласно ей сначала обрабатываются обобщенные измерения, построенные по принятым от всех НКА измерениям псевдодальности, а затем — по принятым псевдоскоростям.

Начиная с 290-й секунды наклон графиков невязок уточняемой траектории резко уменьшается. Особенно наглядно это видно по графику невязки боковой составляющей вектора скорости ΔV_B . Это связано с одновременно проводимой идентификацией ошибок ориентации координатного приборного базиса, результаты которой с 290-й секунды учитываются при интегрировании вспомогательной траектории.

Теперь проанализируем ход кривых, описывающих поведение средних значений представленных ежесекундных невязок. Как и ожидалось, характер отклонений этих кривых от оси абсцисс весьма точно соответствует текущим погрешностям навигационной траектории, вызываемым инструментальными ошибками инерциального комплекса командных приборов (ККП). Особенно наглядно это проявляется в характере кривых ΔV_B , поведение которых на интервале от нулевой до 700-й секунды (см. рис. 3) практически полностью определяется влиянием основной инструментальной погрешности этого участка траектории — ошибкой азимутального прицеливания. Точки, обозначенные литерой «А» на графиках ΔV_B рис. 2 и 3, соответствуют моменту, до

которого невязки измерений вспомогательной и штатной траекторий совпадают (см. рис. 1). Далее вследствие периодических уточнений вспомогательной траектории, особенно обобщенных, когда одновременно уточняются и координаты навигационного вектора состояния и ошибки ориентации КПБ, ошибки вспомогательной траектории становятся ничтожно малыми, а штатной (не уточняемой в данном пуске) на всем участке выведения РН растут непрерывно, достигая заметных величин.

Для более полной картины на рис. 5 представлены графики невязок компонент скорости вспомогательной траектории для пуска 29.05.07 (выведение КА Globalstar-1), в котором доступ к эфиру АСН был обеспечен после сброса ГО. Первое стандартное уточнение (уточнение баллистических параметров) произошло на 340-й секунде полета (через 85 с после сброса ГО); первое обобщенное уточнение — на 390-й секунде, после чего наклон обсуждаемых графиков, особенно кривой ΔV_B , стал практически нулевым, что свидетельствует об исключительно точной идентификации в ходе полета инструментальных погрешностей ИНС. Это явилось главным фактором, обеспечившим высокую точность решения задачи навигации к концу рассматриваемого активного участка, а также всех последующих активных участков.

По измерениям, накопленным к 477-й секунде полета — к началу заключительной фазы участка РН, — было установлено, что в рассматриваемом пуске ошибка азимутального прицеливания с учетом уходов, накопившихся к этому моменту, составила 2,11'.

Для иллюстрации эффекта совместного уточнения и координат баллистического вектора (r, v), и ошибок ориентации КПБ (обобщенное уточнение) на рис. 5 пунктирной линией, относящейся к интервалу $t = 430...470$ с, показан график навигационной ошибки боковой составляющей скорости ΔV_B , построенный в предположении, что на рассматриваемом интервале интегрирование вспомогательной траектории происходит без учета выявленной ошибки ориентации.

Эта дополнительная пунктирная линия получена перенесением сюда соответствующего фрагмента кривой ΔV_B с

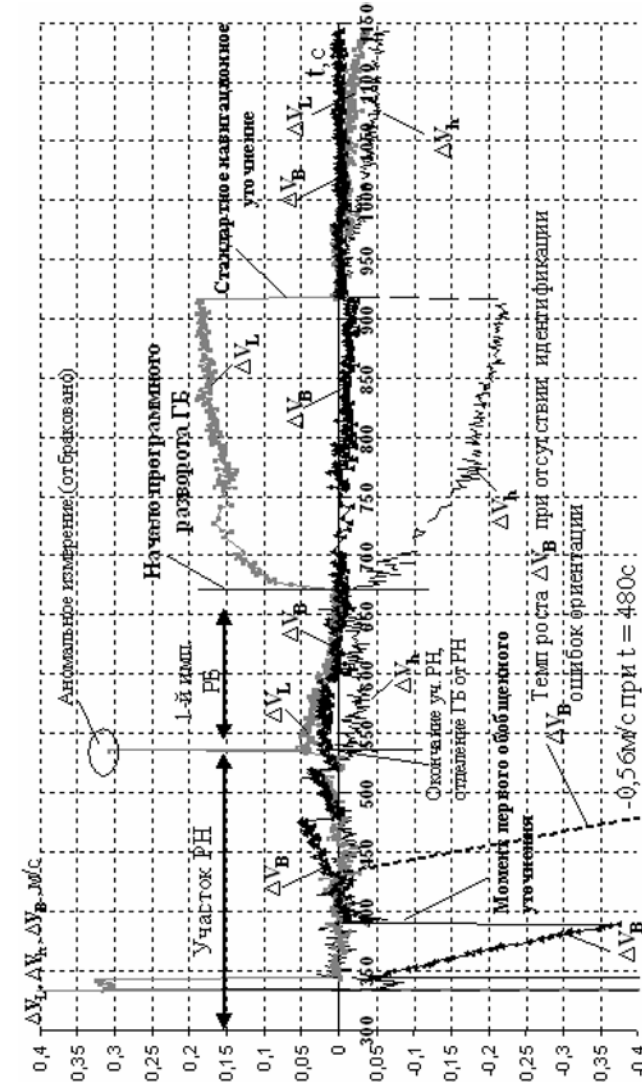


Рис. 5. Ежесекундные невязки между вспомогательной (уточняемой) траекторией и данными АСН. Участок РН, первого импульса РБ и начала переориентации РБ. Пуск 29.05.07, выведение КА Globalstar-1. На интервале $t = 430...470$ с пунктирной линией показан рост ошибки боковой скорости ΔV_B в предположении, что ошибки КПБ к рассматриваемому моменту не были идентифицированы

графика, аналогичного графику рис. 3, построенного для штатной траектории обсуждаемого пуска. Видно, что ошибка боковой компоненты скорости без уточнения КПБ более чем на порядок превышает ошибку, которая реализовалась в ходе полета в точке $t = 470$ с вспомогательной траектории. Соотношение наклонов графиков невязок ΔV_B на $t = 430...470$ с, полученных с учетом идентификации ошибки ориентации КПБ и без учета (пунктирная линия), вкпе с приведенным выше значением выявленной угловой азимутальной ошибки ($2,11'$) позволяют оценить величину остаточной (не выявленной) ошибки идентификации $\delta\Delta\varphi_{\text{уинс}}$. Можно утверждать, что она не превышает $10...12''$; это находится на уровне точности лучших образцов современных звездных приборов, достигаемой, к тому же, в более комфортных условиях пассивного орбитального полета.

Графики, представленные на рис. 5, позволили наблюдать и экспериментально подтвердить еще одну особенность процесса навигации существующей инерциальной системы, обнаружить которую прежними способами траекторного контроля не представлялось возможным. Начиная с 670-й секунды, после завершения первого импульса РБ и успокоения невязок всех компонент вектора состояния в течение ~ 50 с, наблюдается, как следует из рисунка, заметный рост невязок ΔV_L и ΔV_h компонент скорости в плоскости полета. Рост обусловлен начинающимся с этого момента программным разворотом разгонного блока для сброса ТМИ в НКУ и тем, что на пассивных участках, когда маршевые двигатели выключены, интегрирование уравнений навигации происходит без участия показаний акселерометров ИНС. В результате посредством невязок удалось наблюдать эффект, являющийся следствием конструктивного несовершенства силовой схемы системы стабилизации РБ «Фрегат», вследствие которого исполнительные органы ее создают не только угловое, но и линейное ускорение, приложенное к центру масс. Понятно, что наблюдение столь тонкого эффекта стало возможным благодаря достигнутому высочайшему уровню точности и сглаженности выходных данных ИССНО. Одновременно это подтверждает и тезис об исключительной информативности сформированных описанным образом невязок, когда на про-

тяжении некоторого интервала они формируются, но для уточнения инерциальной траектории не используются.

Выводы

Летно-конструкторские испытания интегрированной инерциально-спутниковой системы навигации и ориентации, проведенные в составе инерциальной СУ РБ «Фрегат», подтвердили эффективность разработанной технологии ИСТИНА, обеспечившей достижение уровня информационной надежности ИССНО и качества выходных данных, позволяющих использовать их в контуре управления рассматриваемых типов объектов. В сочетании с алгоритмами модифицированного динамического фильтра и алгоритмами идентификации наиболее значимых инструментальных погрешностей инерциальной системы достигнут высокий уровень точности решения задач навигации и ориентации.

По сравнению с существующими инерциальными СУ погрешности выведения, вызванные ошибками навигации, при использовании ИССНО уменьшаются более чем на порядок. Это обеспечивает существенное повышение точности доставки полезной нагрузки на целевые орбиты. Высокая точность достигается не только в традиционных прямых схемах выведения, но и при реализации новых энергетически выгодных высокоапогейных схем, в том числе и с длительным участком фазирования на промежуточной (парковочной) орбите, любых типов старта, включая старт с самолета-носителя.

Литература

1. Дишель В.Д., Немкевич В.А. Методология построения, облик и особенности летной отработки интегрированной инерциально-спутниковой системы навигации и ориентации космических средств выведения // Тр. НПЦАП. 2008. № 1. С. 2–24.
2. Лебедев А.А., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Статистическая динамика и оптимизация летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985.
3. Дишель В.Д., Межирицкий Е.Л., Немкевич В.А. Методология формирования объединенного контура терминального наведе-

ния и инерциально-спутниковой корректируемой навигации в системах управления космических средств выведения. Анализ натурных испытаний // Сб. тр. XV Санкт-Петербургской международ. конф. по интегрированным навигац. системам. 26–28 мая 2008 / Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор». С. 237–248.

МАГНИТНЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ СЕРИИ ТНС-0

*С.О. Карпенко¹, Н.В. Курьянова¹, М.Ю. Овчинников¹,
Д.С. Ролдугин¹, А.С. Селиванов²*

¹ Институт прикладной математики (ИПМ) им. М.В. Келдыша Российской академии наук, Москва

² Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения» (ФГУП РНИИ КП), Москва

Первый российский наноспутник ТНС-0 №1 разработан и изготовлен ФГУП «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения». Аппарат выведен на орбиту с борта Международной космической станции 28 марта 2005 г. Спутник оснащен пассивной магнитной системой ориентации, разработанной Институтом прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. Продольная ось аппарата ориентируется вдоль местного вектора индукции геомагнитного поля. Система ориентации состоит из постоянного магнита и двух наборов гистерезисных стержней. При выборе параметров системы необходимо учитывать влияние поля постоянного магнита на гистерезисные стержни и взаимное влияние гистерезисных стержней. Для определения ориентации спутника ТНС-0 № 1 использовались показания солнечных датчиков-фотодиодов. При интерпретации показаний солнечных датчиков учитывалось влияние альбедо Земли. Комплекс программ адаптировался к каждому сеансу измерений в зависимости от принятой модели и количества определяемых параметров. В настоящее время для наноспутников серии ТНС-0 разрабатываются также и активные системы ориентации.

First Russian nanosatellite TNS-0 Nr. 1 is designed and fabricated by the Russian Institute of Space Device Engineering. The satellite was launched from the International Space Station on 28 March, 2005. The satellite is equipped by a passive magnetic attitude control system developed by the Keldysh Institute of Applied Mathematics. Longitudinal axis of the satellite traces induction vector of the Earth magnetic field. Attitude control system consists of a permanent magnet and two sets of hysteresis rods. To choose parameters of the system we studied effect of the permanent magnet field on hysteresis rods and mutual influence of hysteresis rods. To determine attitude position of the satellite we use readings of simple solar sensors-photodiodes. To obtain true interpretation of readings we

take in account the Earth albedo. Software package developed is adapted for each measurement session depended on motion model and number of parameters.

Введение

Российским научно-исследовательским институтом космического приборостроения (РНИИ КП) разрабатывается серия технологических наноспутников ТНС-0, предназначенных для ускоренных летных испытаний бортовых подсистем малых аппаратов. К наноспутникам по общепринятой классификации формально относятся аппараты массой от 1 до 10 кг. Среди решаемых ими задач — испытание новых способов управления полетом спутника через глобальные системы связи, приборов наблюдения и передачи данных дистанционного зондирования Земли, миниатюризированных систем ориентации, системы электропитания, микродвигательных установок.

Первый российский наноспутник ТНС-0 № 1 был создан в РНИИ КП и выведен на орбиту РКК «Энергия» 28 марта 2005 г. Спутник оснащен пассивной магнитной системой ориентации, разработанной ИПМ им. М.В.Келдыша РАН [1, 2].

В настоящее время для спутников серии ТНС-0 разрабатываются пассивные (наноспутник ТНС-0 № 2) и активные (наноспутник ТНС-0 № 3) магнитные системы ориентации, в том числе с использованием токовых катушек. Для работы активной системы необходима информация о текущей ориентации спутника. Алгоритмы определения ориентации предлагается отработать на спутнике ТНС-0 № 2 (спутнике с пассивной системой ориентации). В качестве датчиков ориентации будут использоваться магнитометр и фотодиоды.

1. Алгоритмы идентификации и управления угловым движением для наноспутников

Создание системы определения ориентации и стабилизации для малых спутников состоит из нескольких этапов. Исходя из требований к системе управления ориентацией и соотносясь с номенклатурой коммерческих компонент, формируется ее аппаратный состав. Выбираются алгоритмы

определения ориентации и стабилизации. Создается математическая модель движения спутника с системой ориентации. Модель исследуется аналитически и численно для проверки устойчивости, уточнения режимов работы, формирования областей допустимых параметров управления, выявления критических условий эксплуатации. Функциональный аналог системы проходит испытания на полунатурном стенде. Наконец, проводятся летные испытания.

Практический опыт разработки систем ориентации был приобретен в процессе участия ИПМ в ряде проектов малых спутников, включая наноспутники Munin (IRF, Швеция), REFLECTOR (РНИИ КП, Россия, и Air Force, США), ТНС-0 № 1 (РНИИ КП, Россия) [2–4].

2. Пассивная магнитная система ориентации наноспутника ТНС-0 № 1

К системам ориентации малых спутников предъявляются особые требования: они по возможности не должны расходовать рабочее тело, потреблять значительные энергетические и вычислительные ресурсы и должны иметь минимально возможные объем и массу. Зачастую целесообразно использовать магнитные системы управления. Такие системы конструктивно просты в разработке, экономичны и надежны в эксплуатации. Если, кроме того, отсутствуют требования высокой точности ориентации, можно использовать пассивные магнитные системы.

При разработке пассивной магнитной системы, обеспечивающей ориентацию вдоль вектора индукции геомагнитного поля (далее — вектор \mathbf{B}), необходимо решить две основные задачи — обеспечение восстанавливающего и демпфирующих моментов. Восстанавливающий момент реализуется с помощью постоянного магнита. Для решения задачи рассеяния энергии возмущенного движения спутника относительно его центра масс как наиболее простое и надежное в эксплуатации устройство выбирается демпфер, состоящий из гистерезисных стержней, изготовленных из магнитомягкого материала (типа пермаллоя).

Из-за неравномерного вращения вектора \mathbf{B} в инерциальном пространстве и изменения его модуля при движении

центра масс спутника по орбите принципиально невозможно обеспечить *точную* ориентацию продольной оси спутника вдоль этого вектора. Можно лишь стремиться уменьшить амплитуду вынужденных колебаний относительно вектора **В** выбором параметров системы ориентации. Наличие вынужденных колебаний приводит к опасности возникновения резонансов между собственными частотами спутника и частотами изменения внешнего магнитного момента, и с этим надо тоже считаться.

Гистерезисные стержни из магнитомягкого материала надежно демпфируют как вращательные, так и колебательные движения спутника относительно вектора **В**. Но при этом должны выполняться весьма жесткие требования по компоновке системы ориентации в теле спутника и, как оказалось, по начальным условиям углового движения.

Постоянный магнит должен обеспечивать такую величину восстанавливающего момента, чтобы доминировать по сравнению с действующими на спутник гравитационным и аэродинамическим моментами.

Гистерезисные стержни, изготовленные из магнитомягких материалов, для уменьшения саморазмагничивания выполняются с большим удлинением. Для обеспечения небольшой коэрцитивной силы и значительной начальной магнитной проницаемости стержни подвергаются отжигу в печах по специальной циклограмме — медленный нагрев до температуры более 1000 °С и медленное охлаждение в воздухе. Весь цикл занимает сутки. После этого стержни становятся пластичными и их нельзя подвергать деформациям. Малая коэрцитивная сила обеспечивает малые возмущения за счет остаточной намагниченности, а высокая начальная магнитная проницаемость позволяет намагнитить стержни даже в слабом геомагнитном поле. Параметры материала гистерезисных стержней, установленных на спутнике ТНС-0 № 1, приведены ниже.

Начальная магнитная проницаемость $\mu_{r\text{ин}}$	60 000 г/м ²
Максимальная магнитная проницаемость $\mu_{r\text{мах}}$	164 000 г/м ²
Коэрцитивная сила H_c	0,96 А/м
Индукция насыщения B_s	0,74 Т

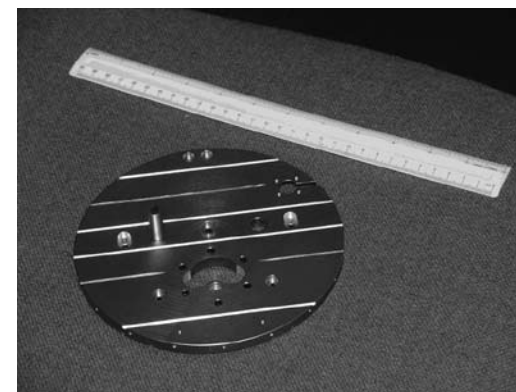


Рис. 1. Элементы системы ориентации на верхней крышке спутника (фото РНИИ КП)

Предъявляются определенные требования к расположению стержней. Магнитные поля от сильного постоянного магнита и других намагничиваемых элементов не должны приводить к заметному смещению рабочей точки стержней, следствием чего является намагничивание до состояния, близкого к насыщению. Для повышения демпфирующего эффекта на спутнике ТНС-0 № 1 используются два ортогональных набора гистерезисных стержней — по четыре в каждом наборе (рис. 1). Постоянный магнит установлен перпендикулярно плоскости, в которой расположены стержни.

3. Определение ориентации ТНС-0 № 1 по данным летных испытаний

Через глобальную систему связи Globalstar оказалось возможным проведение сеансов связи со спутником ТНС-0 № 1. Каждый сеанс длился несколько минут. Результаты измерений датчиков передавались в режиме реального времени. Можно было также задать программу проведения измерений за один оборот спутника по орбите. Для определения ориентации использовались показания фотодиодов как простейших солнечных датчиков.

Для обработки данных измерений были разработаны модели движения быстровращающегося спутника с постоян-

ным магнитом и гистерезисными стержнями, описывающие его поведение в течение нескольких минут и на периоде обращения по орбите [1, 2]. По результатам визуальных наблюдений оказалось, что при запуске спутник был сильно закручен. Для обработки данных коротких сеансов измерений была принята модель свободного вращения твердого тела. Благодаря быстрому вращению оси симметрии спутника оказалось возможным разделить движения на быстрые и медленные. Использование метода усреднения позволило получить асимптотическое движение. Таким образом, аналитически было найдено установившееся движение спутника. На рис. 2, 3 представлены реальные измерения (при летных

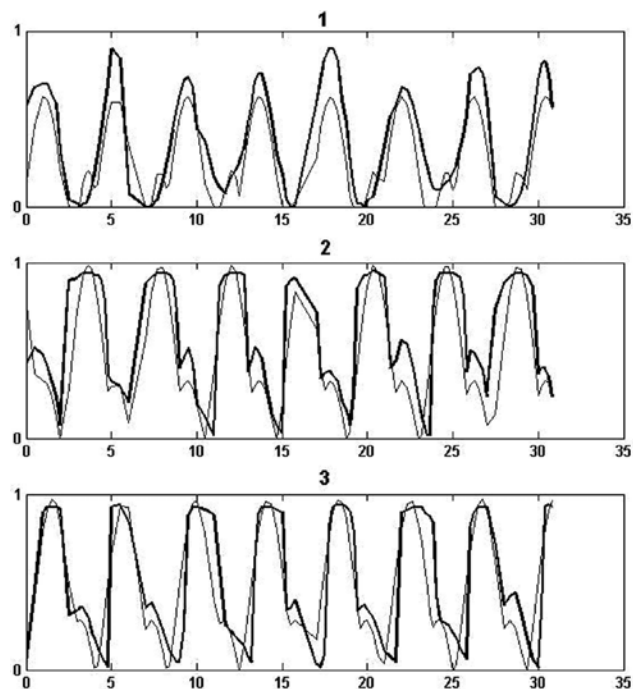


Рис. 2. Результаты обработки данных кратковременного сеанса измерений от 06.04.05, 14:05. Время измеряется в секундах. Тонкая линия соответствует моделированным измерениям, жирная — экспериментально полученным данным

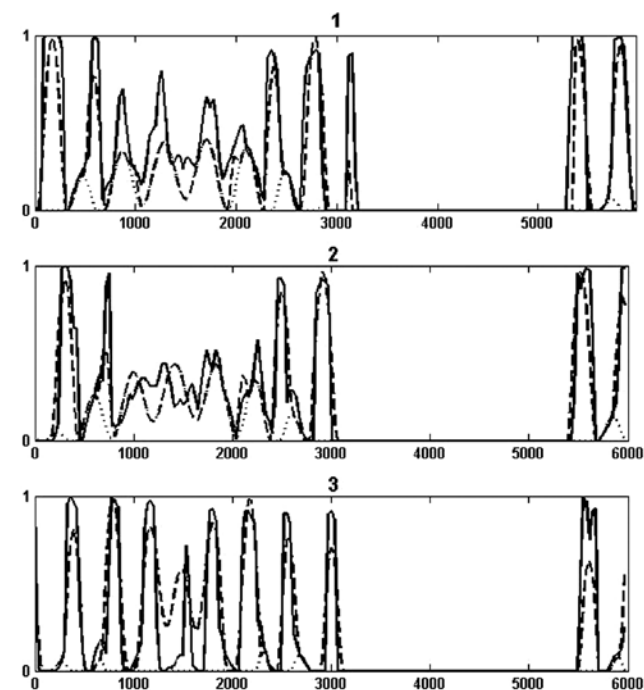


Рис. 3. Результаты обработки данных измерений за период обращения по орбите от 02.06.05. Время измеряется в секундах. Пунктирная линия соответствует моделированным данным излучения от Солнца, точечная линия — моделированные измерения излучения, отраженного от Земли, жирная линия — данные, полученные экспериментально

испытаниях) токосъема с фотодиодов и результаты моделирования токосъема с начальными условиями движения, определенными по методу наименьших квадратов с использованием разработанной модели движения.

Одной из основных проблем, возникших при обработке данных измерений, оказалось влияние альбедо Земли. Датчик засвечивается не только излучением от Солнца, но и отраженным от Земли излучением. Наличие альбедо потребовало усложнения модели и увеличения числа ее параметров. На рис. 2 кроме основных пиков, соответствующих

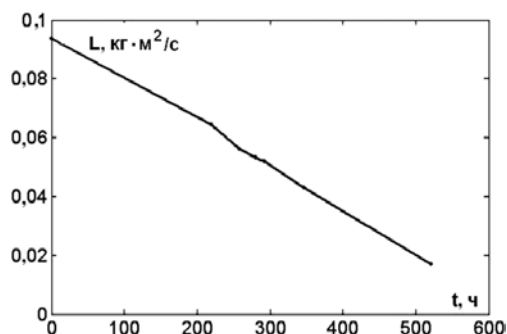


Рис. 4. Изменение величины кинетического момента. Нулевой момент времени соответствует первому измерению

освещению фотодиодов Солнцем, видны второстепенные пики, соответствующие засветке от альбедо Земли.

На основе обработки данных нескольких кратковременных сеансов измерений была получена зависимость величины вектора кинетического момента от времени (рис. 4). Как и ожидалось, из-за наличия гистерезисного демпфера величина кинетического момента уменьшается, причем почти линейно от времени.

Вследствие быстрой начальной закрутки спутник вышел на весьма «хитрый» режим вращения (рис. 5, \mathbf{V} — вектор

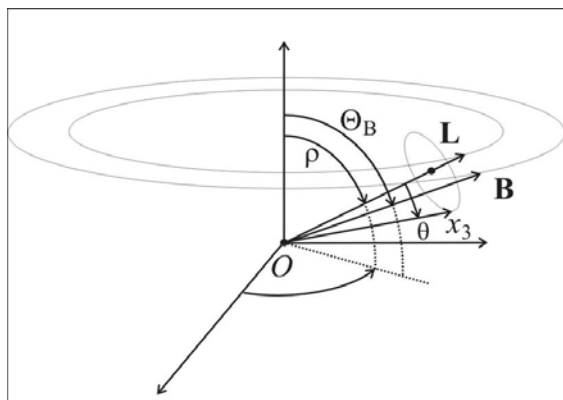


Рис. 5. Установившийся режим движения спутника

индукции геомагнитного поля, \mathbf{L} — вектор кинетического момента, ось Ox_3 направлена по оси симметрии спутника), теоретически предсказанный немецкими учеными еще в 60-х гг. прошлого века при разработке спутника Azur-1. По результатам анализа данных измерений с использованием усредненной по быстрому вращению спутника модели движения можно дать следующую интерпретацию его движению. Определяет угловое движение спутника вектор индукции геомагнитного поля \mathbf{V} в месте расположения спутника. При движении спутника по орбите вектор \mathbf{V} заметает коническую поверхность с вершиной в центре масс аппарата и углом полураствора Θ_B . Вектор кинетического момента с некоторой погрешностью отслеживает вектор \mathbf{V} , двигаясь по поверхности, близкой к конической с углом полураствора ρ , а ось Ox_3 симметрии спутника прецессирует вокруг вектора кинетического момента \mathbf{L} с углом нутации θ .

4. Пассивная магнитная система ориентации наноспутника ТНС-0 № 2

На наноспутнике ТНС-0 № 2, так же, как и на первом спутнике серии, планируется установить пассивную магнитную систему ориентации, но с усиленным демпфирующим эффектом. Количество наборов гистерезисных стержней и стержней в каждом наборе, расстояние между стержнями одного набора, расположение постоянного магнита было выбрано на основе расчета возможных потерь эффективности работы гистерезисного стержня под влиянием поля постоянного магнита и с учетом взаимного размагничивания стержней.

Как и спутник ТНС-0 № 1, спутник ТНС-0 № 2 имеет форму цилиндра. В качестве ориентируемой оси, вдоль которой устанавливается линейный постоянный магнит, выбирается продольная ось симметрии цилиндра. При изготовлении постоянного магнита его дипольный магнитный момент должен быть параллельным оси его геометрической симметрии. Во избежание возмущающего влияния постоянного магнита на гистерезисные стержни их следует располагать либо в перпендикулярной его дипольному моменту экваториальной плоскости, проходящей через центр магнита, либо

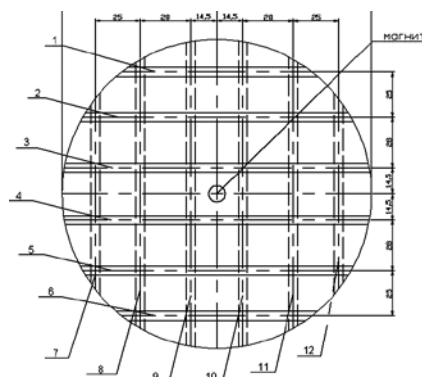


Рис. 6. Расположение стержней на верхней крышке спутника

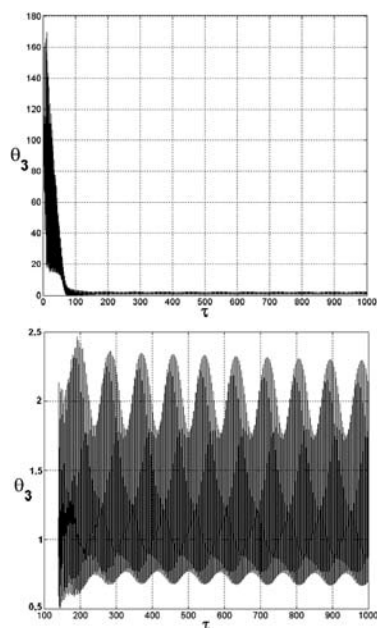


Рис. 7. Угол отклонения оси ориентации от вектора индукции геомагнитного поля (в градусах) в зависимости от безразмерного времени τ . Интервал безразмерного времени в 2π соответствует одному обороту спутника по орбите. На нижнем рисунке показан этап, близкий установившемуся движению

в плоскости, параллельной экваториальной, но отстоящей от нее на максимально возможном расстоянии. В любом случае стержни должны располагаться в перпендикулярном сечении спутника. Известно [5], что при расстоянии между параллельными идентичными стержнями более $0,3...0,4$ их длины, взаимным влиянием стержней можно пренебречь. Полагаем, что стержни, расположенные взаимно перпендикулярно, не влияют друг на друга. Для усиления демпфирования возмущенных угловых движений следует установить два одинаковых набора взаимно перпендикулярных стержней на верхнем и на нижнем основаниях спутника. Расположение двух наборов гистерезисных стержней и постоянного магнита на верхней крышке приведено на рис. 6. Расчеты показали, что основным параметром, влияющим на длительность переходных процессов и установившееся движение, является величина начальной угловой скорости, поэтому при отделении спутника необходимо избегать его чрезмерной закрутки. На рис. 7 приведен пример отклонения ориентируемой оси от вектора напряженности геомагнитного поля в зависимости от времени. Начальная ориентация оси Ox_3 — по вектору \mathbf{B} , начальные значения проекций вектора угловой скорости на оси связанной со спутником системы координат — соответственно $5, 5$ и $100\omega_0$, где ω_0 — угловая скорость вращения спутника по орбите. То есть спутник достаточно сильно закручен вокруг оси динамической симметрии.

5. Алгоритм определения ориентации наноспутника ТНС-0 № 2

На наноспутнике ТНС-0 № 3 и последующих спутниках серии планируется установка активной системы ориентации, для работы которой необходима информация о текущем угловом положении спутника. Таким образом, необходимо разработать и верифицировать алгоритмы определения ориентации. Отработка алгоритмов ориентации может быть проведена на аппарате № 2. Выбор алгоритмов определения ориентации обусловлен набором датчиков и возможностями бортового компьютера. Поскольку на спутнике планируется установить магнитометр и набор солнечных датчиков-фотодиодов, то становится возможным использование алгорит-

ма определения ориентации по двум неколлинеарным векторам — магнитной индукции и направления на Солнце. Вместе с тем, в силу использования на борту экономичного компьютера, реализуемый метод должен быть простым, поэтому выбран распространенный алгоритм TRIAD (локальный метод определения ориентации). Из-за наличия шумов измерений приборов и неточности применяемых моделей потребуется уточнение полученных результатов. Для этого планируется использовать фильтр Калмана для применения в наземном вычислителе.

Для компьютерной реализации этих алгоритмов был разработан программный комплекс, состоящий из двух основных компонент — TNS0.exe и TRIAD.exe — и набора вспомогательных программ, рассчитывающих параметры моделей альбеда, геомагнитного поля, орбитального движения. Первая компонента (TNS0.exe) предназначена для наземной обработки данных. В ней реализованы оба алгоритма определения ориентации, причем результат работы алгоритма TRIAD служит априорной оценкой параметров фильтра Калмана. Вторая компонента (TRIAD.exe) используется на борту и содержит только алгоритм TRIAD.

6. Экспериментальные алгоритмы активной магнитной ориентации наноспутника ТНС-0 № 3

На спутнике ТНС-0 № 3 будет установлена активная магнитная система ориентации, исполнительными элементами которой являются токовые катушки. Предполагается отработать несколько алгоритмов ориентации: алгоритм B-dot; алгоритм, имитирующий поведение гистерезисного стержня; алгоритм трехосной ориентации, основанный на последовательном одноосном управлении. Рассмотрим эти алгоритмы.

Спутник считаем динамически осесимметричным твердым телом. Вводится связанная со спутником система координат $Ox_1x_2x_3$. Начало координат — точка O — центр масс спутника, координатные оси являются главными осями инерции спутника. Ось Ox_3 направлена по его оси симметрии. Катушки расположены в корпусе спутника таким образом, что создают магнитные моменты вдоль осей связанной системы координат.

В случае использования алгоритма B-dot магнитный дипольный момент катушек \mathbf{m} задается пропорционально изменению внешнего магнитного поля

$$\mathbf{m} = -k \dot{\mathbf{B}},$$

где $\dot{\mathbf{B}}$ — производная вектора индукции геомагнитного поля в связанной системе координат; k — коэффициент пропорциональности. Заданное таким образом управление обеспечивает демпфирование угловой скорости.

Предлагается реализовать также алгоритм, имитирующий поведение гистерезисного стержня — «активный гистерезис»,

$$m_1 = -m_{\max} \text{sign}(\dot{b}_1), \quad m_2 = -m_{\max} \text{sign}(\dot{b}_2), \quad m_3 = m_{\max},$$

где m_i — магнитный дипольный момент катушки вдоль i -й оси связанной системы координат; величина m_{\max} — положительное максимальное значение дипольного момента; $\text{sign}(\dot{b}_i)$ — знак производной проекции вектора индукции внешнего магнитного поля вдоль i -й оси связанной системы координат. Дипольный момент m_3 обеспечивает восстанавливающий момент, дипольные моменты m_1 и m_2 создают демпфирующий момент, аналогичный демпфирующему моменту гистерезисного демпфера с прямоугольной петлей гистерезиса. При активном управлении по сравнению с пассивным сокращается время выхода спутника на режим требуемой ориентации.

Оба описанных выше алгоритма обеспечивают одноосную ориентацию по магнитному полю. Предлагается также реализовать алгоритм трехосной гравитационной ориентации. Орбита спутника разбивается на четыре интервала (рис. 8), в каждом из которых реализуется одноосное управление по алгоритму

$$\mathbf{m} = \mathbf{m}_0^p + \mathbf{m}_d^p,$$

где \mathbf{m}_0^p — ориентирующая составляющая управления; \mathbf{m}_d^p — демпфирующая составляющая управления. Ориентирующая и демпфирующая составляющие магнитного управляющего момента задаются соответственно формулами

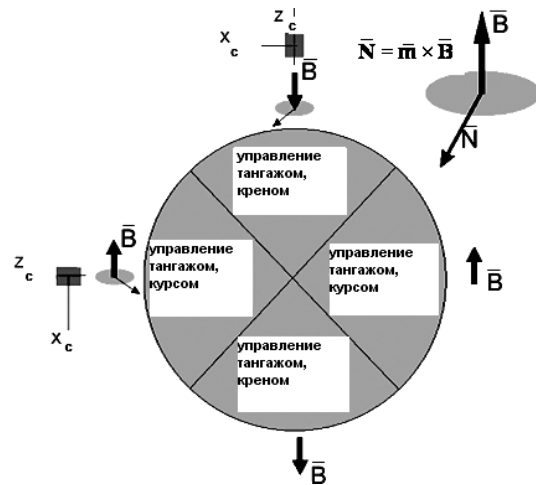


Рис. 8. Разбиение орбиты на четыре интервала, на каждом из которых реализуется одноосное управление соответствующей осью

$$\mathbf{m}_0^p = k_p \left[\frac{\mathbf{i}_0(\mathbf{B}, \mathbf{p}) - \mathbf{p}(\mathbf{B}, \mathbf{i}_0)}{B^2} \right], \quad \mathbf{m}_d^p = -\frac{k_d^p}{B^2} [\dot{\mathbf{p}}(\mathbf{B}, \mathbf{p}) - \mathbf{p}(\mathbf{B}, \dot{\mathbf{p}})],$$

где \mathbf{p} — орт направления ориентации, заданный в связанной системе координат, \mathbf{i}_0 — орт вдоль ориентируемой оси аппарата.

Знак производной проекции вектора индукции на оси связанной системы координат определяется по двум последовательным измерениям магнитометра.

7. Лабораторная установка для исследования эффективности работы гистерезисных стержней в составе пассивной магнитной системы ориентации

Для оценки эффективности работы гистерезисных стержней в составе магнитной системы ориентации спутника была разработана лабораторная установка (рис. 9) [6, 7]. Установка представляет собой электрическую цепь, состоящую из трансформатора, переменного сопротивления, генерирующего магнитное поле соленооида, измерительной катушки и осциллографа. Гистерезисный стержень помещается внутрь



Рис. 9. Лабораторная установка для оценки эффективности работы гистерезисных стержней

соленооида. Поверх соленооида устанавливается небольшая измерительная катушка. Принцип работы установки основывается на явлении электромагнитной индукции [8]. При подаче переменного тока на соленоид внутри него образуется переменное магнитное поле, однородное внутри соленооида, которое индуцирует ток в измерительной катушке. Сигналы с катушек подаются на экран осциллографа.

На установке исследовано влияние поля постоянного магнита на гистерезисные стержни и взаимное влияние гистерезисных стержней. Для расчета сигнала измерительной катушки была выбрана следующая модель гистерезиса:

$$B_r = \frac{2B_s}{\pi} \arctg(k(H \pm H_c)).$$

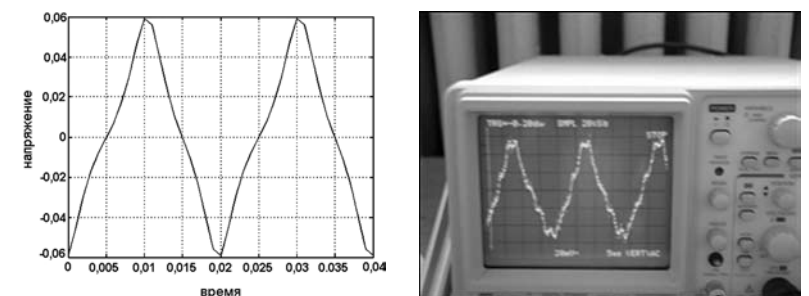


Рис. 10. Расчетный сигнал (слева) и сигнал с измерительной катушки, полученный на экране осциллографа (справа). Напряжение на соленоиде 0,5 В

Здесь B_r — индукция магнитного поля в стержне; B_s — индукция насыщения; H_c — коэрцитивная сила; $k = \frac{1}{H_c} \operatorname{tg} \frac{\pi B_0}{2B_s}$ — параметр; B_0 — остаточное намагничивание стержня. На рис. 10 представлены сигналы: расчетный и полученный на экране осциллографа.

8. Стенд для полунатурного моделирования динамики спутника

Полунатурные испытания алгоритмов ориентации и определения ориентации предшествуют летным испытаниям. Один из способов проведения таких испытаний — использование скользящего тела, которое испытывает слабое трение при движении по плоскости. Такое тело может беспрепятственно совершать движения на гладкой поверхности и менять ориентацию вокруг оси, перпендикулярной поверхности [9]. Другой подход — исследование движения тела на струне [10].

Необходимость иметь лабораторную базу для отработки алгоритмов управления ориентацией наноспутников привела к созданию специальных стендов полунатурного моделирования в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН [10] и МФТИ [11]. Стенды предназначены для испытаний магнитных и гироскопических систем ориентации микро- и наноспутников, для исследования работы систем определения ориентации, использующих в качестве датчиков магнитометры, солнечные датчики, гироскопы [12]. Основные компоненты стенда: имитатор геомагнитного поля в виде колец Гельмгольца (стенды в ИПМ и МФТИ отличаются формой колец), макет подвижного объекта, подвешенный на струне, программное обеспечение. На рис. 11 представлен стенд в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Макет представляет собой «этажерку» — набор деревянных немагнитных плат, помещенных друг над другом с использованием деревянных направляющих и специального крепежа (рис. 12). Каждая плата используется для установки отдельной системы. К настоящему времени реализованы шесть плат: системы энергопитания, вычислитель, система



Рис. 11. Стенд для полунатурного моделирования в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

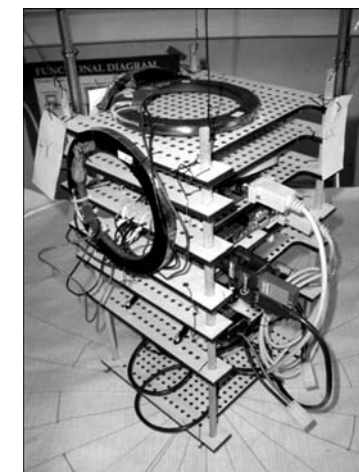


Рис. 12. Макет подвижного объекта

управления катушками, двигатель-маховик, датчики определения ориентации, вспомогательная плата.

При включении питания макета напряжение от аккумуляторных батарей подается на все его системы. С компакт-флэш-диска бортового вычислителя загружается операционная система Windows XP Embedded. Далее, с использованием утилиты управления рабочим столом (Remote Desktop), с персонального компьютера управления стендом оператор подключает к компьютеру макет и видит его рабочий стол на своем мониторе. Там он запускает приложение управления макетом «Имитатор микроспутника». С этого момента начинается процесс моделирования. Приложение «Имитатор микроспутника» опрашивает датчики системы определения ориентации, обрабатывает полученные результаты измерений и в соответствии с заложенными законами управления выдает команды исполнительным органам системы стабилизации. Возникающий управляющий момент, воздействуя на макет, изменяет его угловую скорость вращения в горизонтальной плоскости.

Заключение

В работе представлены основные этапы разработки системы определения ориентации и стабилизации для наноспутников, начиная от разработки математической модели и заканчивая полунатурными испытаниями.

Рассмотрены пассивные системы ориентации наноспутников ТНС-0 № 1 и № 2, проблемы, возникающие при реализации магнитных систем ориентации. Описана схема размещения компонент системы ориентации в корпусе спутника.

Приведен алгоритм определения ориентации для наноспутника ТНС-0 № 3, который предлагается испытать на наноспутнике ТНС-0 № 2.

Описаны предполагаемые к реализации алгоритмы активной магнитной ориентации для наноспутника ТНС-0 № 3.

Работа поддержана Российским научно-исследовательским институтом космического приборостроения, Роснаукой (Госконтракт № 02.514.11.4011), РФФИ (проекты № 01-06-00389, 01-07-92001), Программой поддержки научных школ России (грант № НШ-1123.2008.1), Программой Президиума РАН № 22.

Литература

1. Ильин А.А., Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Селиванов А.С. Ориентация первого российского технологического наноспутника ТНС-0. Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент // Kazan Technical University (Kazan, Russia) and Aeronautical University (Daytona Beach, USA) Publisher. 2007. V. 12. N. 1(23). P. 1–17.
2. Oвчинников М.Ю., Ильин А.А., Куприянова Н.В., Пенков В.И., Селиванов А.С. Attitude dynamics of the first Russian nanosatellite TNS-0 // Acta Astronautica. 2007. V. 61. Iss. 1–6. P. 277–285.
3. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Движение спутника с постоянным магнитом относительно центра масс // Космич. исслед. 1986. Т. 24. № 4. С. 527–543.
4. Овчинников М.Ю., Шаргородский В.Д., Пеньков В.И., Мирер С.А., Герман А.Д., Немучинский Р.Б. Наноспутник REFLECTOR. Выбор

- параметров системы ориентации // Космич. исслед. 2007. Т. 45. № 1. С. 67–84.
5. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
 6. Battagliere M.L., Graziani F., Kupriyanova N.V., Ovchinnikov M.Y., Pen'kov V.I. Design, building and experimental results of a facility to test hysteresis rod parameters: Preprint. N. 65. М.: KIAM. 2007. 27 p. (http://library.keldysh.ru/prep_vw.asp?pid=2928)
 7. Battagliere M.L., Graziani F., Kupriyanova N.V., Ovchinnikov M.Y. Preliminary experimental results of a facility to test hysteresis rod parameters: effect of the magnetic field of a permanent magnet: Preprint. N. 66. М.: KIAM. 2007. 27 p. (http://library.keldysh.ru/prep_vw.asp?pid=2929)
 8. Сивухин Д.В. Общий курс физики. Электричество. М.: Наука, 1983. 687 с.
 9. Иванов Д.С., Вальтер Т., Биндель Д., Овчинников М.Ю. Стенд для отработки алгоритмов управления движением многоэлементных систем: Препринт. № 56. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2008. 32 с. (http://library.keldysh.ru/prep_vw.asp?pid=3015)
 10. Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников: Препринт. № 38. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2008. 32 с. (http://library.keldysh.ru/prep_vw.asp?pid=2996)
 11. Овчинников М.Ю., Ткачев С.С. Компьютерное и полунатурное моделирование динамики управляемых систем. Препринт. № 50. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2008. 28 с. (http://library.keldysh.ru/prep_vw.asp?pid=3010)
 12. Иванов Д.С., Овчинников М.Ю. Использование одноосного гироскопа для определения ориентации макета в лабораторных условиях: Препринт. № 11. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2008. 32 с. (http://library.keldysh.ru/prep_vw.asp?pid=2967)

РЕНТГЕНОВСКИЕ ПУЛЬСАРЫ — МАЯКИ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*В.А. Арефьев, М.Н. Павлинский, С.Н. Федотов,
А.А. Лутовинов, Н.П. Семена, В.В. Левин*

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Рассматривается возможность построения автономной навигационной системы космических аппаратов для орбит любых типов, как околоземных, так и межпланетных, в пределах Солнечной системы. Навигационная система построена на новом физическом принципе: регистрации и анализе рентгеновских сигналов от космических источников — рентгеновских пульсаров (нейтронных звезд с сильным магнитным полем). Рентгеновские пульсары являются природными «трансляторами», аналогичными системам GPS/ГЛОНАСС, — генерируя стабильные «сигналы точного времени» и, в силу своей удаленности, обеспечивая стационарную пространственную привязку. Данная работа частично поддержана РФФИ, проект № 08-08-13734-офи-ц.

We discuss the principles of new spacecraft navigation system suitable for any orbit within Solar system. The navigation system is based on new physical principle — registration of X-ray pulses emitted by X-ray pulsars (neutron stars with strong magnetic fields). X-ray pulsars are natural emitters similar to GPS/GLONASS satellites. X-ray pulsars emit stable pulses of X-ray radiation, which can be used for determination of spacecraft spatial position.

Введение

Прогресс в исследованиях Солнечной системы, планет, комет и астероидов требует все более точного определения положения и ориентации космических аппаратов (КА), их векторов скоростей, при сложных маневрах вблизи удаленных объектов Солнечной системы. В обозримом будущем планируется пилотируемая экспедиция на Марс. Во время перелета к Марсу и совершения маневров у планеты потребуются получать навигационные данные высокой точности.

Для повышения надежности таких экспериментов и экспедиций желательно, чтобы КА мог автономно находить полные навигационные решения. Если определение ориентации

и скорости вращения КА может быть найдено с высокой точностью с помощью оптических звездных датчиков, то для определения позиции и вектора скоростей КА оптические звездные датчики малоприспособны из-за удаленности опорных объектов — звезд. Действительно, для определения местоположения КА в пределах Солнечной системы с точностью локализации лучше чем одна астрономическая единица (~150 млн км) требуются звездные датчики с субарксекундным угловым достижением.

Большинство систем навигации КА используют привязку к наземным пунктам управления, и точность определения координат КА, при использовании таких систем, падает по мере удаления КА от Земли. В настоящее время наиболее высокоточной является навигационная система, построенная на использовании сигналов GPS/ГЛОНАСС. Однако такие системы работают только на околоземных орбитах, ниже орбит спутников GPS/ГЛОНАСС, и, в случае выхода из строя или перерыва в работе систем GPS/ГЛОНАСС, также теряют работоспособность. Поэтому начались поиски возможности построения системы автономной навигации КА, лишенной перечисленных недостатков.

Мы рассматриваем возможность построения автономной навигационной системы КА для орбит любых типов, как околоземных, так и межпланетных, в пределах Солнечной системы. Такая навигационная система построена на новом физическом принципе: регистрации и анализе рентгеновских сигналов от космических источников — рентгеновских пульсаров (нейтронных звезд с сильным магнитным полем). Рентгеновские пульсары являются природными «трансляторами», аналогичными системам GPS/ГЛОНАСС, — генерируя стабильные «сигналы точного времени» и, в силу своей удаленности, обеспечивая стационарную пространственную привязку.

Элементы системы рентгеновской навигации

В 1989–1994 гг. в рамках наблюдений астрофизического модуля «Квант» космической станции «Мир» впервые была реализована автономная система определения наведения станции «Мир» и локализации рентгеновских источников,

исключительно по данным рентгеновского телескопа ТТМ, без использования данных системы наведения станции. Такая необходимость возникла в связи с выходом из строя оптического звездного датчика, входившего в комплекс приборов эксперимента ТТМ. При этом точность определения наведения модуля «Квант», по результатам анализа данных рентгеновского телескопа ТТМ, оказалась лучше 2 угл.мин.

В 1999 г. в рентгеновском эксперименте USA/ARGOS (США) было показано, что результаты измерений сигналов пульсара в Крабовидной туманности позволили скорректировать навигационное решение, выдаваемое неверно откалиброванным приемником GPS, входившим в состав служебных систем ARGOS. Эти результаты экспериментально показали, что система навигации КА, построенная на измерении сигналов рентгеновских источников, в частности рентгеновских пульсаров, может работать как резервная для других навигационных средств КА, в частности для системы GPS/ГЛОНАСС.

Рентгеновская навигация и автономное определение положения КА в пространстве основывается на высокой стабильности излучаемых рентгеновских импульсов. Пульсар генерирует стабильный периодический сигнал, который с высоким временным разрешением регистрируется рентгеновскими детекторами КА. Если одновременно измерить сигналы от нескольких пульсаров, то, зная их точные положения на небе и табличные параметры сигналов, КА может автономно определить свое положение, без использования дополнительной информации от наземных станций и других КА. Благодаря эффекту Доплера — смещению частоты периодического сигнала в зависимости от приближения или удаления источника сигнала — можно восстановить вектор скорости КА. Так как для ряда пульсаров с высокой точностью измерены не только значения периодов пульсаций, но и скорость их изменения (первые производные и производные более высоких порядков), то, измеряя с надлежащей точностью текущее значение периода пульсаций, КА может автономно восстановить абсолютную привязку по времени.

Рассмотрим подробнее основные элементы предлагаемой системы: рентгеновские пульсары, метод восстано-

вления пространственных координат по сигналам этих пульсаров и высокоэффективные детекторы рентгеновского излучения.

Рентгеновские пульсары

Одиночные пульсары представляют собой одиночные быстро вращающиеся нейтронные звезды. Ось вращения таких звезд не совпадает с положением магнитных полюсов, и при их вращении наблюдаются короткие импульсы излучения в различных диапазонах электромагнитного спектра (рис. 1). Характерные периоды таких объектов составляют доли секунды (типично, несколько десятков миллисекунд). В отличие от рентгеновских пульсаров в двойных системах, излучающих за счет аккреции вещества от своего компаньона, одиночные пульсары излучают из-за потерь энергии собственного вращения. Поэтому стабильность периода одиночных пульсаров оказывается существенно более высокой, чем у рентгеновских пульсаров в двойных системах. Например, для пульсара в Крабовидной туманности (NP0532) с высокой точностью измерены не только значения периода, но и скорости его изменения (первые производные и производные более высоких порядков), которые можно легко параметризовать. Период пульсара составлял $(33,3750401 \pm 2,5) \cdot 10^{-6}$ мс (1990) и 33,4015855 мс (1992), т. е. скорость увеличения периода составляет около 13 мкс/год.

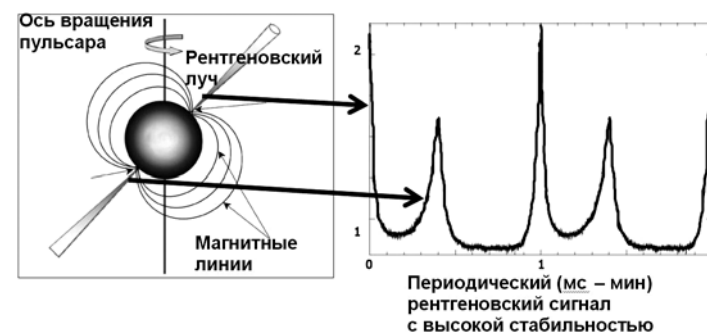


Рис. 1. Схема генерации импульсов рентгеновского пульсара

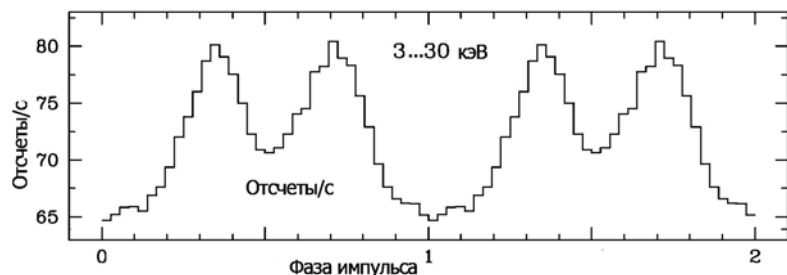


Рис. 2. Профили импульса пульсара NP0532 в диапазоне 3...30 кэВ

Важно также отметить высокую стабильность среднего профиля импульса со временем и энергией у одиночных пульсаров (рис. 2).

Высокая точность знания изменений периода пульсаций и стабильность профиля импульса одиночных пульсаров позволяет использовать их для навигации космических аппаратов путем решения обратной задачи восстановления положения КА по известным параметрам пульсаров и учету эффекта Доплера из-за движения КА. Однако таких объектов на рентгеновском небе слишком мало и для полного решения задачи восстановления положения КА необходимо искать другие похожие объекты. Такими объектами могут быть аккрецирующие рентгеновские пульсары.

Несмотря на длительное время изучения, до сих пор не существует убедительной и легко параметризуемой теоретической модели, описывающей спектр аккрецирующих рентгеновских пульсаров. Также на настоящее время не существует модели, описывающей изменение периода вращения аккрецирующих пульсаров, изменение формы импульса пульсара в зависимости от энергетического диапазона и от интенсивности излучения источника. Поэтому для определения параметров, по которым осуществляется выбор аккрецирующих рентгеновских пульсаров, пригодных для включения в навигационные каталоги, требуется проведение анализа излучения большого числа рентгеновских пульсаров, находящихся в различных состояниях по интенсивности и входящих в состав двойных систем разных классов. Это необходимо для корректного выбора параметров рентгеновских

детекторов, которые могут использоваться для целей рентгеновской навигации. Детальное исследование характеристик аккрецирующих рентгеновских пульсаров проводилось на российском спутнике «Гранат» рентгеновским телескопом АРТ-П и ведется в настоящее время на международном спутнике «Интеграл» (телескоп JEM-X).

Метод восстановления положения КА

Рентгеновские пульсары — галактические источники — расположены на значительных расстояниях от Солнечной системы, порядка 2...20 кпк. Поэтому с достаточной точностью можно считать, что в пределах Солнечной системы излучение пульсара представляет собой плоскую волну. Таким образом, по Солнечной системе проходит плоская волна, причем в каждой точке пространства можно заранее вычислить, в какой момент ожидается приход максимума рентгеновского импульса плоской волны от конкретного пульсара. Имея табличные значения ожидаемого момента прихода импульса пульсара в данной точке пространства и сравнив их с экспериментально-измеренным временем прихода импульса пульсара, можно определить, насколько КА смещен вдоль направления на измеряемый пульсар, относительно ожидаемого местоположения (рис. 3).

Три пульсара, расположенные в ортогональных плоскостях относительно Солнца, материализуют декартову систему

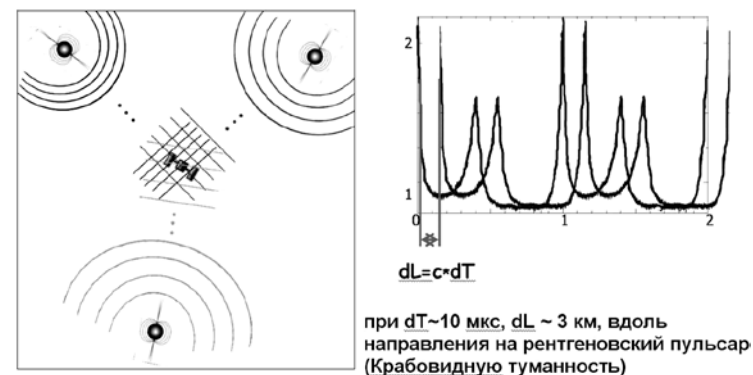


Рис. 3. Локализация положения КА по сигналам от трех пульсаров

координат. Измерив смещение сигналов трех пульсаров, можно восстановить трехмерную координату положения КА.

Если точность определения смещения импульса пульсара относительно табличного составляет порядка 10 мкс, бокс ошибок определения положения КА составит ~3 км. При регистрации излучения от большего числа пульсаров можно уменьшить бокс ошибок определения положения КА. Измерение сигналов примерно от 10 пульсаров также позволит решить проблему неопределенности — в каком из пространственных боксов, вырезаемых двумя соседними максимумами импульсов рентгеновского излучения от конкретного пульсара, находится КА. Так как каждый пульсар имеет свой уникальный период и уникальную форму импульса, существует принципиальная возможность определить ориентацию КА по сигналам от нескольких рентгеновских пульсаров. Однако определение ориентации КА по данным рентгеновских измерений потребовало бы неоправданного усложнения рентгеновских детекторов, алгоритмов обработки, по сравнению со стандартными средствами оптической ориентации.

Детекторы рентгеновского излучения

Детекторы рентгеновского излучения, пригодные для рентгеновской навигации, должны обладать следующими основными характеристиками:

- высоким временным разрешением, порядка нескольких микросекунд;
- высокой эффективностью регистрации рентгеновских фотонов в диапазоне энергий 2...50 кэВ;
- большой эффективной площадью;
- умеренным спектральным разрешением.

В рамках эксперимента «Монитор всего неба», проводящегося по программе научно-прикладных исследований на борту МКС, впервые в отечественной практике разрабатываются позиционно-чувствительные полупроводниковые детекторы (ППД) на основе CdZnTe, которые могут служить прототипом детекторов для целей рентгеновской навигации.

Создан прототип модуля детектора на основе ППД CdZnTe, состоящего из 32 элементов. Разработана гибридная

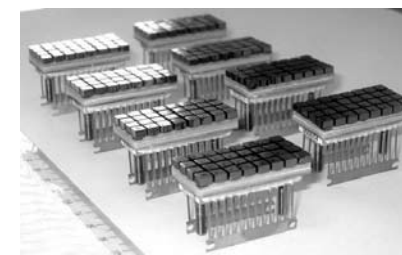


Рис. 4. Чувствительные элементы ММДР

интегральная схема (ГИС) с собственным энергетическим разрешением от 1,0 до 1,4 кэВ (по CdZnTe).

В качестве возможного детектора прорабатывается вариант из 1024 чувствительных элементов (ЧЭ), составленных из многоэлементных модулей детектирования рентгеновского излучения (ММДР), каждый модуль содержит 32 CdZnTe ЧЭ (рис. 4). ММДР представляет собой ГИС, выполненную по толстопленочной технологии. С верхней стороны керамической подложки расположены 32 CdZnTe чувствительных элемента, с нижней стороны подложки размещена микросхема 32-канального зарядово-чувствительного усилителя (ЗЧУ). Размер ЧЭ — 4×4×2 мм. Рабочая температура ГИС — 40 °С. Потребляемая мощность — 0,2 Вт. Мертвое время регистрации — не более 20 мкс. Разработанная ГИС имеет собственное энергетическое разрешение от 1,0 до 1,4 кэВ (по CdZnTe).

Заключение

Показано, что существует принципиальная возможность использования рентгеновских пульсаров (нейтронных звезд с сильным магнитным полем) и ярких космических рентгеновских источников для решения ряда навигационных задач. Уже по трем рентгеновским пульсарам могут быть установлены положение и ориентация космического корабля.

К достоинствам предлагаемой системы можно отнести следующее:

- Обеспечивается высокая надежность, так как невозможно отключить рентгеновские пульсары. Число из-

вестных пульсаров относительно невелико, что упрощает анализ данных.

- Теоретически обеспечивается высокая точность пространственной привязки космического аппарата (десятки — сотни метров).
- Автономная навигационная система может быть реализована в рамках одного КА, не требует дополнительной информации от наземных станций или других КА.
- Может работать на межпланетных, геостационарных, высокоэллиптических и околоземных орбитах, которые находятся вне рабочего диапазона систем GPS/ГЛОНАСС.
- Может действовать как резервная система для спутников системы GPS/ГЛОНАСС при потере последними связи с наземными станциями.
- Представляет собой альтернативу для систем оптической навигации, так как не могут быть «ослеплены» ярким оптическим источником (лазером) и не чувствительны к загрязнениям из-за высокой проникаемости рентгеновского излучения.
- Таким образом, система рентгеновской навигации может стать основной автономной системой навигации КА в пределах Солнечной системы вне атмосфер планет.

Однако имеющиеся на сегодняшний день точности знаний характеристик пульсаров и существующие детекторные системы не позволят получить точность определения положения КА лучше, чем десятки — сотни километров. Чтобы приблизиться к теоретически возможным значениям, в частности, достичь бокса пространственных ошибок локализации КА меньше чем несколько километров, требуется провести работы по уточнению стабильности временных характеристик рентгеновских пульсаров и точности их локализации, а также увеличить чувствительность рентгеновских детекторов и улучшить их временные характеристики, разработать оригинальные алгоритмы восстановления координат КА по измеренным сигналам рентгеновского излучения, разработать алгоритмы и программы решения навигационных задач по данным измерений сигналов рентгеновских источников в режиме реального времени.

ИЗМЕРЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНО МАЛЫХ УСКОРЕНИЙ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

В.М. Линкин, А.Б. Манукин, О.Н. Андреев, А.Н. Горшков

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

В статье перечислены задачи, в которых необходимо использование акселерометров с предельно высокой чувствительностью: измерение слабых негравитационных воздействий на космических аппаратах (КА); давление солнечного электромагнитного излучения, корпускулярных потоков, воздействие пылевых образований и т. п. Кратко рассмотрены задачи, которые могут быть решены с помощью гравитационных градиентометров, построенных по схеме, разнесенной в пространстве системы высокочувствительных акселерометров (измерение медленных угловых движений КА, дистанционное определение массы космических объектов). Приведены физические оценки предельной чувствительности акселерометров, определяемой собственными равновесными тепловыми флуктуациями, показывающие возможность создания прецизионных акселерометров с чувствительностью 10^{-12} м/с² и выше.

In article problems in which use accelerometers with extremely high sensitivity is necessary are listed: measurement of weak not gravitational influences on spacecraft — pressure of solar electromagnetic radiation, corpuscular streams, influence of dust formations are, etc. Problems which can be solved by means of gravitational gradiometers, constructed under the scheme of the system carried in space high-sensitivity accelerometers (measurement of slow angular movements spacecraft, remote definition of weight of space objects) are is short considered. Physical estimations of limiting sensitivity accelerometers, by the defined own equilibrium thermal fluctuations, creations showing possibility precision accelerometers with sensitivity of 10^{-12} m/s² and above are resulted.

Применение высокочувствительных акселерометров на космических аппаратах (КА) создает предпосылки не только для измерения ускорений, вызванных работой двигателей малой тяги. Акселерометр на КА — устройство, которое измеряет принципиально только негравитационные воздействия на космический аппарат. Это позволяет использовать такие измерительные средства для получения информации о плотности атмосферы планет как функции расстояния до планеты,

вплоть до очень больших расстояний, где плотность мала; плотности потоков возможных пылевых образований в космосе, об эффектах давления электромагнитного излучения и солнечного ветра, влияния магнитных полей и т. п.

С помощью нескольких разнесенных внутри КА акселерометров можно измерять малые угловые скорости аппарата. Речь идет практически о возможностях гравитационного градиентометра, построенного по схеме системы разнесенных в пространстве высокочувствительных акселерометров.

Так, например, если чувствительность акселерометра $a_{\min} \sim 10^{-14}$ м/с², то с помощью такого прибора можно с высокой точностью измерять ускорения, связанные с давлением солнечного излучения, $a_{c.и} = WS/Mc$, где W — плотность потока мощности излучения; S — эффективная площадь сечения КА; M — масса КА; c — скорость света. Даже на расстояниях порядка 40 а.е. от Солнца, в окрестностях Плутона, такое ускорение для КА с массой $M \sim 1$ т и эффективной площадью $S \sim 10$ м² составит $\sim 2,5 \cdot 10^{-10}$ м/с². Акселерометрами с такой чувствительностью можно было бы измерять эффект солнечного светового давления с точностью 10 % и на расстояниях более 1000 а.е. от Солнца.

Давление солнечного ветра вызовет ускорение КА $a_{c.в} \sim k\mu Sv^2/M$, где k — объемная концентрация частиц с массой μ и скоростью v . При $k = 10^{-6}$ см⁻³; $v = 10^6$ м/с (на расстояниях ~ 40 а.е. от Солнца) $\mu = 1,6 \cdot 10^{-24}$ г, $S \sim 10$ м², $M \sim 1$ т, $a_{c.в}$ составит $\sim 2 \cdot 10^{-13}$ м/с² (на орбите Земли $a_{c.в} \sim 2 \cdot 10^{-10}$ м/с²).

С помощью разнесенных на характерное расстояние b акселерометров можно было бы по разности их показаний Δa определить минимально обнаружимую частоту ω вращения КА: $\omega^2 \sim \Delta a/b$. При $\Delta a \sim 10^{-14}$ м/с² и $b = 1$ м соответствующий этой частоте период вращения составил бы $T \sim 6 \cdot 10^7$ с или около двух лет (!). Такую малую угловую скорость проблематично измерить с помощью известных в настоящее время датчиков угловых скоростей на основе лазерных гироскопов.

Для плоского случая, который несложно обобщить на трехмерный, ускорение, измеренное одним из акселерометров при движении КА по траектории с радиусом кривизны R и угловой скоростью ω , $a_1 = \omega^2 R$. Значение ускорения, измеренное другим акселерометром, $a_2 = \omega^2(R + b)$,

$\Delta a = a_2 - a_1 = \omega^2 b$. Таким образом, радиус кривизны не входит в выражение для Δa . Для Земли или КА, движущегося по траектории Земли, $R = 1,5 \cdot 10^{11}$ м, градиент гравитационного ускорения от Солнца обусловит разность показаний акселерометров, разнесенных на 1 м по направлению к Солнцу, $\Delta a \approx 8 \cdot 10^{-14}$ м/с².

Такие измерения позволяют также оценить массу m объекта при известном расстоянии L до него от КА:

$$m \approx L^3 \frac{\Delta a}{2\gamma b}.$$

Здесь γ — гравитационная постоянная. Так, при $L \sim 1000$ км и $\Delta a_{\min} \sim 10^{-14}$ м/с², минимально обнаружимая масса $m \sim 7 \cdot 10^{13}$ кг. Если $L \sim 10$ км, $m \sim 7 \cdot 10^7$ кг. При известном размере объекта такие измерения дадут информацию об его плотности.

Измерения малых ускорений на КА имеют свои особенности. С одной стороны, они существенно упрощаются по сравнению с аналогичными измерениями на поверхности Земли, поскольку последние проходят на фоне ускорения силы тяжести. С другой стороны, специфика КА предъявляет свои требования, ставит свои ограничения, в первую очередь, по массогабаритным характеристикам и энергетике.

Принципиальным ограничением чувствительности для любых видов измерений являются тепловые шумы, которые и определяют предельную чувствительность. Это остается верным как для классических, открытых измерительных систем, так и для систем с обратной связью. При проведении предельных измерений должен выполняться общий принцип построения измерительных систем — простота: чем проще система, тем меньше источников шумов. Это относится в полной мере и к системам с обратной связью, где платой за большой динамический диапазон может стать дополнительный шум, вносимый исполнительным устройством обратной связи. Поэтому ограничимся рассмотрением классических измерительных систем без обратной связи, т. е. механического осциллятора в качестве чувствительной системы и преобразователя механических перемещений пробной массы осциллятора в электрический сигнал. Преобразователь пока

будем считать идеальным, т. е. имеющим требуемую чувствительность по малым механическим перемещениям пробной массы и не вносящим дополнительного флуктуационного воздействия. Опыт разработки малогабаритных акселерометров с чувствительностью $10^{-7} \dots 10^{-8} \text{ м/с}^2$ описан в работе [1].

Минимально обнаружимое ускорение a_{\min} на фоне собственных тепловых равновесных флуктуаций в осцилляторе определяется из соотношений:

$$\sqrt{\langle x^2 \rangle} = \sqrt{\frac{\kappa T}{K}} = \sqrt{\frac{\kappa T}{m \omega_0^2}},$$

$$x = \frac{am}{K} = \frac{a}{\omega_0^2},$$
(1)

здесь x — механическое смещение пробной массы осциллятора; κ — постоянная Больцмана; T — абсолютная температура осциллятора; K — механическая жесткость осциллятора; ω_0 — собственная частота осциллятора; a — действующее ускорение; m — пробная масса осциллятора. Из соотношений (1):

$$a_{\min} = \omega_0 \sqrt{\frac{\kappa T}{m}}.$$
(2)

Это простое соотношение позволяет определить основные параметры осциллятора.

Рассмотрим механическую чувствительную систему, в которой жесткость обеспечивается изгибной жесткостью тонкого стержня диаметра D и длины l , на котором укреплен цилиндрическая пробная масса m . Зададимся определенными параметрами, в частности, пусть минимальное ускорение, которое необходимо измерять, $a_{\min} = 10^{-10} \text{ м/с}^2 = 10^{-11} \text{ г}$, $m = 200 \text{ г} = 0,2 \text{ кг}$ и $D = 0,1 \text{ мм}$ (проволока из бериллиевой бронзы). Тогда

$$\omega_0 \sim 0,7 \text{ рад/с}, \quad K = m \omega_0^2 \sim 0,1 \text{ Н/м}.$$

Из соотношения для поперечной жесткости упругого стержня: $K = \frac{3\pi E D^4}{64 l^3}$, при модуле Юнга $E = 10^{11} \text{ Н/м}^2$ получим, что $l \sim 11 \text{ см}$.

Если при тех же параметрах необходимо повысить чувствительность на порядок, т. е. $a_{\min} = 10^{-11} \text{ м/с}^2 = 10^{-12} \text{ г}$, то потребуется стержень длиной $l \sim 53 \text{ см}$, что создает известные трудности при компоновке КА. Даже увеличение массы до 1 кг потребует стержня длиной 31 см. Существенно более эффективным является уменьшение диаметра стержня D . Например, при $D = 0,05 \text{ мм}$ для $a_{\min} = 10^{-10} \text{ м/с}^2 = 10^{-11} \text{ г}$, $l = 4,5 \text{ см}$, а для $a_{\min} = 10^{-11} \text{ м/с}^2 = 10^{-12} \text{ г}$ при $m = 1 \text{ кг}$ $l = 13 \text{ см}$.

Из приведенных простых оценок следует, что создание акселерометра с чувствительностью $10^{-11} \dots 10^{-12} \text{ г}$ представляет хоть и не простую, но вполне реальную задачу. В частности, вероятно более удобным в реализации будет вариант, когда цилиндрическая пробная масса закреплена в середине упругого стержня-струны, растянутого за концы.

Здесь не рассмотрена масса других проблем, таких как обратное динамическое и флуктуационное воздействие преобразователя на механическую систему, воздействие вариаций температуры и ее градиентов, что особенно важно при использовании систем со значительными геометрическими размерами; дрейфовые явления в упругом элементе и т. д. Эти проблемы также требуют своего решения, но они не носят принципиального характера.

Дальнейшее увеличение чувствительности потребует не только существенного увеличения пробных масс, может быть, отказа от упругих механических систем и перехода к созданию систем, например, с гравитационной жесткостью, но и существенно нового подхода к конструированию самого КА, предназначенного для таких измерений, поскольку значительную роль начинает играть влияние гравитационного поля самого аппарата. Например, наличие некомпенсированной массы величиной в 1 кг на расстоянии 1 м от акселерометра создаст ускорение $\sim 7 \cdot 10^{-11} \text{ м/с}^2$. Поэтому переход к измерениям ускорений $10^{-12} \dots 10^{-14} \text{ м/с}^2$ связан не просто с увеличением массы и размеров чувствительной системы, а с решением ряда новых проблем.

И, тем не менее, задача создания прецизионных высокочувствительных акселерометров не является фантастической. Существуют известные трудности, которые на обсуждаемом

уровне чувствительности еще не носят принципиального характера и до квантовых ограничений [2] еще достаточно далеко. Существуют амбициозные проекты, например, проект LISA (Laser Interferometer Space Antennae), где поиск гравитационных волн связан с измерением ускорений КА на уровне $2 \cdot 10^{-17}$ м/с²!

Литература

1. Манукин А.Б., Горшков А.Н., Зубков Б.В. Гравиинерциальные измерения в космических исследованиях // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космич. технологий. Приборы для космич. исслед. планет и Земли: Сб. тр. по результатам выездного семинара ИКИ РАН / Под ред. Р.Р. Назирова, Таруса, 2006. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 250–263.
2. Брагинский В.Б., Манукин А.Б. Измерение малых сил в физических экспериментах. М.: Наука, 1974. 152 с.

ВЛИЯНИЕ «СМАЗА» ИЗОБРАЖЕНИЯ НА ТОЧНОСТЬ ОЦЕНКИ ЕГО КООРДИНАТ

В.С. Пашков

Государственная корпорация
«Российская корпорация нанотехнологий», Москва

Рассмотрено влияние «смаза» на точность оценки координат изображений и предлагается метод обработки, устраняющий это влияние. Метод базируется на том, что должны быть известны функция рассеяния точки объектива, характеристики ПЗС-матрицы, скорость и направление движения оптической оси датчика относительно поля звезд. Начальное положение изображения точечного объекта известно приближенно по некоторым априорным данным. В работе предлагается процедура, состоящая из формирования эталонного трека, возврат порций «размазанного» реального сигнала в исходное (начальное) положение, определения (вычисления) координат полученного изображения. Моделирование показало, что максимальная погрешность оценки координат изображения после компенсации «смаза» составляет не более 0,05 элемента.

Influence of “blurring” on accuracy of images co-ordinate evaluation in a paper is considered and the method of compensating this influence by processing is offered. The method is based the optical system point spread function, characteristics CCD, speed and a direction of movement of an optical axis of the tracker concerning a field of stars should be known. Initial position of the image of point object is known approximately under some a priori data. In paper the procedure consisting of formation of a reference track, return of portions of the “smeared” real signal to initial position, definitions (calculation) of co-ordinates of the resulting image is offered. Modeling has shown that the maximum error of an estimation of co-ordinates of the image after “blurring” compensation makes no more than 0.05 elements.

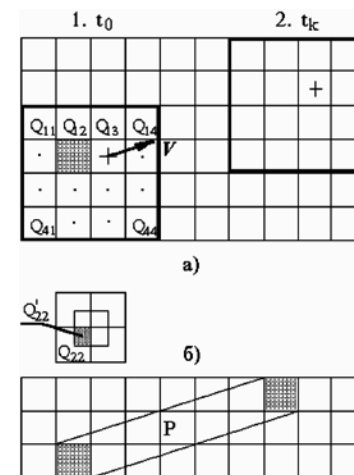
В реальных оптико-электронных измерительных приборах, устанавливаемых на борту космического аппарата (КА), из-за взаимного перемещения объекта наблюдения и прибора может отмечаться «смаз» изображения. То есть, изображение может сместиться на какую-то величину в зависимости от времени накопления и скорости движения изображения по матрице. Это приведет к дополнительной погрешности оценки координат изображения. Влияние движения изображения

на оценку его координат, когда используется интерполяционный алгоритм на основе метода наименьших квадратов [1], оценено в [2], где показано, что при смещении изображения за время накопления до двух элементов максимальная погрешность оценки координат изображения точечного излучателя не превышает 0,02 элемента разложения матрицы. Подход, изложенный в [2], позволяет оценить погрешность, вносимую «смазом», однако он не дает решения, если погрешность составляет недопустимую величину, («смаз» более двух элементов) и форма сигнала имеет уплощенную вершину. В связи с этим можно предложить другое решение, основанное на знании ФРТ (функции рассеяния точки) и динамики движения изображения. Сущность его состоит в следующем. Пусть известна ФРТ объектива, например, в виде матрицы распределения энергии, полученной при расчете объектива (оптический выпуск). Известны также топология фотоприемной матрицы, т. е. размеры элементов и их расположение, а также вектор скорости движения изображения и время экспозиции кадра (время накопления). Начальное положение изображения известно приближенно по некоторым априорным данным. Такая задача характерна для астрономии, когда наблюдаются моменты прохождения звезд через меридиан с помощью оптических средств, в которых фотоприемником служит ПЗС-матрица. В этих условиях необходимо с минимально возможной погрешностью уточнить координаты изображения на момент начала кадра (или другой момент в пределах кадра).

Рассмотрим движение изображения по фотоприемной матрице (см. рисунок).

В начальный момент времени изображение находится в положении 1 (верхняя часть рисунка), соответствующее ему распределение зарядов $Q_{11} \dots Q_{44}$ показано на верхнем рисунке слева внизу.

Направление движения показано вектором V . Каждый элемент изображения $Q_{11} \dots Q_{44}$ движется в соответствии с этим вектором скорости. Рассмотрим процессы накопления сигналов на примере движения одного элемента изображения, например, Q_{22} . В момент времени t_0 сигнал в элементе Q_{22} определится как



Движение изображения по матрице

$$Q_{22}(t_0) = \iint_{\Delta x \Delta y} \eta E(x - x_0; y - y_0) dx dy.$$

Если ФРТ задана в дискретном виде, тогда

$$Q_{22} = \eta \sum_{l=1}^k \sum_{m=1}^n E_{lm},$$

где k, n — количество ячеек разбиения ФРТ, находящихся в пределах элемента матрицы, $n = \frac{\Delta x}{\delta x}$; $k = \frac{\Delta y}{\delta y}$; $\delta x, \delta y$ — размеры ячейки разбиения ФРТ, в пределах которых E_{lm} постоянна (они, как правило, существенно меньше размеров элемента матрицы). В любой момент времени t_k сигнал в этом элементе от элемента изображения определится как:

$$Q_{22} = \eta \sum_{l'}^{k'} \sum_{m'}^{n'} E(x - x_0 + v_x t_k; y - y_0 + v_y t_k),$$

где x_0, y_0 — координаты изображения в момент t_0 ; v_x, v_y — составляющие вектора скорости; η — коэффициент пропорциональности; $k' = k - \frac{v_y t_k}{\Delta y}$; $n' = n - \frac{v_x t_k}{\Delta x}$.

Суммирование в остальных элементах матрицы от Q'_{22} при этом производится по области перекрытия P (заштрихована в нижней части рисунка). Таким образом, сигнал, накопленный в элементе Q_{22} за время кадра t_k , определится как

$$Q_{22} = \int_0^{t_k} \left(\eta \sum_l \sum_m E(x - x_0 + v_x t; y - y_0 + v_y t) \right) dt.$$

При движении изображения (элемента изображения Q'_{22}) часть сигнала от него остается в Q_{22} , другая часть перераспределяется между соседними элементами. Таким образом, при движении элемента изображения Q'_{22} образуется трек, характеризующийся некоторыми значениями сигналов в элементах матрицы, находящихся на пути движения элемента Q'_{22} . Все значения сигналов, накопленные в пределах области P , могут быть определены по известной ФРТ, ее начальному положению, времени t и скорости V . Далее, аналогичным образом можно найти значения сигналов от всех Q'_{ij} элементов изображения ФРТ по пути ее движения. После этого легко определить суммарный сигнал в каждом элементе матрицы от всех элементов изображения. Таким образом будет построен трек при движении изображения точечного излучателя. Произведя нормировку на полную величину энергии, накопленной по всему треку, получим некоторые коэффициенты, характеризующие распределение сигнала при движении изображения по треку, как от всего изображения, так и от его отдельных элементов. Отсюда вытекает достаточно простая процедура сбора полезного сигнала, «размазанного» по треку, в исходное положение. Для этого необходимо в элемент с номером Q_{ij} , связанный с началом момента накопления, вернуть те доли энергии сигнала, определяемые упомянутыми выше коэффициентами, которые «размазались» по элементам матрицы при движении элемента изображения Q'_{ij} . Тогда, в соответствии с изложенным, процедура восстановления «смазанного» изображения сводится к следующим операциям.

1. Формирование эталонного трека по известным t_n (времени накопления), V , приблизительному начальному положению изображения. Эта процедура описана выше.

2. «Собирание» «размазанного» реального сигнала в исходное (начальное) положение. Для этого, используя коэффициенты, полученные при формировании эталонного трека, суммируются «размазанные» сигналы с соответствующим весом. Например, при прохождении элемента изображения Q'_{ij} по эталонному треку имеем коэффициенты КИР распределения сигнала по элементам матрицы при движении изображения. Тогда из каждого элемента матрицы, занятого реальным изображением, необходимо вернуть в элемент, находящийся в начальном положении, долю сигнала КИР \tilde{Q}_{IJ} , где \tilde{Q}_{IJ} — сигнал в элементе с номером I, J реального изображения. Таким образом, в элементе Q_{ij} будет накоплена сумма сигналов, взятая из тех элементов, которые «покрываются» эталонным треком от элемента изображения Q'_{ij} . Эта процедура повторяется для всех элементов подматрицы, установленной в начальное положение и размеры которой соответствуют размерам реального неподвижного изображения. В соответствии с этой процедурой «размазанные» сигналы от всех элементов изображения будут собраны в начальное положение и заполнится подматрица, находящаяся в положении, соответствующем начальному моменту накопления.

3. Оценка координат полученного изображения. Для этого могут быть использованы методы, изложенные выше. Очевидно, что полученная оценка координат будет отличаться от координат, куда было помещено эталонное изображение. Это обусловлено погрешностями методов оценки координат, шумами, а также погрешностями установки эталонного изображения. Если оценка координат существенно отличается от координат исходного положения эталонного изображения, то последнее необходимо переместить в новую точку с координатами, полученными при обработке реального изображения, и повторить всю процедуру с п. 1 до п. 3 до тех пор, пока не будет достигнута требуемая точность, т. е. пока отличие координат эталонного изображения и координат реального изображения в начальной точке будет не существенным или не превысит некоторой наперед заданной величины (например, 0,01 доли элемента разложения). Ясно, что сходимость будет тем лучше, чем точнее эталонная ФРТ соответствует реальной и чем меньше погрешность метода

оценки координат. Результаты моделирования показывают, что при ошибке исходного эталонного положения 0,5 элемента и использовании итерационного метода оценки координат достаточно трех итераций для обеспечения сходимости с погрешностью 0,05 элемента (разности в исходных координатах эталонного и «реального», т. е. смоделированного реального) изображения.

Недостатком изложенного подхода является необходимость знания, пусть и с некоторой погрешностью, начального положения изображения и динамики его движения, что не всегда выполнимо.

Литература

1. *Иванкин И.Р., Пашков В.С., Фисенко Т.Ю., Эвентаве Ю.М.* Интерполяционные алгоритмы определения положения центра изображения объекта с помощью ПЗС // *Техника средств связи*. Сер. Техника телевидения. 1986. Вып. 4. С. 37–43.
2. *Букреев В.И., Дмитриева М.Н., Иванкин И.Р., Эвентаве Ю.М.* Оценка положения и скорости перемещения центра изображения светового пятна по распределению заряда в матричной ПЗС-структуре // *Техника средств связи*. Сер. Техника телевидения. 1990. Вып. 2. С. 71–77.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕРМОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ СОПРОТИВЛЕНИЯ В СИСТЕМАХ ОРИЕНТАЦИИ И ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.И. Костенко¹, М.Б. Добриян¹, А.В. Наганов¹, О.Т. Захарчук²

¹ Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

² ООО «АСИС-СОФТ», Москва

Рассматриваются возможности применения термопреобразователей сопротивления серии ТСМФ-Д как в системах измерения температур, так и в системах определения ориентации и энергообеспечения на примере двух экспериментальных образцов микроспутников: в одном — для определения направления на Солнце и Землю, с использованием температурных данных с термочувствительных блоков, установленных на космическом аппарате с известной ориентацией относительно строительных осей КА «МОНИТОР-Э», 2005 г., (система защищена Патентом №2126137, 1999), а в другом — в экспериментальной системе энергообеспечения на микроспутнике «Университетский – Татьяна», 2005 г. Термометр сопротивления серии ТСМФ-Д изготавливается из остекленного высокоомного микропровода и предназначен для измерения температуры газобразной среды, твердых тел и криогенных жидкостей в диапазоне температур 4,2...473 К с точностью 0,1...0,5 К.

About using of resistance thermometers of series TSMF-D for systems for measurement temperatures and two experimental samples are created for definition of directions to the Sun and to the Earth using temperatures date of thermo sensitive units, located on space vehicles body, with special orientation relatively connected axes of a space vehicle for spacecraft MONITOR-E, 2005 (the system is covered by Patent Nr. 2126137, 1999), and of power system for micro satellites UNIVERSITY – TATIYANA, 2005. Series TSMF-D of resistance thermometers consisting of a glass-insulated micro wire are designed for measurement of temperatures of gaseous and solid media as well as cryogenic liquids, and measured temperature range between 4,2...473 K, with error 0,1...0,5 K.

При создании микроспутников (МС) возникла необходимость применения малогабаритных, малой массы и сравнительно небольшой точности (порядка 1°) систем определения

ориентации строительных осей МС относительно направления на Солнце и планету.

Применяемые системы такого класса имеют существенные недостатки, связанные либо со сложностью их реализации, либо с нецелесообразностью их применения (например, магнитная система ориентации по магнитным силовым линиям Земли имеет существенный недостаток, связанный с перевертыванием космического аппарата (КА) при прохождении магнитных полюсов).

Рассмотрим систему определения ориентации, основанную на применении термопреобразователей сопротивления. Возможность использования термопреобразователей в системах определения ориентации КА стала реальной с момента создания термодатчиков с высокоомным проволочным чувствительным элементом.

Начиная с середины 1980-х гг. при проведении космических экспериментов и наземной термовакуумной отработки использовались планарные термометры сопротивлений (типа ИС-573, ТЗП-3-018) с номинальным сопротивлением 50...100 Ом при 20 °С, что обеспечивало точность измерения температур на уровне до 3 % от диапазона измеряемых температур. Кроме того, монтаж таких термодатчиков осуществлялся с помощью специальных клеев и требовал площадку размерами до 20×100 мм.

Повторное использование такого типа термодатчиков было исключено.

В начале 1990-х гг. группой специалистов Харьковского физико-технического института низких температур и ИКИ РАН был разработан термодатчик с проволочным чувствительным элементом типа ТСМФ-Д, который многократно использовался как в различных космических проектах (МКЛ, «Марс-94–96», «Колибри»), так и в наземных измерительных системах. Винтовое крепление такого термодатчика обеспечивало его многократное применение. Было разработано несколько модификаций датчика, одна из которых предназначена для использования в наземных и космических условиях. Это термопреобразователи сопротивления (ТСП) металлические из микропровода в стеклянной изоляции для

измерения температуры газообразных и твердых сред, а также криогенных жидкостей.

Конструктивно ТСП выполнен в виде медной катушки диаметром 8 мм толщиной 3 мм с намотанным на ней термочувствительным проводом. По оси катушки имеется отверстие диаметром 2,1 мм для крепления к объекту измерения температуры. Выводы катушки подключаются к системе измерения температур по четырехпроводной схеме.

Диапазон измеряемых температур от 4,2 до 473 К с точностью 0,3...0,01 К во всем диапазоне. Термическое сопротивление при 300К от 500 до 2000 Ом. Масса ТСП 0,35 г, срок службы не менее 15 лет.

На базе ТСП была разработана и запатентована термодинамическая система определения ориентации и стабилизации (ТДСООС), обеспечивающая точности на уровне 30' (Патент РФ № 2126137, 1999; Приоритет 26.02.98).

Основу ТДСООС составляют термочувствительный элемент (ТЧЭ) и объединенные в блок три ТЧЭ — БТЧЭ, в котором отдельные ТЧЭ имеют различные по оптическим характеристикам тепловоспринимающие пластины. Различные значения оптических характеристик ТЧЭ связаны с параметрами теплового потока: солнечное излучение, планетное (земное) излучение, тепловой поток отраженного планетой солнечного излучения.

Принцип работы ТДСООС заключается в определении углового положения Солнца и Земли (в частности) по значению температурного поля на поверхности КА. Температурное поле измеряется ограниченным количеством ТЧЭ, установленных в определенных точках КА. В зависимости от типа ориентации и стабилизации и мест установки количество ТЧЭ может варьироваться от 2 (стабилизация вращением) до 12...20 при трехосной ориентации и стабилизации.

Настоящий метод является новым в области ориентации спутников и может быть особенно перспективным для микроспутников. Одновременно с этим заслуживает внимания использование этой техники для аварийной системы определения ориентации и больших космических комплексов типа МКС (Международной космической станции) при выходе из строя штатных систем.

Преимущество ТДСООС перед другими системами ориентации — практически сферическое поле зрения системы, малые масса, габариты. Это преимущество особенно проявляется при комплексировании ТДСООС с другими системами ориентации.

Основные характеристики ТДСООС

В режиме определения углового положения Солнца:

Приборная погрешность определения направления для каждого направляющего угла (3σ)	$< \pm 0,75^\circ$
Скорость вращения КА относительно астрориентира	от 5 град/мин с доведением до 12 град/мин
Поле зрения (без учета возможного затенения элементами конструкции КА)	360°
Высота орбиты	200...100 000 км

В режиме определения углового положения центра Земли (на теневой стороне Земли):

Высота орбиты (должна быть известна)	200...3000 км
Приборная погрешность определения направления для каждого направляющего угла (3σ)	$< \pm 0,75^\circ$
после проведения режима калибровки с учетом широты подспутниковой точки	$< \pm 1^\circ$
без учета широты подспутниковой точки	$< \pm 4^\circ$
без учета сезонных изменений	$< \pm 3^\circ$
недостоверность модели	$< \pm 2^\circ$

В состав ТДСООС помимо ТЧЭ входит либо плата сопряжения для связи с бортовой БЦВЭМ стандартным интерфейсом, либо автономная бортовая микроЭВМ, позволяющая вычислять параметры ориентации непосредственно на борту КА, что особенно важно для аварийных ситуаций.

Практическое применение элементов ТДСООС было осуществлено при проведении двух космических экспериментов:

- На микроспутнике «Университетский — Татьяна», запущенном 20 января 2005 г. — в канун 250-летнего юбилея МГУ — и предназначенном для мониторинга физических условий в космическом пространстве.

На микроспутнике была установлена плоская экспериментальная панель солнечной батареи (БС), оснащенной двумя ТЧЭ описанной ТДСООС. При этом определялись: ТЧЭ-1 — температура солнечной панели, а ТЧЭ-2 — тепловой поток от Солнца, падающий на панель БС и позволяющий определить ориентацию микроспутника относительно Солнца.

Результаты расчета параметров ориентации по тепловому потоку ТЧЭ-2, а также значения тока и напряжения БС подтвердили работоспособность ТДСООС применительно к микроспутникам (рис. 1, 2 и таблица*).

- На КА «Монитор-Э», выведенном на орбиту 26 августа 2005 г., для проведения летно-конструкторских испытаний при дистанционном зондировании Земли (ДЗЗ). На КА были установлены две экспериментальные подсистемы ТЧЭ: одна из четырех блоков БТЧЭ по корпусу КА, а другая — в виде моноблока на штанге из 12 ТЧЭ.

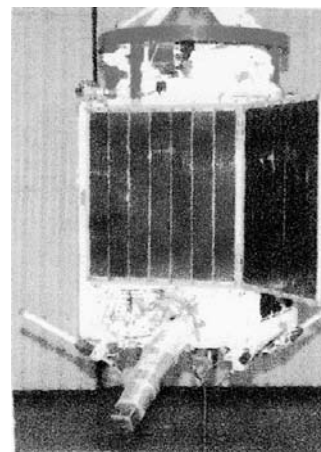


Рис. 1

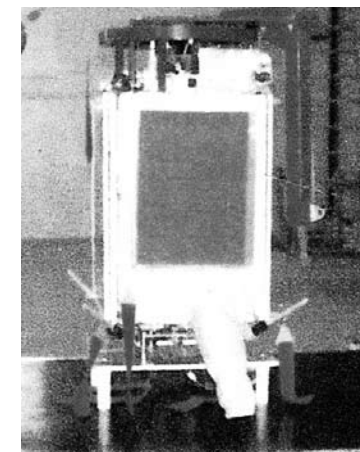


Рис. 2

* В таблице приведены данные по экспериментальной панели БС из аморфного кремния, полученные по телеметрии с микроспутника 26.01.2005 г. Во время сеанса связи с микроспутником работала практически только экспериментальная панель БС.

$T_{\text{ПОТ}}, ^\circ\text{C}$	$T_{\text{БСЖ}}, ^\circ\text{C}$	$T_{\text{БСП}}, ^\circ\text{C}$	$I_{\text{БС}}, \text{A}$	$U_{\text{БС}}, \text{B}$
74,94	91,47	27,41	0,53	14,78
73,44	91,47	22,63	0,53	14,69
70,45	91,47	16,26	0,50	14,69
67,46	89,87	9,88	0,47	14,69
65,97	89,87	1,91	0,43	14,69
61,48	89,87	-7,65	0,38	14,69
58,49	85,09	-18,8	0,32	14,69
52,52	80,31	-29,9	0,25	14,69

Примечание: $T_{\text{ПОТ}}$ — температура с датчика потока; $T_{\text{БСЖ}}$ — температура жестко закрепленной панели БС; $T_{\text{БСП}}$ — температура поворотной (откидной) панели БС; $I_{\text{БС}}$ — ток батареи БС из аморфного кремния; $U_{\text{БС}}$ — напряжение БС.

Общий вид БТЧЭ представлен на рис. 3.

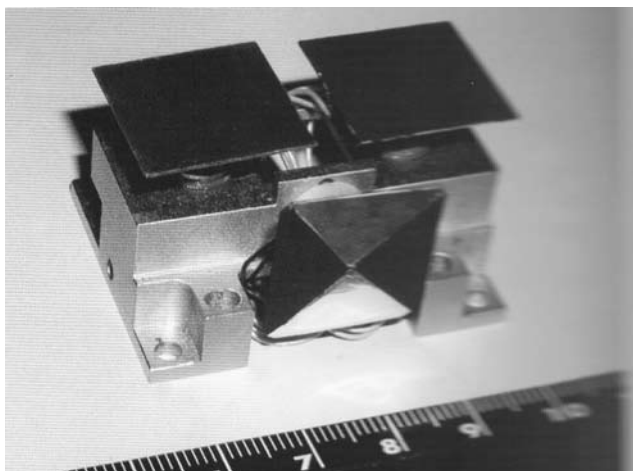


Рис. 3

Секция 2
ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ
ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

УДК 520.6

ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ
СИСТЕМОЙ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ
В ПРОЕКТЕ «ФОБОС-ГРУНТ»

Г.А. Аванесов, Б.С. Жуков, Е.Б. Краснопевица

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) на КА «Фобос-Грунт», состоящая из двух узкоугольных и двух широкоугольных камер, разработана для решения как научных, так и навигационных задач миссии. Полученные изображения высокого разрешения дадут новую информацию о структуре кратеров и борозд на поверхности Фобоса, характеристиках реголита, распределении масс внутри Фобоса, а также о пылевых кольцах Марса. Навигационные съемки Фобоса позволят уточнить параметры орбит КА и Фобоса перед каждым маневром КА. Во время наиболее ответственного этапа миссии — посадки на Фобос ТСНН будет осуществлять автономный выбор места посадки и поддерживать штатные системы резервными измерениями высоты и скорости.

Television System for Navigation and Observation (TSNN) on-board the Phobos-Grunt spacecraft, which includes two narrow- and two wide-angle cameras, has been developed to solve both scientific and navigational tasks of the mission. High-resolution images to be obtained by TSNN will provide new information about the structure of craters and grooves on the surface of Phobos, regolith characteristics, density distribution inside Phobos, as well as about dust rings of Mars. Navigational imaging will be used to refine the parameters of the Phobos and s/c orbits before each s/c manoeuvre. During landing, which is the most critical stage of the mission, TSNN will perform an autonomous selection of the most suitable site for landing and provide back-up measurements of the s/c altitude and velocity.

Введение

Важная роль в проекте «Фобос-Грунт», предусматривающем посадку на Фобос и доставку на землю образцов его грунта, отводится телевизионным средствам, которые будут использоваться как для решения критически важных для успеха миссии навигационных задач, так и для научных исследований Фобоса, Марса и околомарсианского пространства. На

основе анализа этих задач в работе [1] определены требования к составу и характеристикам телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) на космическом аппарате (КА) «Фобос-Грунт». В данной статье рассматриваются основные режимы работы ТСНН и обсуждается использование получаемой видеoinформации для решения навигационных и научных задач миссии.

1. Характеристики ТСНН

В состав телевизионной системы навигации и наблюдения входят две узкоугольные телевизионные камеры (УТК) высокого разрешения с фокусным расстоянием $F = 500$ мм и две обзорные широкоугольные телевизионные камеры (ШТК) с фокусным расстоянием $F = 18$ мм [2]. Размещение двух комплектов УТК и ШТК по диаметру платформы посадочного модуля с базисом 2 м обеспечивает возможность проведения стереоизмерений при посадке на поверхность Фобоса.

Таблица 1. 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, мкм	0,4...1,0	0,4...1,0	0,4...1,0
Размер элемента ПЗС, мкм	7,4	7,4	20
Кол-во активных элементов	1000×1000	1000×1000	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
Радиометрическое разрешение, бит	10	10	12
Объем флэш-памяти, Мбайт	16	16	–
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.

Для привязки измерений ТСНН к инерциальной системе координат используются звездные датчики БОКЗ-МФ. Приборы БОКЗ-МФ также дублированы и имеют непрерывно направляемые 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.

Все камеры имеют свои процессоры. Связь между камерами осуществляется через бортовой вычислительный комплекс (БВК).

Основные характеристики ТСНН и БОКЗ-МФ приведены в табл. 1.

2. Навигационные и научные задачи съемок ТСНН

Навигационные и научные задачи, которые будут решаться с помощью ТСНН в проекте «Фобос-Грунт», подробно проанализированы в работе [1]. Навигационные задачи включают:

- уточнение орбиты космического аппарата КА на трассе перелета и при маневрировании на орбитах искусственного спутника Марса (ИСМ);
- уточнение орбиты Фобоса;
- выбор района посадки с орбиты ИСМ;
- навигационная поддержка посадки: измерения расстояния до поверхности Фобоса и компонент относительной скорости КА – Фобос в процессе снижения, а также автономный выбор места посадки.

Полученные изображения позволят также провести комплекс научных исследований характеристик Фобоса и околомарсианского пространства:

- уточнение модели фигуры, карт рельефа и геологических карт Фобоса;
- исследования характеристик основных форм рельефа поверхности Фобоса: кратеров и борозд;
- исследования пространственных вариаций отражательных характеристик поверхности Фобоса и оценки по ним характеристик грунта Фобоса;
- уточнение массы Фобоса и положения центра масс в модели фигуры Фобоса, что позволит сделать заключение о внутренней однородности Фобоса;

- исследования пылевых колец Марса;
- исследования либраций Фобоса, что позволит оценить его моменты инерции и даст дополнительную информацию о распределении масс внутри Фобоса.

Для обеспечения решения стоящих перед ТСНН задач предусмотрены три режима наблюдений: «Съемка звезд», «Последовательная съемка» и «Посадка».

3. Режим «Съемка звезд»

В режиме «Съемка звезд» (СЗ) все камеры работают независимо. В каждой камере может быть получено до 1000 изображений с заданными параметрами (момент начала и интервал съемки, время экспозиции, коэффициент усиления и др.). На полученных изображениях выделяются и запоминаются во флэш-память камер «локализованные объекты», яркость которых значимо превышает уровень фона. При заполнении флэш-памяти объемом 16 Мбайт съемка прекращается.

Режим СЗ будет использоваться:

- для геометрической калибровки камер ТСНН;
- навигационных съемок Марса и Фобоса на фоне звезд;
- детектирования пылевых колец Марса.

Геометрическая калибровка камер ТСНН включает определение внутренних параметров камер (фокусное расстояние, положение главной точки, функция рассеяния точки, обобщенная дисторсия), а также взаимную привязку систем координат всех камер и звездных датчиков. Калибровка камер будет проводиться путем одновременной съемки звезд всеми камерами и звездными датчиками. Максимальная распознаваемая звездная величина и ожидаемое количество звезд в поле зрения УТК и ШТК при времени накопления 0,25 с приведены в табл. 2. Наилучшие условия для калибровки реализуются при ориентации камер ТСНН вблизи галактического экватора. Калибровочные сеансы предусмотрены на трассе перелета Земля–Марс, а также при необходимости могут повторяться на орбитах ИСМ.

Таблица 2. Максимальная распознаваемая звездная величина и ожидаемое количество звезд в поле зрения УТК и ШТК в калибровочных сеансах

Параметр	УТК	ШТК
Максимальная распознаваемая звездная величина	11	6
Ожидаемое количество звезд в поле зрения:		
• среднее по небесной сфере	12	45
• вариация между галактическим полюсом и экватором	5...30	25...110

Съемка Марса и Фобоса на реальном фоне звезд позволяет наиболее точно определить направление на снимаемые объекты в инерциальной системе координат для уточнения параметров орбиты КА и снимаемых объектов. Для одновременного наблюдения звезд в одном кадре вместе с Марсом или Фобосом изображения последних должны быть переэкспонированы. Технология антиблужинга ПЗС-матриц позволяет переэкспонировать изображения до 300 раз без растекания заряда.

Навигационные съемки Марса на фоне звезд предусмотрены с помощью ШТК на подлетной траектории на расстоянии 6 и 3 млн км до Марса, а навигационные съемки Фобоса — с помощью ШТК на орбите наблюдения.

Частицы пыли могут быть распознаны среди звезд как яркие объекты, не имеющие соответствия в звездном каталоге. Принимая, что максимальная плотность частиц в пылевом торе Фобоса равна $5 \cdot 10^{-6} \text{ м}^{-3}$, типичная масса частиц — $10^{-7} \dots 10^{-6} \text{ г}$ и отражательные характеристики частиц и их плотность такие же, как у Фобоса, получим приведенные в табл. 3 значения максимального расстояния, на котором эти частицы могут быть детектированы с помощью УТК, ШТК и БОКЗ-МФ, а также среднее количество детектированных частиц на одном изображении. Как следует из этих расчетов, наиболее эффективно частицы пыли могут быть детектированы с помощью УТК. Для эксперимента по детектированию пыли особенно важно получение большого количества изображений, которое может быть обработано и записано в режиме СЗ.

Таблица 3. Условия детектирования пыли телевизионными средствами

Параметр	УТК	ШТК	БОКЗ-МФ
Максимальное расстояние до частицы, м	600...1200	12...25	29...57
Ожидаемое число частиц на одном изображении	0,2...1,8	0,002...0,01	0,006...0,05

4. Режим «Последовательная съемка»

Режим «Последовательная съемка» (ПС) также предусматривает независимую съемку камерами ТСНН, однако, в отличие от режима СЗ, полученные изображения запоминаются целиком — предусматривается лишь их упаковка без сжатия. В результате во флэш-памяти каждой камеры может быть записано до 12 полных изображений.

Режим ПС предназначен для крупномасштабных съемок Фобоса в навигационных и научных целях, а также для выбора района посадки КА на Фобос. В табл. 4 приведены разрешение и поле зрения УТК и ШТК при съемке поверхности Фобоса на орбите наблюдения и квазиспутниковых орбитах (КСО).

Поскольку при крупномасштабной съемке изображения Фобоса не могут быть получены на фоне звезд, привязка снимков к инерциальной системе координат будет производиться с помощью звездных датчиков.

Съемки с КСО позволят выполнить картирование Фобоса, а также (при использовании конвергентной съемки) сте-

Таблица 4. 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

реореконструкцию 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.

Важнейшей задачей съемок ТСНН на КСО является уточнение района посадки. 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 до 4 м. Для уточнения района посадки необходима стереосъемка поверхности Фобоса с КСО с расстояния 30...50 км с разрешением не хуже 0,5 м. Для этого программа наблюдений ТСНН с КСО предусматривает:

- конвергентную съемку района посадки под различными углами для обеспечения оптимальной стереореконструкции поверхности Фобоса;
- перекрытие изображений ~60 % для взаимной привязки соседних снимков;
- сочетание съемок УТК, обеспечивающих высокое пространственное разрешение, и ШТК, позволяющих привязать узкоугольные снимки УТК к модели фигуры Фобоса.

Однако учитывая, что эллипс рассеяния при посадке равен 800×400 м (соответственно по долготе и широте) и что ожидаемое 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 снимкам выбрать для посадки район с минимальным количеством таких неровностей, а задачу выбора конкретного места посадки решать автономно при спуске на поверхность Фобоса.

5. Режим «Посадка»

В режиме «Посадка», который будет использоваться при спуске КА на поверхность Фобоса, предусматривается синхронная съемка Фобоса всеми четырьмя камерами ТСНН для решения следующих задач:

- запись полных изображений во флэш-память камер для передачи на Землю после посадки;
- формирование сжатых кадров репортажной съемки, которые будут передаваться на Землю в реальном времени в процессе посадки;
- построение карты пригодности поверхности для посадки, которая будет использоваться для автоматического выбора места посадки;
- измерения расстояния до поверхности Фобоса;
- измерения смещения опорного объекта на последовательных изображениях, которые с учетом изменения масштаба изображения и ориентации КА позволят оценить боковую скорость КА.

Выполняемые с помощью ТСНН измерения высоты и скорости КА используются для резервирования аналогичных измерений, выполняемых штатными средствами — лазерным высотомером и доплеровским измерителем скорости и дальности.

Хотя измерения ТСНН планируется осуществлять непрерывно начиная с момента схода с орбиты, наиболее важными они являются:

- на участке спуска от 4 км до 800 м, где уточняется момент начала торможения;
- при приближении к поверхности на высотах 300...50 м для контроля высоты, скорости соприкосновения с поверхностью и автономного выбора места посадки (50 м — минимальная высота, на которой может быть принято решение о выполнении дополнительного маневра КА).

Разрешение и поле зрения камер ТСНН при посадке приведены в табл. 5 (с учетом эффекта дефокусировки). Смазом изображений из-за бокового смещения КА относительно поверхности Фобоса можно пренебречь. Для УТК ухудшение разрешения из-за дефокусировки в 2 раза про-

Таблица 5. Изменение разрешения и поля зрения камер ТСНН в процессе посадки

Расстояние до поверхности Фобоса	ШТК ($f = 18$ мм)			УТК ($f = 500$ мм)		
	Разрешение		Поле зрения	Разрешение		Поле зрения
	исходное изображение	репортажный кадр		исходное изображение	репортажный кадр	
30 км	12 м	48 м	12 км	52 см	180 см	450 м
10 км	4,1 м	16 м	4,1 км	22 см	67 см	150 м
3 км	1,2 м	4,8 м	1,2 км	12 см	25 см	45 м
1 км	42 см	1,6 м	410 м	8,6 см	13 см	15 м
300 м	13 см	49 см	120 м	7,6 см	8,8 см	4,5 м
100 м	5,0 см	17 см	41 м	7,3 см	7,6 см	1,5 м
30 м	2,1 см	5,8 см	12 м	—	—	—
10 м	1,3 см	2,6 см	4,1 м	—	—	—
3 м	1,0 см	1,5 см	1,2 м	—	—	—
1 м	0,9 см	1,1 см	41 см	—	—	—

исходит на высоте 5 км, а на высотах ниже 1 км разрешение УТК остается практически постоянным. Для ШТК ухудшение разрешения из-за дефокусировки более чем в 2 раза происходит на высотах ниже 20 м, а предельное разрешение составляет ~1 см.

Снимки с сантиметровым разрешением позволяют получить ценную научную информацию о детальной структуре кратеров и борозд и о свойствах реголита на поверхности Фобоса. Всего во флэш-память каждой камеры будет записано по 12 полных изображений.

Цикл съемки и обработки информации в режиме «Посадка» составляет 6 с [3]. Чтобы избежать увеличения времени цикла из-за записи во флэш-память полных изображений, циклы измерений и записи изображений разделены между собой. На высотах, где измерения наиболее критичны, они не прерываются и запись во флэш-память не производится. Периодичность записи во флэш-память и интервал высот, на которых такая запись осуществляется, задаются параметрами программы посадки. В случае приведенного выше определения критических участков для измерений запись изображений УТК во флэш-память можно производить 1 раз на

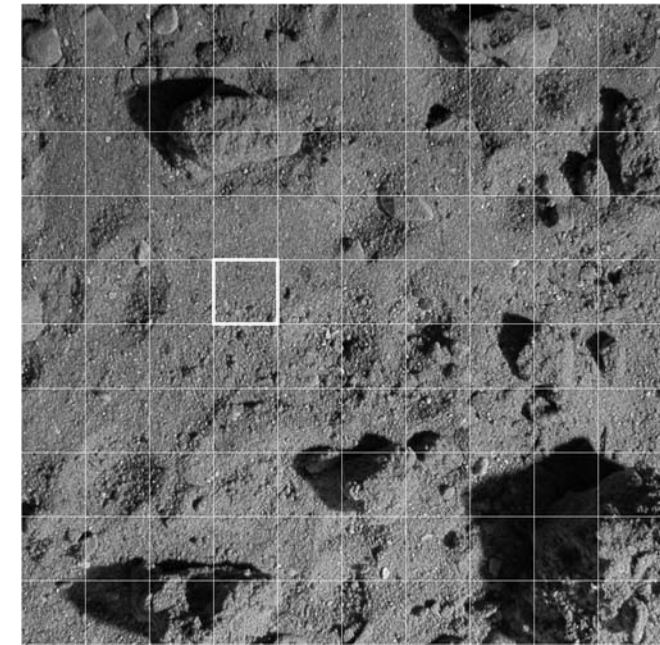
30 циклов измерений — начиная с момента схода КА с орбиты и до высоты 4 км. Для ШТК запись изображений можно начать на высотах ниже 40 м после прекращения измерений и проводить запись на каждом цикле.

Сжатый кадр репортажной съемки будет передаваться из каждой камеры в БВК за 20 циклов. Всего каждой камерой за время спуска будет получено до 20 репортажных кадров. На малых высотах из-за эффекта дефокусировки разрешение репортажного кадра будет приближаться к разрешению исходного изображения (см. табл. 5).

После окончания торможения КА на высоте 300...200 м, когда разрешение ШТК достигнет 13...9 см, по снимкам ШТК должен производиться автономный выбор места посадки. С этой целью по данным ШТК будет строиться и передаваться в БВК карта пригодности поверхности для посадки, по которой можно определить пригодность прогнозируемого места посадки, а в случае его непригодности — выбрать наиболее ровный участок размером ~10 м, на который может быть проведена посадка КА. Карта пригодности строится по признаку фотометрической однородности изображения с учетом наличия теней и близости крупных неоднородностей. Рисунок иллюстрирует выбор оптимального места посадки по изображению шероховатой поверхности, моделирующей поверхность Фобоса.

Расстояние до поверхности Фобоса будет определяться по изображениям, полученным камерами УТК и ШТК на стереобазе 2 м. С момента схода с орбиты до высоты 300 м для этой цели должны использоваться камеры УТК, а на более низких высотах, где перекрытие их полей зрения становится меньше 50 %, — камеры ШТК. Ошибки измерений высоты камерами ТСНН, оцененные с учетом разрешения камер и ошибок их геометрической калибровки, приведены в табл. 6. Относительные ошибки убывают с уменьшением высоты: от 6 до 4 % по данным УТК на участке перед началом торможения (высота от 4 до 0,8 км) и от 5 до 1 % по данным ШТК при приближении к поверхности (высота от 200 до 50 м).

Информацию для оценки горизонтальных компонент скорости КА дадут измерения смещения опорной точки на



Выбор оптимального места посадки по модельному изображению

последовательных изображениях, полученных одной из камер ШТК (измерения УТК для этой цели не применимы, так как за время цикла 6 с опорные точки могут выходить из поля зрения УТК уже на высотах менее нескольких километров). Данные этих измерений будут обрабатываться в БВК с учетом изменения ориентации КА и высоты съемки. Поскольку смещения объектов очень чувствительны к горизонтальной скорости, для экономии времени вычислений эти смещения будут определяться по четырехкратно заглубленному изображению ШТК ([3]. Даже в этом случае обеспечивается достаточная точность измерения горизонтальной скорости (см. табл. 6).

С накоплением результатов измерений ТСНН в БВК ошибки траекторных измерений будут существенно ниже, чем рассмотренные ошибки единичных измерений ТСНН.

Таблица 6. Ошибки измерения высоты и горизонтальной скорости по данным ТСНН

Расстояние до поверхности Фобоса	Ошибка измерения расстояния, м		Ошибка оценки горизонтальной скорости (ШТК), м/с
	УТК	ШТК	
30 км	—	—	—
10 км	1100	—	—
3 км	170	1900	0,82
1 км	43	210	0,28
300 м	11	20	0,084
200 м	—	9,1	0,056
100 м	—	2,5	0,029
30 м	—	0,32	0,0097
10 м	—	0,066	0,0042

Заключение

Проработка основных режимов работы телевизионной системы навигации и наблюдения подтвердила возможность решения стоящих перед ТСНН навигационных и научных задач в проекте «Фобос-Грунт».

Литература

1. 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.
2. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопецева Е.Б. Телевизионные средства навигации и наблюдения проекта «Фобос-Грунт» // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космич. технологий. Приборы для космич. исслед. Земли и планет: Сб. тр. по результатам выездного семинара / Под ред. Р.Р. Назирова. Россия, Таруса, 7–9 июня 2006. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 226–231.
3. Жуков Б.С., Жуков С.Б., Гришин В.А., Гордеев Р.В. Бортовое программно-алгоритмическое обеспечение информационной поддержки посадки на Фобос. (Статья в настоящем сборнике, с. 294.)

ФОРМИРОВАНИЕ МОДЕЛЬНЫХ СТЕРЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ФОБОСА И ИХ ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА В ЗАДАЧАХ ПРИПЛАНЕТНОЙ НАВИГАЦИИ

Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Рассмотрены вопросы визуализации и построения цифровой модели поверхности (рельефа) Фобоса (ЦМР). Приведены особенности построения модельных снимков. Предложен алгоритм обработки стереопары, сформированной для широкоугольной камеры ТСНН, с целью восстановления ЦМР по результатам съемки поверхности Фобоса. Проверка работоспособности алгоритма проведена на модельных изображениях, при этом точность решения задачи составила 9 м по высоте и в плане.

Предложены рекомендации для конвергентной съемки поверхности Фобоса узкоугольной камерой с целью получения точности определения координат в плане и по высоте на уровне 0,5 м с квазисинхронной орбиты.

Problems of the Phobos digital terrain model (DTM) creation and visualization are considered. Features of the image modeling are listed. An algorithm for processing a stereo pair formed for the wide-angle camera of the TV System for Navigation and Observation in order to restore DTM based on the Phobos surface imaging data is proposed. The algorithm operation ability was tested on model images. The task solution accuracy was 9 m for height and plan.

Recommendations for the Phobos surface convergent imaging from the quasi-synchronous orbit by the narrow-angle camera to achieve coordinates determination accuracy of about 0.5 m for the height and plan are given.

Введение

Эффективность отработки задач припланетной навигации на этапах облета Фобоса на квазиспутниковой орбите может быть значительно повышена при использовании трехмерной модели Фобоса. Такая модель была создана в рамках проекта «Фобос-Грунт».

Трехмерная модель Фобоса была использована для построения модельных изображений Фобоса при исследовании

алгоритмов стереообработки изображений Фобоса, получаемых при его облете с квазиспутниковой орбиты.

Рассмотренные алгоритмы необходимы для более надежного выбора места посадки, построения цифровой модели рельефа района посадки и определения координат точек съемки.

Для решения данной задачи, а также для построения цифровой модели Фобоса с высоким разрешением (до 1 м) необходимо проводить стереосъемку поверхности с углами засечки, достаточными для фотограмметрической обработки полученных материалов. При планировании стереосъемки необходимо указывать такие параметры как: высота съемки, интервал между моментами экспонирования, фокусное расстояние камеры (18 мм — широкоугольная телевизионная камера (ШТК) или 500 мм — узкоугольная телевизионная камера (УТК)), угол визирования между направлением на центр Фобоса и съемочной камерой, процент перекрытия стереоизображений.

В статье для узкоугольной и широкоугольной камер представлены формулы и результаты расчета следующих из указанных выше параметров: высота, интервал и процент перекрытия.

Особое место занимает выбор угла между направлением на центр Фобоса и съемочной камерой. С этой целью были построены изображения с вычисленными параметрами для стереосъемки со значениями угла визирования в диапазоне от $\pm 10^\circ$.

Решена задача определения элементов взаимного ориентирования снимков и проведена оценка точности результатов. На основе анализа данных получены требуемые углы разворота и расстояние до поверхности Фобоса при визировании на центр с помощью ШТК.

В статье представлены алгоритм и математические основы решения задачи стереообработки изображений и построения стереомодели участка поверхности.

1. Трехмерная модель поверхности Фобоса

Исходными данными для трехмерной модели (рис. 1) послужила цифровая модель Фобоса, разработанная Томасом

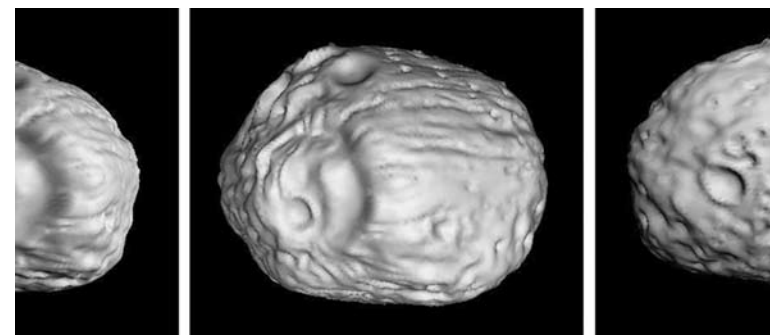


Рис. 1. Трехмерная модель Фобоса в разных ракурсах

[1] с шагом 1° по широте и долготе. При создании модели были использованы средства трехмерной компьютерной графики — 3DSMax, DeepExploration и DirectX. Рабочий интерфейс программы представлен в среде Borland Delphi. Интерфейс позволяет моделировать на экране монитора трехмерное изображение Фобоса под заданными углами наблюдения и на заданных расстояниях, задавать вращение Фобоса вокруг его осей, положение камеры наблюдения, направление освещения и регулировать яркость источника света.

2. Использование стереосъемки на различных участках траектории полета к Фобосу

Основными этапами полета КА к Фобосу являются [2]:

- трасса перелета: расстояние до Марса 3...6 млн км;
- полет по орбитам:
 - эллиптической вокруг Марса: расстояние до Марса 30...40 тыс. км, расстояние до Фобоса 25...45 тыс. км;
 - наблюдения, расстояние до Марса 9900 км, расстояние до Фобоса 500...20 000 км;
 - квазиспутниковой, расстояние до Фобоса 30...70 км;
- посадка;
- отлет;
- возвращение на Землю.

Космический аппарат стартует с Земли и летит в сторону Марса примерно в течение года. На подлете к Марсу проводятся необходимые навигационные наблюдения Марса, Фобоса, и аппарат выходит на эллиптическую орбиту вокруг Марса, плоскость которой совпадает с плоскостью орбиты Фобоса. Затем аппарат переходит на круговую орбиту наблюдения, высота которой превышает высоту орбиты Фобоса на 500 км и совпадает с периодом обращения Фобоса вокруг Марса. Проводится коррекция орбиты с тем, чтобы выйти на квазиспутниковую орбиту с расстояниями 30...70 км до Фобоса. На следующем этапе осуществляется посадка с высоты 30 км до касания поверхности. Выполняется основная цель миссии — забор грунта, и аппарат возвращается на Землю.

На эллиптической орбите, орбите наблюдения и квазиспутниковой орбите существует возможность проводить наблюдение участков поверхности Фобоса и Марса с помощью телевизионных средств.

Можно решать следующие задачи:

- навигационные наблюдения Марса и Фобоса;
- картирование поверхности Фобоса;
- оценивание высот рельефа выбранного участка посадки с высокой точностью.

Для отработки решения указанных задач создается стенд, моделирующий различные этапы траектории полета космического аппарата.

В статье, в частности, рассматривается стенд, который позволяет с помощью средств трехмерной компьютерной графики моделировать полет КА по орбите наблюдения и квазиспутниковой орбите на экране цифрового монитора.

Стереосъемка может быть использована при решении таких задач как картирование поверхности Фобоса, а также высокоточное определение высот рельефа места посадки и выбор наиболее безопасного участка для посадки КА. При решении указанных задач требуется достаточно высокая точность определения координат точек снимаемой поверхности.

В качестве телевизионных средств используются две узкоугольные камеры с фокусным расстоянием 500 мм и две

широкоугольные камеры с фокусным расстоянием 18 мм. Камеры имеют одинаковые ПЗС-матрицы 1004×1004 пикселей, размер пиксела 7,4×7,4 мм. В статье рассматривается алгоритм определения координат точек поверхности, снимаемой обеими камерами.

3. Управление параметрами стенда при формировании модельных стереоизображений поверхности Фобоса

Для формирования стереоизображений необходимо в системе координат объекта съемки задавать координаты центра съемочных камер.

Система отображения стенда, моделирующего поверхность Фобоса (рис. 2), позволяет задавать:

- поворот Фобоса вокруг осей планетоцентрической системы координат на заданные углы;
- координаты центра съемки камеры S;
- координаты центра источника света и направление освещения;
- яркость источника света;
- координаты точки пересечения камеры со снимаемой поверхностью N.

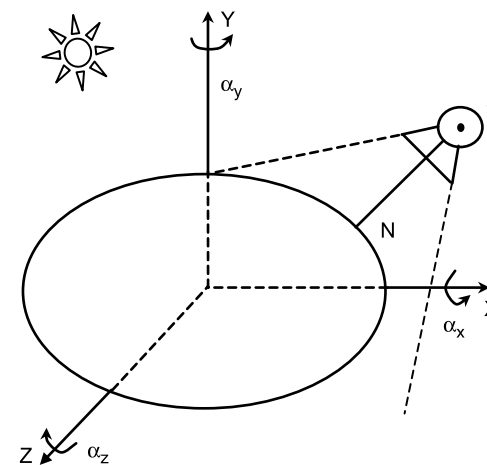


Рис. 2. Система отображения стенда, моделирующего поверхность Фобоса

При построении стереоизображений необходимо задавать координаты центров камер, образующих стереопару, так, чтобы перекрытие изображаемой поверхности было не менее 60 %.

4. Определение параметров съемки для различных способов получения стереоизображений

Стереосъемка, как правило, выполняется двумя способами:

- 1) нормальный случай съемки — направления съемки перпендикулярны направлению, соединяющему центры съемки;
- 2) конвергентная съемка — направления съемки пересекаются в одной точке, находящейся на поверхности объекта съемки.

Основным параметром, необходимым для формирования стереоизображений, является длина базиса съемки, т. е. расстояние между задними узловыми точками объективов камер.

Нормальный случай съемки (рис. 3) используется для широкоугольных камер.

При этом базис съемки рассчитывается по следующей формуле:

$$B = \frac{\left(1 - \frac{P}{100}\right) l}{f} H, \quad (1)$$

где B — базис съемки, км; P — процент перекрытия изображений; l — размер изображения, мм; H — высота съемки, км; f — фокусное расстояние камеры, мм.

Так, для широкоугольной телевизионной камеры при $f = 18$ мм с квазиспутниковой орбиты ($H = 22,8$ км) базис съемки должен иметь длину 3,75 км. При этом элемент разрешения будет составлять 9 м. Интервал между экспонированиями при высоте орбиты 22,8 км — 9 мин.

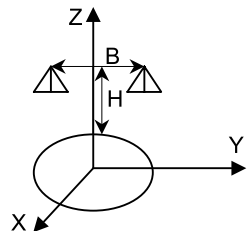


Рис. 3. Схема нормальной съемки

Рис. 4. Схема конвергентной съемки

Если применить эту формулу для узкоугольных камер, то получится слишком малый базис и, как следствие, низкая точность определения высот точек снимаемой поверхности. Поэтому для узкоугольных камер необходимо использовать конвергентную съемку (рис. 4):

$$B = \frac{2H}{\operatorname{tg}(90 - \gamma)}, \quad (2)$$

где B — базис съемки; γ — угол наклона камеры к базису; H — высота съемки.

Результаты расчета параметров конвергентной съемки приведены в табл. 1.

Исходя из данных табл. 1 оптимальным для съемки заданного участка будет угол конвергенции 30° при длине базиса 32 км. Отсюда интервал между получениями снимков стереопары будет составлять 1,3 ч при обороте по квазиспутниковой орбите вокруг Фобоса на данной высоте за 8,3 ч.

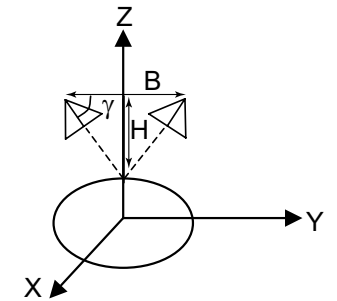


Таблица 1. Параметры конвергентной съемки

Продольный угол наклона камеры к базису γ , град	Базис съемки B , км	Расстояние до заданного участка съемки L , км	Разрешение камеры с $f = 500$ мм $r(500)$, м	Разрешение камеры с $f = 18$ мм $r(18)$, м
1	0,981	37,483	0,6	15,4
5	4,918	37,561	0,6	15,4
10	9,913	37,806	0,6	15,5
20	20,462	38,851	0,6	16,0
30	32,458	40,842	0,6	16,8
40	47,174	44,284	0,7	18,2
50	67,000	50,269	0,7	20,7
60	97,375	61,443	0,9	25,3
70	154,463	85,845	1,3	35,3

5. Оценка эквивалентного фокусного расстояния камеры стенда

Оценка фокусного расстояния камеры стенда проводится по фронтальному (рис. 5а) и торцевому (рис. 5б) изображениям Фобоса. Торцевое изображение Фобоса соответствует стороне Фобоса, наблюдаемой с Марса. Так как известны диаметры трех осей эллипсоида, то, задаваясь одной высотой съемки, можно построить таблицу определения эквивалентного фокусного расстояния (табл. 2). Расчет фокусного расстояния производится по формуле

$$f = \frac{l}{L} H, \quad (3)$$

где f — фокусное расстояние камеры стенда, пиксел; l — число элементов изображения объекта съемки, пиксел; H — высота съемки, км, L — расстояние на объекте съемки, км (рис. 5в).

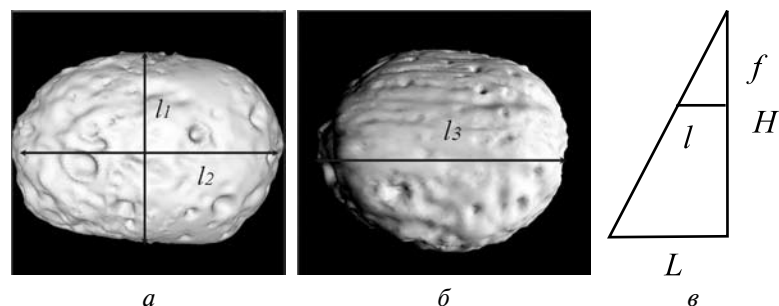


Рис. 5. Оценка эквивалентного фокусного расстояния камеры: а — фронтальное изображение Фобоса; б — торцевое изображение Фобоса; в — схема связи линейных размеров объекта съемки с линейными размерами его изображения

Таблица 2. Оценка эквивалентного фокусного расстояния

H , км	l , пиксел	L , км	f , пиксел
21,39	553	18,6	635,95
21,39	800	26,6	643,30
21,39	680	22,2	655,19
			644,81

6. Построение стереоизображений Фобоса

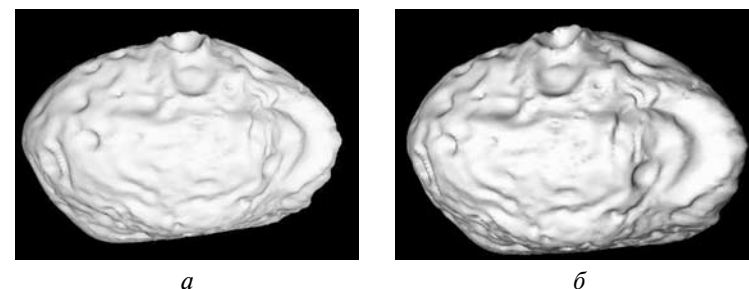


Рис. 6. Сформированные снимки стереомодели Фобоса: а — снимок, полученный первой камерой (левый), в синем спектральном канале; б — снимок, полученный второй камерой (правый), в красном спектральном канале

При построении стереоизображений были сформированы два снимка трехмерной модели поверхности Фобоса. Оба снимка с углом наклона 10° . Длина базиса съемки 9,9 км. Каждый снимок имеет три спектральных канала RGB.

Для построения анаглифического стереоизображения левый снимок представляется синим спектральным каналом, правый — красным.

Совместив изображения спектральных каналов и сделав одно из них полупрозрачным, получим анаглифическое стереоизображение поверхности при конвергентной съемке (рис. 7).

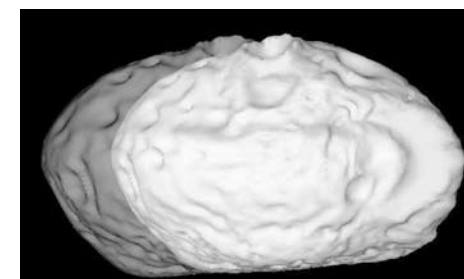


Рис. 7. Анаглифическое стереоизображение поверхности Фобоса при конвергентной съемке

Просмотр полученного изображения в анаглифических очках выявил наличие визуального стереоэффекта и, как следствие, принципиальную возможность построения стереоизображений с целью их последующей обработки для оценки расстояний до снимаемой поверхности и ее картирования.

7. Алгоритм фотограмметрической обработки полученных изображений

Обработку полученных изображений предлагается вести по следующей схеме:

- выравнивание яркости и контраста изображений;
- выбор контурных точек на обоих изображениях (по наибольшей дисперсии);
- определение соответственных точек;
- составление и решение системы уравнений компланарности по способу наименьших квадратов и оценка точности избыточной системы;
- определение координат модели для каждой соответственной точки методом двойной обратной фотограмметрической засечки в системе координат левого снимка;
- внешнее ориентирование модели по опорным точкам;
- построение сети маршрутной триангуляции.

Выравнивание яркости и контраста изображения выполняется с целью получения идентичных по фотометрическому критерию областей для последующей обработки.

Выбор контурных точек осуществляется на обоих изображениях с целью определения наиболее пригодных областей с точки зрения алгоритма идентификации точек и локализации их центров.

Определение соответственных точек выполняется с помощью алгоритмов идентификации с целью получения координат соответственных точек на обоих изображениях.

По координатам соответственных точек определяются векторы-направления на одноименные точки съемки. С использованием двух углов направления базиса съемки и трех углов ориентирования правого снимка относительно левого

снимка *составляется и решается по способу наименьших квадратов система уравнений компланарности* для изображений каждой контурной точки.

После определения относительного расположения съемочных камер вычисляются трехмерные координаты точек в системе координат левого снимка. При этом задается априорное значение длины базиса съемки.

На основе координат опорных точек в системе координат Фобоса осуществляется переход от координат точек модели к координатам точек в системе координат снимаемой поверхности. Таким образом, абсолютизируется полученная модель.

Объединяя модели между собой, *строят сеть маршрутной триангуляции в системе координат снимка*, полученного левой камерой.

Далее можно аппроксимировать построенную сеть при помощи эллипсоида вращения и определить его параметры и координаты каждой точки сети в системе координат эллипсоида.

7.1. Выравнивание яркости и контраста изображений

Выравнивание выполняется в два этапа:

1. Определение минимальной и максимальной яркости (рис. 8) на правом и левом изображениях.

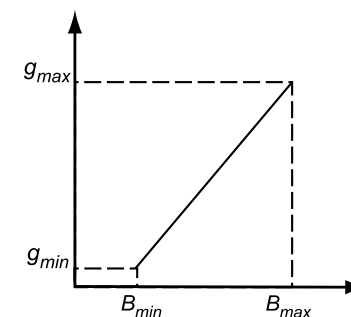


Рис. 8. Выравнивание яркости изображения

2. Коррекция каждой яркости правого изображения по формуле

$$g_{ij} = \frac{B_{ij} - B_{\min}}{B_{\max} - B_{\min}} (g_{\max} - g_{\min}) + g_{\min}, \quad (4)$$

где B — яркость левого изображения, g — яркость правого изображения.

7.2. Выбор соответственных точек на стереоснимках поверхности Фобоса

Выбор соответственных точек (рис. 9) осуществляется двумя путями — интерактивным при участии оператора и автоматическим.

Интерактивный путь используется только при существенной разнице между яркостями изображения. При этом оператор визуально выбирает идентичные точки на изображениях и фиксирует их координаты относительно верхнего левого угла на изображении с точностью до 0,5 элемента разрешения.

Автоматический путь используется при близких яркостях изображений и выполняется по следующему алгоритму.

1. Изображение разбивается на фрагменты размером 11×11 элементов. В каждом фрагменте рассчитывается дисперсия яркости. Затем фрагменты упорядочиваются по убыванию дисперсии и отбираются первые 20 фрагментов.

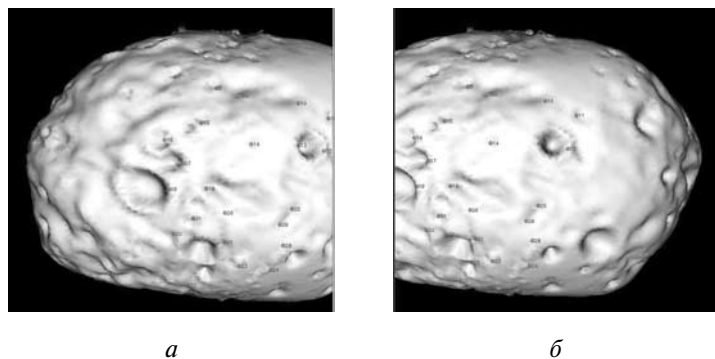


Рис. 9. Выбор соответственных точек на стереоснимках поверхности Фобоса: a — левый стереоснимок; b — правый стереоснимок

2. Внутри каждого фрагмента определяются координаты локального максимума разностного изображения с субпиксельной точностью с помощью метода пороговой отсечки и центрального взвешенного.
3. С использованием размера элемента разрешения, координат главной точки и координат центра фрагмента определяются координаты точки изображения по формулам

$$\begin{aligned} x &= (i - x_0)ps, \\ y &= (y_0 - j)ps, \end{aligned} \quad (5)$$

где ps — размер пиксела, мм.

4. Рассчитываются все сочетания разностей между абсциссами и ординатами точек левого и правого изображений.
5. Определяется число пар точек, соответствующих каждой разности, с точностью до трех элементов разрешения.
6. Разность, имеющая наибольшее число пар, считается оптимальной.
7. По оптимальной разности номера пар идентифицируются координаты точек и определяется таблица координат соответственных точек на левом и правом снимках.

Составляется и решается система уравнений взаимного ориентирования снимков.

Для каждой соответственной точки требуется составить одно уравнение компланарности трех векторов (рис. 10) [3].

Три вектора стереосъемки — вектор базиса съемки, вектор направления на изображение соответственной точки на левом снимке, вектор направления на изображение соответственной точки на правом снимке — должны лежать в одной плоскости.

Чтобы выполнить условие стереосъемки, необходимо повернуть правый снимок относительно левого на три угла: продольный, поперечный и разворота, — а также изменить направление базиса съемки.

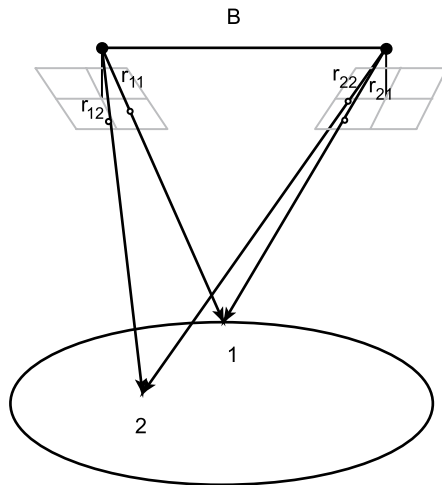


Рис. 10. Схема получения изображения точек поверхности Фобоса на стереопаре: r_{11} — радиус-вектор на изображение точки 1 в системе координат левого снимка; r_{12} — радиус-вектор на изображение точки 2 в системе координат левого снимка; r_{21} — радиус-вектор на изображение точки 1 в системе координат правого снимка; r_{22} — радиус-вектор на изображение точки 2 в системе координат правого снимка

Координаты базиса съемки могут быть получены исходя из длины базиса B и двух углов его направления τ и ν по формулам

$$\begin{aligned} B_x &= B \cos \tau \cos \nu, \\ B_y &= B \sin \tau \cos \nu, \\ B_z &= B \sin \nu. \end{aligned} \tag{6}$$

Направления на изображения левого и правого снимков могут быть вычислены по формулам:

$$r_1 = \begin{pmatrix} x_1 - x_0 \\ y_1 - y_0 \\ -f \end{pmatrix}; r_2 = \begin{pmatrix} x_2 - x_0 \\ y_2 - y_0 \\ -f \end{pmatrix}; r_2' = Ar_2, \tag{7}$$

где x_0, y_0, f — элементы внутреннего ориентирования снимков, A — матрица поворота системы координат правого снимка относительно системы координат левого снимка.

Тогда уравнение компланарности для каждой соответственной точки будет выглядеть следующим образом:

$$F = \begin{vmatrix} B_x & B_y & B_z \\ r_{1x} & r_{1y} & r_{1z} \\ r_{2x}' & r_{2y}' & r_{2z}' \end{vmatrix} = 0; \tag{8}$$

$$F = 0;$$

$$\sum_{i=0}^N \frac{dF}{dX} \Delta X = -F_0. \tag{9}$$

Вычислив частные производные и решая полученную систему методом последовательных приближений, получим искомые пять неизвестных: три угла наклона правого снимка и два угла направления базиса съемки.

В качестве начальных приближений задаются направление и априорная длина базиса съемки, нулевые углы наклона направления базиса и нулевые углы наклона правого снимка относительно левого.

7.3. Определение координат точек цифровой модели объекта съемки

Координаты цифровой модели снимаемой поверхности можно определить следующим образом:

$$N = \frac{B_x + \frac{r_2'}{f} B_z}{r_{1x} - r_{2x}'}, \tag{10a}$$

$$X = Nr_{1x},$$

$$Y = Nr_{1y}, \tag{10б}$$

$$Z = Nf.$$

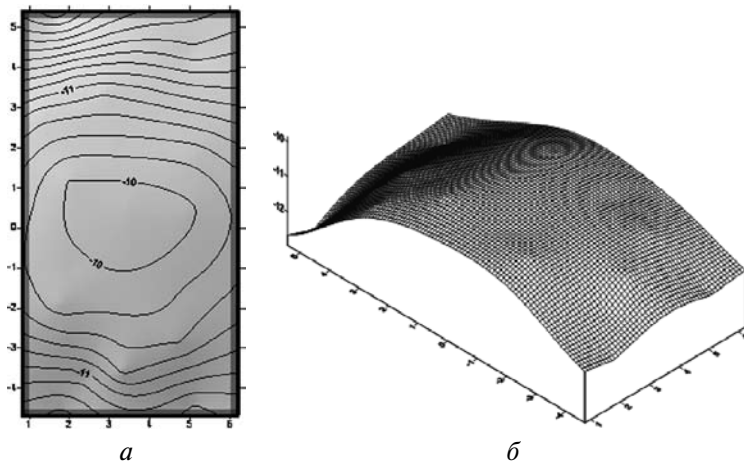


Рис. 11. Цифровая модель рельефа (ЦМР) участка поверхности Фобоса: *а* — горизонтали относительной ЦМР на участке снимаемой поверхности; *б* — объемное представление относительной ЦМР снимаемой поверхности

В результате использования вышеизложенной схемы обработки изображений трехмерной модели поверхности была построена цифровая модель рельефа участка поверхности Фобоса (рис. 11).

7.4. Внешнее ориентирование модели

Внешнее ориентирование модели выполняется по опорным точкам на основании решения системы уравнений для каждой опорной точки с известными координатами X , Y , Z из предварительно составленной сети опорных точек:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix} + A \begin{pmatrix} X_M \\ Y_M \\ Z_M \end{pmatrix} t. \quad (11)$$

Неизвестными в данной задаче являются: масштабный коэффициент t , углы наклона системы координат левого снимка относительно геодезической системы координат (α , ω , κ) и координаты начала системы координат опорных точек X_0 , Y_0 , Z_0 .

Заключение

При работе с цифровой моделью поверхности Фобоса выявлены и решены вопросы формирования и обработки стереоизображений.

1. Определены основные расчетные соотношения для получения стереоизображений поверхности Фобоса.
2. На основании созданной 3-D-модели поверхности Фобоса сформированы модельные стереоизображения.
3. Выполнена фотограмметрическая обработка снимков модели поверхности Фобоса. По результатам обработки снимков за счет соотношения базиса 2,5 км и высоты съемки 25 км, а также значения среднеквадратической ошибки единицы веса можно сделать вывод о том, что точность построения цифровой модели в плоскости XU левого снимка 9 м, по высоте — 90 м.
4. При использовании конвергентной съемки района посадки за счет соотношения базиса и высоты 1:1 и разрешения узкоугольной камеры на уровне 0,5 м предполагается достичь точности построения цифровой модели рельефа 0,5 м по всем трем координатам.
5. Подтверждена пригодность трехмерной модели для отработки стереосъемки при выборе участка посадки.

Литература

1. Телевизионные исследования Фобоса [Текст] / Г.А. Аванесов, Б.С. Жуков, Я.Л. Зиман и др. М.: Наука, 1994.
2. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопевцева Е.Б., Железнов М.М. Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с космического аппарата «Фобос-Грунт»: Препринт. Пр-2128. М.: ИКИ РАН, 2006.
3. Антипов И.Т. Математические основы пространственной аналитической фототриангуляции. М.: Картогеоцентр-Геодиздат, 2003.

ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ПОСАДКИ НА ПЛАНЕТЫ И МАЛЫЕ ТЕЛА СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Е.В. Белинская

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

В статье рассматриваются и анализируются примеры использования систем технического зрения в составе автоматических систем управления, обеспечивающих посадку на поверхность планет и малых тел Солнечной системы. Изначально системы технического зрения такого назначения были разработаны для лунных миссий, однако в настоящее время с их помощью осуществлены посадки как на поверхность Марса, так и на поверхность астероидов. За последнее десятилетие системы технического зрения зарекомендовали себя как надежные и недорогие датчики навигационной информации. Развитие и использование систем технического зрения обеспечит существенное повышение безопасности автоматической посадки, а, следовательно, успешности выполнения миссии по исследованию малоизученных или не изученных в настоящее время объектов Солнечной системы.

In this paper examples of computer vision systems (CVS) application were considered and analyzed. These systems are a part of autonomous navigation systems, providing landing on the planet surface and small bodies of the Solar system. Such CVS were developed initially for lunar missions. At present days such systems are used for landings both on the Mars and some asteroids surface. CVS proved to be a reliable and inexpensive navigation information sensor during the last decade. Development and application of CVS will ensure essential augmentation of autonomous landing safety and so mission implementation success for exploration of unknown objects of the Solar system.

Наибольшую сложность при полетах в космосе представляет управление и навигация летательного аппарата в реальном времени из-за неизбежно возникающих временных задержек при передаче сигнала с Земли. Именно поэтому сейчас актуальной является задача создания автоматической системы навигации, которая способна обеспечивать безопасную посадку и решать проблему определения горизонтальной ско-

рости аппарата относительно поверхности, а также составления топографической карты.

В настоящее время уже осуществлен ряд зарубежных миссий, в которых была успешно применена система, использующая принципы машинного зрения для осуществления посадки или стыковки, а также готовится ряд аналогичных миссий.

NEAR Shoemaker

17 февраля 1996 г. был запущен аппарат NEAR Shoemaker (рис. 1), в задачи которого входило изучение астероида Эрос с близкой орбиты в течение года. Основная цель — исследовать такие параметры астероида как форма, структура, минералогия, морфология поверхности, свойства магнитного поля и внутреннее распределение массы.

13 декабря 2000 г. NEAR вышел на низкую орбиту вокруг астероида (на высоте 35 км), где и оставался до 12 февраля 2001 г.

Изначально посадка на Эрос не была запланирована, однако, когда были выполнены все поставленные цели и еще остались топливо и ресурсы, было решено, что посадка на поверхность астероида, хотя и является чрезвычайно опасной, но вполне осуществима.

Сначала был совершен маневр и в результате получены снимки, на основании которых в лаборатории Jet Propulsion проведена оценка положения аппарата относительно астероида для выработки сигналов управления двигателями, позже переданных на аппарат.

До самой посадки на поверхность астероида с борта зонда на Землю поступали фотографические изображения. И, хотя посадка не была проведена в полностью автоматическом режиме, это был первый опыт посадки аппарата на астероид, использующий снимки, полученные камерой аппарата.

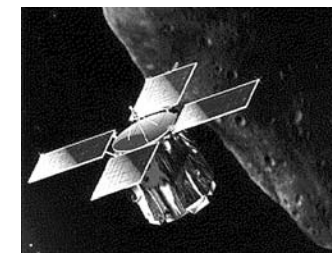


Рис. 1. Зонд на орбите астероида

MER-1 (Spirit) и MER-2 (Opportunity)

Одним из крупных проектов NASA по исследованию Марса является Mars Exploration Rover (рис. 2), в который входят два марсохода — Spirit (MER-1) и Opportunity (MER-2).

10 июня 2003 г. стартовал Spirit, вслед за ним 7 июля 2003 г. был выполнен запуск второго аппарата из этого проекта — Opportunity.



Рис. 2. Марсоход на поверхности планеты (моделирование)

Основными задачами, возложенными на аппараты, было исследование климата и геологических особенностей поверхности Марса с целью изучения наличия и активности воды на планете в прошлом.

После проведения исследований, которые показали, что ветер, действующий на аппарат в процессе его посадки на планету, может придавать ему дополнительную горизонтальную скорость относительно поверхности и привести к крушению аппарата, возникла необходимость создания специальной системы, способной определять возникающую горизонтальную скорость. Решено было использовать уже предусмотренную на аппарате навигационную камеру и разработанное специально для этих целей программное обеспечение — Dimes.

Используемый в системе алгоритм (рис. 3) основан на процедуре вычисления горизонтальной скорости по перемещению определенной характерной точки на паре снимков.



Рис. 3. Алгоритм работы Dimes

При посадке аппарата на поверхность камера делала три снимка — на высоте 2000, 1700 и 1400 м над поверхностью.

Алгоритм состоит из нескольких этапов:

- *Сжатие полученного изображения до разрешения 256×256 пикселей.*
- *Поиск области перекрытия снимков и обнаружение характерных точек.* При осуществлении поиска исключается область тени, отбрасываемой аппаратом при посадке, так как возникает эффект нелинейного увеличения интенсивности изображения вблизи тени, что может привести к неверному определению значения скорости.
- *Сглаживание изображения — уменьшение разности интенсивности между снимками.*
- *Исправление изображения, в результате чего снимки приводятся к одному углу зрения.*

- *Измерение горизонтальной скорости аппарата.* После проведенных корректировок различие в снимках заключается именно в горизонтальном смещении, которое и определяет горизонтальную скорость аппарата, т. е. любое горизонтальное перемещение будет отображаться на снимке как перемещение рассматриваемой точки, по которому вычисляется горизонтальное смещение аппарата в метрах.

Программа Dimes была успешно применена при посадке обоих аппаратов и зарекомендовала себя как надежная и относительно недорогая система.

MUSES-C (Hayabusa)

9 мая 2003 г. стартовал КА MUSES-C (рис. 4). MUSES-C — это проект японского Института космических и астронавтических наук (ISAS). Цель проекта — открытый в 1998 г. астероид 25143 Itokawa, который относится к потенциально опасным астероидам, так как может проходить на расстоянии менее 0,05 а.е. (7,5 млн км) от Земли.

Задача — исследование геологических особенностей, структуры и состава поверхности астероида.

19 ноября 2003 г. аппарат начал посадку на поверхность с высоты 1 км. Однако, из-за сигнала об ошибке, посадку пришлось остановить.

Вторая попытка посадки и сбора образцов была осуществлена 25 января 2004 г.

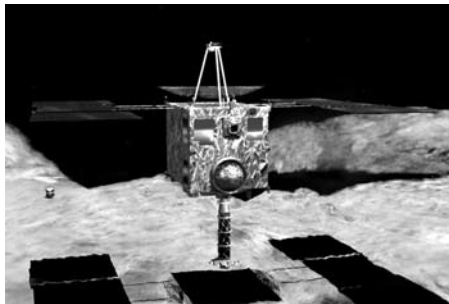


Рис. 4. Моделирование процесса посадки аппарата

В течение месяца КА MUSES-C вел съемку и другие измерения поверхности астероида с расстояния около 20 км, в результате чего составлялась топографическая карта поверхности с дальнейшим поиском безопасного места для посадки.

Процесс посадки можно разделить на следующие основные этапы (рис. 5):

- *Фаза посадки.* На этом этапе в поле зрения камер при съемке попадает весь астероид. Здесь определяются такие особенности рельефа как кратеры и осуществляется захват найденных особенностей на снимке, что дает возможность определить относительное положение КА над поверхностью и его горизонтальную скорость.
- *Финальная фаза посадки.* Так как сила тяжести на поверхности астероида такого размера очень мала, для забора грунта был применен следующий метод. Перед самым касанием аппарат «выстреливает» по поверхности специальной «пулей» массой 10 г со скоростью 200...300 м/с, собирает грунт, выбитый ею с поверхности, в воронку диаметром 40 см и затем в контейнер в составе посадочной капсулы. Для безопасного и успешного выполнения данной операции необходимо осуществлять контроль вертикальной и горизонтальной скоростей аппарата на малой высоте. Для этой цели на высоте 100 м был сброшен искусственный маркер вблизи предполагаемого места посадки, захват которого был осуществлен камерой КА на высоте 50 м. Для наилучшего распознавания маркер покрыт отражателями и КА подсвечивал место посадки (рис. 6).

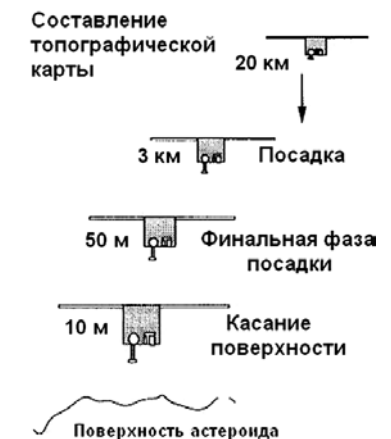


Рис. 5. Алгоритм работы Dimes

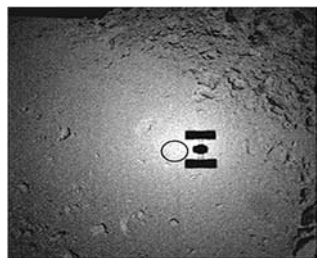


Рис. 6. Снимок области посадки КА с подсвеченным искусственным маркером

• *Касание поверхности.* Аппарат был переведен в режим вертикального снижения, совершая посадку на поверхность, при этом горизонтальная скорость

аппарата поддерживалась постоянной. Затем КА начал свободное падение и совершил касание поверхности с целью сбора грунта.

В апреле 2007 г. аппарат взял обратный курс к Земле. Расчетное время возвращения — июнь 2010 г.

Стыковка грузового корабля «Жюль Верн» (Jules Verne) с Международной космической станцией (МКС)

«Жюль Верн» — первый европейский грузовой автоматический корабль, разработанный для стыковки с МКС. Стыковка была успешно осуществлена 3 апреля 2008 г.

На корабле установлена высокоточная система навигации нового поколения, которая была рассчитана для управления траекторией и процессом стыковки с МКС при помощи оптических сенсоров и технологии GPS.

Система GPS использовалась для того, чтобы корабль с расстояния 30 км смог сблизиться с МКС на расстояние 249 м, после чего применялась лазерная система навигации, основу которой составляют ретрорефлекторы, расположенные в передней части Российского модуля. При этом расположенная на корабле лазерная система формирует лазерные лучи, которые отражаются от ретрорефлекторов. Анализ картины отражения позволил вычислить относительное положение и ориентацию корабля, после чего «Жюль Верн» смог приблизиться и состыковаться с модулем. Моделирование стыковки грузового корабля с Российским модулем МКС показано на рис. 7.

Корабль оснащен двумя такими устройствами, один из которых — резервный.

Рис. 7. Моделирование стыковки «Жюль Верна» с Российским модулем МКС



На «Жюль Верне» также использовался вторичный сенсор — телегониометр, который определял его угловое положение.

Таким образом, аппарат впервые использовал систему лазерного наведения.

Aurora program

«Аврора» — это долгосрочная программа ЕКА по исследованию Марса.

Одним из самых крупных проектов этой программы на сегодняшний день является аппарат ExoMars, запуск которого планируется на 2013 г.

В задачи, решаемые аппаратом, будет входить:

- поиск следов жизни на Марсе (как в прошлом, так и в настоящем);
- исследование биологической среды.

Для обеспечения безопасной посадки на поверхность и уменьшения остаточной скорости при посадке была разработана система визуальной навигации для посадки — NPAL (Navigation for Planetary Approach and Landing), а также система LiGNC, основанная на лазерной технологии Lidar.

Принцип действия систем состоит в следующем.

Система NPAL предназначена для контроля за скоростью посадки и обнаружения препятствий размером ~10 см.

Визуальная система обрабатывает ряд снимков с целью захвата и обнаружения на них характерных точек.

Затем осуществляется сопоставление одноименных точек на различных изображениях, и далее величина перемещения найденных точек от одного снимка к другому (в пикселах) передается на специальный навигационный фильтр,

в задачи которого входит не только определение положения и скорости аппарата, но и 3D-позиции каждой характерной точки.

Данный процесс требует большой вычислительной мощности, так как количество одновременно обрабатываемых точек может достигать 200 при частоте изображений 20 Гц.

Система же LiGNC является сканирующей и непосредственно формирует 3D-изображение, что предпочтительнее локальной обработки отдельных кадров как в предыдущей рассматриваемой системе. Первая задача обработки — сформировать карту оценки поверхности вблизи места посадки конвертированием сферических координат в декартовы. Вторая задача — определение перемещения характерных точек между двумя кадрами.

Таким образом, для обоих случаев система контроля посадки становится адаптивной, что дает возможность изменять траекторию посадки в зависимости от текущей скорости, положения аппарата и поверхностных условий посадки.

Первичное изменение траектории будет осуществляться после отделения парашютов, а конечная корректировка проводится на высоте порядка 150 м, при этом будет осуществляться и промежуточная корректировка. В настоящее время продолжают исследование, разработка и тестирование описанных систем и методов.

Mercury sample return mission

Основная сложность в данной миссии — это то, что Меркурий является мало изученной планетой, и известны его основные, «глобальные» параметры. Однако свойства поверхности Меркурия таковы, что приближенно их можно рассматривать схожими со свойствами лунной поверхности.

Перед системой автоматической посадки в данной миссии стоит задача определения самого безопасного места для посадки аппарата.

При решении данная проблема разделяется на несколько задач или этапов.

- *Составление карты риска.* Объединение набора изображений в одно, на котором обозначены области риска (рис. 8).



Рис. 8. Карта риска оценки поверхности

При решении в задаче можно выделить две подзадачи: определение угла посадки (между вертикальной осью аппарата и поверхностью) и неровностей рельефа. Предварительные исследования показали, что предел значения угла посадки для аппарата составляет 20° , а разность высоты различных участков поверхности в месте посадки не должна превышать 25 см.

Значение угла посадки может быть получено путем оценки уровня яркости каждого пиксела. Для точного результата необходимы такие параметры как альbedo поверхности, уровень освещенности и известная отображающая способность поверхности.

При решении задачи исследования рельефа используется текстурная сегментация, которая позволяет выделить безопасную область, а также обнаружить на изображении области теней.

Таким образом, описанная система позволяет кластеризовать изображение предполагаемой области посадки, вычисляя угол относительно поверхности, препятствия и тени при выборе координат посадки.

- *Управление (пилотирование).* Управление осуществляется посредством системы искусственного интеллекта.

Например, одним из решающих факторов является предварительный выбор возможных вариантов на основании только карты риска, где выбираются потенциальные области,

2D-координаты которых преобразуются в 3D. При этом вычисляется количество топлива, необходимое для достижения заданных координат с текущей позиции аппарата.

Аппарат будет придерживаться выбранного курса до тех пор, пока не возникнет опасная для аппарата ситуация. В этом случае будут определены новые координаты и проведена корректировка траектории.

В настоящее время помимо рассмотренных в статье миссий готовится еще ряд проектов, использующих для автоматической посадки систему технического зрения: Europa Astrobiology Lander (исследование Европы — спутника Юпитера; планируется на 2035 г.), Titan Explorer (исследование химического состава поверхности Титана и атмосферного давления; запуск запланирован на 2017–2018 гг.), Rosetta (запущен ЕКА 2 марта 2004 г; цель полёта — исследование кометы 67P/Чурюмова–Герасименко; посадка планируется в 2014 г.).

Интерес представляет то, что камеры, разработанные для программы ЕКА Rosetta, было предложено использовать для текущего проекта «Фобос-Грунт» для используемых телевизионных систем (обзорной телевизионной камеры, стереокамеры и камеры-микроскопа). В этих камерах используются твердотельные матричные приемники фирмы Томпсон (статья в настоящем сборнике *А.В. Бондаренко* и др. Телевизионные системы манипуляторного комплекса проекта «Фобос-Грунт», с. 314).

Очевидно, что развитие и использование систем технического зрения для решения задач автоматической посадки предоставит огромные возможности по исследованию малоизученных или не изученных в настоящее время объектов Солнечной системы.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 06-08-01497-а.

АЛГОРИТМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ И КОМПОНЕНТ СКОРОСТИ ПО ТЕЛЕВИЗИОННЫМ ИЗОБРАЖЕНИЯМ ПРИ ПОСАДКЕ НА ФОБОС

В.А. Гришин

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

В статье рассматриваются бортовые алгоритмы измерения высоты и компонент скорости в процессе посадки на Фобос. Высота измеряется по стереопарам. Для этого используются две узкоугольные и две широкоугольные камеры. Для измерения компонент скорости производится слежение за выделенными особенностями на парах кадров в монокулярном режиме. Алгоритмы работают в режиме реального времени в условиях жестких ограничений на вычислительную мощность процессоров. При разработке алгоритмов значительное внимание уделялось вопросам снижения вычислительной сложности и повышению надежности измерений в этих условиях.

There are considered on-board algorithms for measurement of altitude and descending velocity components during the landing on Phobos surface. Stereo-pairs used for altitude measurement. There are two narrow-angle cameras and two wide-angle cameras for stereo-pairs taking. Selection of features and its tracing in monocular mode is used for descending velocity components measurement. The algorithms operate in real-time in condition of strict processing power limitation. During algorithms development great attention has been paid to computational complexity reduction and measurement reliability increasing in these conditions.

Посадка на поверхность планет и малых тел Солнечной системы — заключительный, наиболее ответственный и опасный этап полета. Большие расстояния и, соответственно, большие задержки передачи сигналов исключают возможность дистанционного управления процессом посадки с Земли. Поэтому в настоящее время активно исследуются возможности использования систем технического зрения для решения задач управления посадкой автоматических космических аппаратов. В качестве примера можно сослаться на работу [1], где рассмотрена система MER-DIMES, использовавшаяся для оценки горизонтальной скорости при посадке марсоходов Spirit и Opportunity. В работе [2] описана система

технического зрения, оценивающая параметры относительного движения КА и профиля визируемой поверхности для выбора наиболее безопасного участка посадки. В работе [3] представлено дальнейшее развитие этой системы, направленное на более тесное комплексирование системы технического зрения и инерциальной навигационной системы, что существенно повышает точность и надежность функционирования обеих систем. Эта система технического зрения осуществляет навигацию по заранее подготовленным цифровым картам.

На борту перелетного модуля проекта «Фобос-Грунт» установлена телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН). В перечень задач ТСНН, помимо других функций, входит дублирование штатных средств измерения (лазерного высотомера и доплеровского измерителя скорости и сноса) на случай их отказа. Указанные средства измерения необходимы для реализации управления процессом посадки перелетного модуля на поверхность Фобоса.

Высота над поверхностью Фобоса измеряется по стереопарам, получаемым с УТК (узкоугольных телевизионных камер с фокусным расстоянием $f = 500$ мм) и с ШТК (широкоугольных телевизионных камер с фокусным расстоянием $f = 18$ мм). Компоненты скорости оцениваются по информации с ШТК, работающих в монокулярном режиме. Для этого на изображениях поверхности выбираются опорные точки (особенности), имеющие хорошие свойства привязки, и определяется их положение на изображениях, снятых на следующем цикле измерений. При оценке компонент скоростей бортовой вычислительный комплекс использует также информацию, поступающую от инерциальной навигационной системы.

Поскольку условия функционирования алгоритмов существенно зависят от баллистического процесса посадки, ниже приведены некоторые баллистические данные, необходимые для разработки алгоритмов измерения высоты и компонент скорости.

Для решения задач управления посадкой наибольший интерес представляет интервал высот приблизительно от 4...2 км до 50...30 м. Наиболее критичны для алгоритмов

Высота, на которой прикладывается импульс схода с квазисинхронной орбиты	23,2 км
Высота над поверхностью Фобоса на момент начала торможения	691 м
Вертикальная скорость на момент начала торможения.	13,8 м/с
Боковая скорость на момент начала торможения.	2,2 м/с
Высота над поверхностью Фобоса на момент завершения торможения	200 м
Продолжительность падения КА от момента завершения тормозного импульса до контакта с поверхностью.	272 с
Вертикальная скорость на момент контакта с поверхностью.	1,44 м/с
Боковая скорость на момент контакта с поверхностью.	0,34 м/с

технического зрения два участка: участок, непосредственно предшествующий тормозному импульсу (высота 691 м), и участок, предшествующий точке принятия решения о горизонтальном маневре в случае, если прогнозируемый участок посадки окажется неприемлемым или значения вертикальной и/или горизонтальной скоростей не будут удовлетворять условиям безопасной посадки. Решение о горизонтальном маневре должно быть принято до высоты 50...30 м.

Эти два участка характеризуются тем, что значения вертикальной и горизонтальной скоростей достигают максимальных величин, а расстояния до визируемой поверхности — минимальных. При этом значительно меняется динамика измеряемых параметров, что создает предпосылки для увеличения динамических ошибок измерения. Кроме того, значительно ухудшаются условия восстановления после возможных сбоев слежения.

Для того чтобы удовлетворить требованию надежности измерений (быстрому восстановлению после возможных сбоев алгоритмов слежения), были предложены и реализованы два алгоритма. Первый алгоритм осуществлял динамическое изменение количества обрабатываемых точек в зависимости от размеров области поиска соответствия. Второй алгоритм реализовывал двухканальную схему измерений, которая предусматривает первоначальный поиск соответствия в «грубом» канале (на изображениях низкого разрешения)

и последующий поиск соответствия в «точном» канале (на изображениях высокого разрешения) на основе результатов поиска в «грубом» канале. Двухканальные измерители реализованы независимо как на УТК, так и на ШТК. После сравнения алгоритмов был выбран тот, который реализует двухканальную схему измерений. При этом основным измерительным каналом является «грубый» канал, работающий по изображению низкого разрешения. В случае сбоя область поиска оказывается небольшой, что обеспечивает быстрое восстановление после сбоя. После того как «грубый» канал перешел в режим слежения, подключается «точный» канал, который и обеспечивает необходимую точность измерений. Данное решение оказалось достаточно удачным, работоспособным в широком диапазоне дальностей. Удалось также избежать многих сложных переключений в алгоритме, которые могли бы сильно усложнить отработку и сопровождение программного обеспечения.

Результаты практической отработки программного обеспечения ТСНН показывают, что время цикла измерений имеет длительность порядка 6 с. Такая большая длительность цикла обработки является лимитирующим фактором при слежении за опорными точками в монокулярном режиме, особенно при приближении к поверхности Фобоса. Проанализируем два наиболее критичных участка траектории. В табл. 1 даны оценки для первого участка применительно к каналу низкого разрешения ШТК (изображение 62×62 пиксела) в монокулярном режиме. На УТК монокулярный режим не используется.

На этом участке вертикальная и горизонтальная скорости меняются сравнительно мало, поэтому их значения приняты равными 13,8 и 2,2 м/с соответственно. Коэффициент масштабирования вычислялся по формуле

$$k = \frac{h + V_{\text{вер}} \Delta t}{h},$$

где Δt — длительность цикла измерений, принятая равной 6 с.

Смещение положения точки из-за масштабирования рассчитывалось исходя из наихудшего случая, когда эпиполь (focus of expansion) располагается в центре области поиска

Таблица 1. Участок траектории, предшествующий подаче тормозного импульса

Высота h , м	691	800	900	1000	1100	1200
Вертикальная скорость $V_{\text{вер}}$, м/с	13,8	13,8	13,8	13,8	13,8	13,8
Горизонтальная скорость $V_{\text{гор}}$, м/с	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2
Коэффициент масштабирования k	1,12	1,10	1,09	1,08	1,075	1,07
Смещение из-за масштабирования, пикселов	1,2	1,0	0,9	0,8	0,75	0,7
Смещение из-за горизонтальной скорости, пикселов	2,9	2,5	2,22	2,0	1,82	1,67

Примечание. Здесь и в табл. 2 выделен столбец, соответствующий максимально допустимому значению коэффициента масштабирования изображения.

опорных точек. Из анализа данных табл. 1 можно сделать два вывода:

- Если максимально допустимое значение величины масштабирования изображения равно 1,1, то нижним пределом высоты измерений в монокулярном режиме перед подачей тормозного импульса можно считать 800 м (в таблице выделен соответствующий столбец).
- Для этой же высоты максимальное смещение точки из-за воздействия масштабирования и боковой скорости равно примерно 3,5 пиксела. При размере области поиска в режиме слежения ± 8 пикселов по каждой координате максимально допустимая непрогнозируемая угловая скорость аппарата оценивается величиной 0,27 град/с. Здесь имеется в виду ошибка прогноза углового движения линейным фильтром первого порядка. На больших высотах допустима большая величина ошибки прогноза.

В табл. 2 приведены оценки для участка траектории, предшествующего касанию поверхности Фобоса, для канала низкого разрешения ШТК (изображение 62×62 пиксела) в монокулярном режиме.

Таблица 2. Участок траектории, предшествующий касанию поверхности Фобоса

Высота h , м	50	60	70	80	90	100
Вертикальная скорость $V_{\text{вер}}$, м/с	1,23	1,19	1,14	1,1	1,06	1,01
Горизонтальная скорость $V_{\text{гор}}$, м/с	0,276	0,27	0,25	0,24	0,22	0,21
Коэффициент масштабирования k	1,147	1,12	1,10	1,08	1,07	1,06
Смещение из-за масштабирования, пикселей	1,5	1,2	1,0	0,8	0,7	0,6
Смещение из-за горизонтальной скорости, пикселей	5	4,1	3,25	2,74	2,23	1,9

Если считать максимально допустимое значение величины масштабирования изображения равным 1,1, то нижним пределом высоты измерений в монокулярном режиме после подачи тормозного импульса будет 70 м (в таблице выделен соответствующий столбец). Для этой же высоты максимальное смещение точки из-за воздействия масштабирования и боковой скорости равно примерно 4,25 пикселей. При размере области поиска в режиме слежения ± 8 пикселей по каждой координате максимально допустимая непрогнозируемая угловая скорость аппарата оценивается величиной 0,23 град/с. Здесь также имеется в виду ошибка прогноза углового движения линейным фильтром первого порядка. На больших высотах допустима большая величина ошибки прогноза. Следует отметить, что необходимо иметь запасы по величине максимального смещения точки из-за суммарного воздействия масштабирования, боковой скорости и непрогнозируемой угловой скорости аппарата по сравнению с размером области поиска в режиме слежения на случай превышения указанных скоростей за счет неизбежного разброса импульса последствием двигателя, ошибок траекторных измерений и т. д. Поэтому указанные минимальные значения высоты измерений следует рассматривать как «оптимистические». Улучшение работы алгоритмов на малых высотах возможно при уменьшении времени цикла, что, в свою очередь, требует повышения вычислительной мощности процессора.

Точностные характеристики ТСНН приведены в табл. 3 и 4 — для стереорежима и для монокулярного режима.

Таблица 3. Ошибка измерения высоты в стереорежиме

Расстояние до поверхности Фобоса	ШТК ($f = 18$ мм)		УТК ($f = 500$ мм)	
	четырекратно заглубленное изображение	исходное изображение	четырекратно заглубленное изображение	исходное изображение
30 км	—	—	28 км	7,7 км
10 км	—	—	3,3 км	1,1 км
3 км	7,4 км	1,9 км	370 м	170 м
1 км	830 м	210 м	65 м	43 м
300 м	75 м	20 м	13 м	11 м
200 м	34 м	9,1 м	—	—
100 м	8,7 м	2,5 м	—	—
30 м	0,88 м	0,32 м	—	—
10 м	0,13 м	0,066 м	—	—

Таблица 4. Ошибка измерения боковой скорости в монокулярном режиме (м/с)

Расстояние до поверхности Фобоса	ШТК ($f = 18$ мм)	
	шестнадцатикратно заглубленное изображение	четырекратно заглубленное изображение
30 км	—	—
10 км	—	—
3 км	3,3	0,82
1 км	1,1	0,28
300 м	0,33	0,084
200 м	0,22	0,056
100 м	0,11	0,029
30 м	0,034	0,0097
10 м	0,012	0,0042

Полученные оценки точности измерения высоты являются приемлемыми с учетом их последующей обработки фильтром Калмана. Оценки точности измерения боковой скорости вполне приемлемы даже без их последующей фильтрации.

В принципе, точность можно было бы повысить примерно на порядок (с использованием субпиксельного разреше-

ния). Однако это усложнило бы алгоритмы и потребовало бы компенсации дисторсии с соответствующими процедурами калибровки.

Следует кратко остановиться на динамических параметрах алгоритмов технического зрения. Зачем вообще нужны алгоритмы слежения — например, алгоритмы прогноза движения опорных точек в поле зрения или прогноза высоты? Казалось бы, нужно сделать область поиска соответствия достаточно большой, чтобы при любых возможных перемещениях точки в поле зрения она гарантированно оказалась бы в области поиска. При этом возникает проблема существенного роста вычислительных затрат на реализацию поиска, что, в свою очередь, вызывает увеличение длительности цикла обработки, а это совершенно не допустимо. Второй проблемой является увеличение вероятности аномальных ошибок, которая пропорциональна количеству точек (дискретных значений сдвига), заполняющих область поиска. Поэтому размер области поиска должен удовлетворять двум противоречивым требованиям. С одной стороны, область поиска должна быть достаточно большой с тем, чтобы вероятность того, что искомая точка окажется за пределами области поиска, была малой. С другой стороны, область поиска должна быть достаточно малой с тем, чтобы вероятность появления аномальных ошибок не превышала величины, которую могут отработать последующие алгоритмы селекции этих ошибок. Только тщательная оптимизация размеров области поиска дает возможность создания эффективных алгоритмов технического зрения. Соответственно, точность прогноза движения опорных точек приобретает существенное значение. Повысить точность прогноза могут данные от инерциальной навигационной системы, в частности, от гироскопов.

Как уже указывалось, важной особенностью систем технического зрения является наличие аномальных ошибок установления соответствия изображений точек поверхности на стереопарах или на последовательности монокулярных изображений. Такие ошибки существенно ухудшают функционирование алгоритмов измерения. Поэтому в системах технического зрения используются разнообразные методы селекции этих ошибок. Проблема усугубляется тем, что ве-

роятность появления этих ошибок сильно зависит от целого комплекса факторов: в частности, от спектральных характеристик изображений поверхности, характера траектории движения (от этого зависят проективные искажения визируемой поверхности), профиля визируемой поверхности, углового движения, динамических ошибок алгоритмов слежения. Требуется обязательная экспериментальная отработка алгоритмов селекции аномальных измерений.

В основе работы практически всех алгоритмов технического зрения находятся два процесса — поиск особенностей (опорных точек) и установление соответствия. Особенностью называется участок изображения, который обладает тем свойством, что его легко найти на другом изображении (установить соответствие) с малой вероятностью ошибки и с высокой точностью. Рассмотрим характерные черты поиска особенностей и установления соответствия для стереоскопического и монокулярного режимов работы.

На рис. 1 приведена структура областей поиска особенностей (опорных точек) в стереоскопическом режиме. Каждая из камер стереопары осуществляет измерения. Области поиска опорных точек левой и правой камер смещены по вертикали для того, чтобы камеры выбирали несопадающие особенности. Сначала были реализованы алгоритмы, в которых области поиска зависели от дальности до поверхности. В настоящее время области поиска сделаны фиксированными для упрощения процесса восстановления после сбоя. Каждая камера проводит поиск десяти особенностей на редуцированном изображении 250×250 пикселей. В монокулярном режиме производится поиск особенности в центральной области редуцированного изображения.

Для поиска особенностей (опорных точек) предложено большое количество алгоритмов, исчисляемое десятками, а если учитывать разнообразные модификации, — то сотнями. Большая часть этих алгоритмов укладывается в следующую схему: предварительная фильтрация (подавление шумов) \Rightarrow вычисление производных \Rightarrow нелинейная обработка \Rightarrow фильтрация \Rightarrow поиск экстремума. Проблемой является реализация этих алгоритмов на весьма ограниченных ресурсах имеющегося процессора. Поэтому был предложен алгоритм

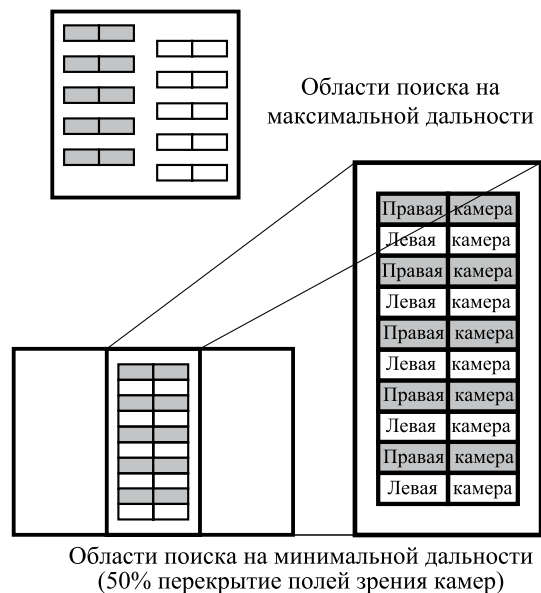


Рис. 1. Области поиска особенностей в стереорежиме

поиска особенностей, описанный ниже. Для каждой точки области поиска вычисляются функции $d_{x1}, d_{x2}, d_{y1}, d_{y2}$ путем свертки с масками, которые приведены на рис. 2. Далее полученные значения сравниваются с порогами g_1 и g_2 , которые подбираются экспериментально. Для предварительного отбора точки должно выполняться одно из двух условий:

$$(d_{x1} > g_1) \wedge (d_{x2} > g_2) \wedge (d_{y1} > g_1) \wedge (d_{y2} > g_2)$$

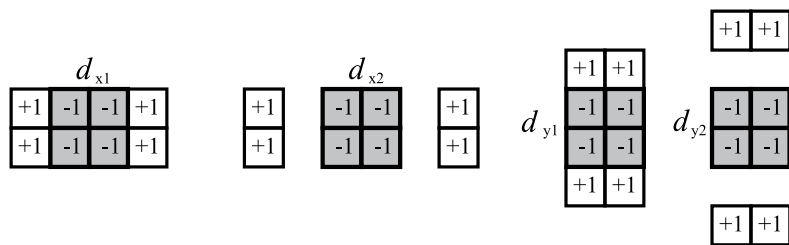


Рис. 2. Маски вычисления функций

или

$$(d_{x1} < -g_1) \wedge (d_{x2} < -g_2) \wedge (d_{y1} < -g_1) \wedge (d_{y2} < -g_2).$$

Среди точек, прошедших предварительный отбор, осуществляется поиск точки с экстремальным значением целевой функции:

$$d_{\Sigma} = |d_{x1} + d_{x2} + d_{y1} + d_{y2}|.$$

Для проверки указанного алгоритма было проведено его сравнение с уже известными алгоритмами (Beadet, Kitchen-Rosenfeld, Lindeberg, Forster, Harris, KLT (Tomasi, Kanade)). Проверка показала, что предложенный алгоритм является вполне удовлетворительным, незначительно уступающим указанным выше алгоритмам. Можно считать, что данные маски осуществляют предельно упрощенную аппроксимацию оператора Лапласа.

Для поиска соответствия точек применяется area-based метод, использующий спектральное представление образов окрестностей точек в базисе Уолша–Адамара. Базис Уолша–Адамара использован потому, что для него возможно построение эффективных вычислительных алгоритмов. Для уменьшения влияния проективных искажений используется вложение носителей спектральных компонентов, как это показано на рис. 3. Детальный анализ использованного спектрального представления окрестностей представлен в [4, 5].

На рис. 4 показана блок-схема алгоритма вычисления высоты в стереорежиме. Как уже указывалось ранее, первым в работу запускается «грубый» канал. Он осуществляет поиск по дальности (расстоянию до поверхности Фобоса). Анализируется закон распределения 10 отсчетов дальности, формируемых каждой камерой. Если количество аномаль-

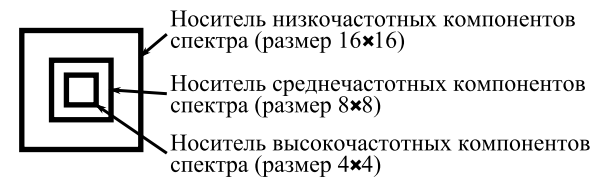


Рис. 3. Вложение носителей пространственных частот

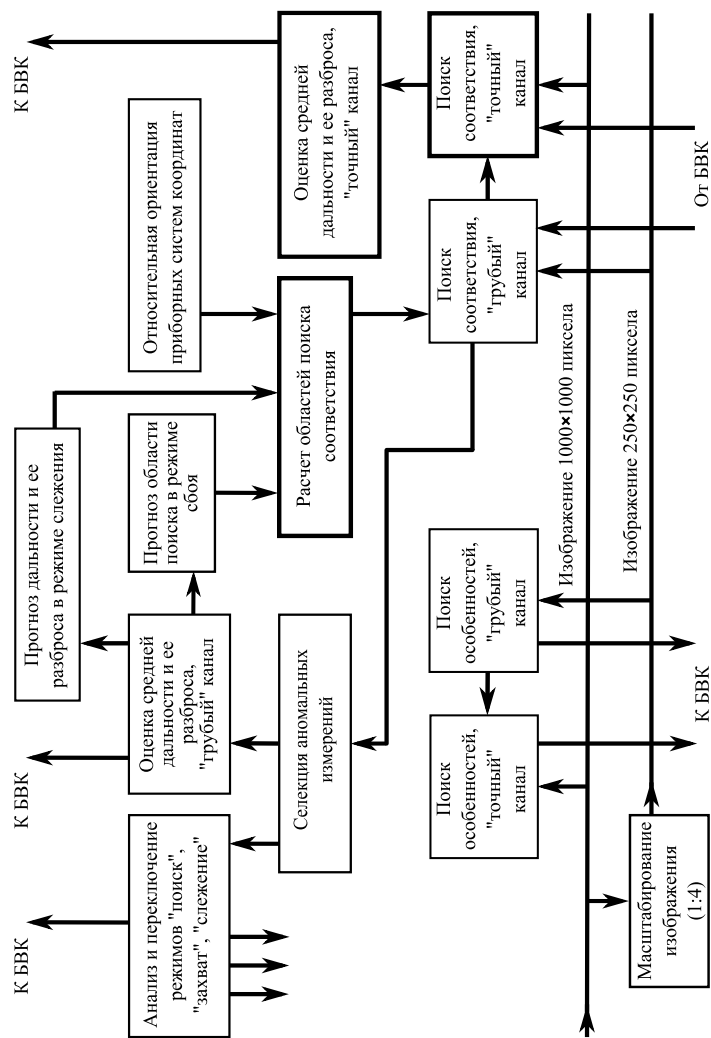


Рис. 4. Стереорежим (измерение высоты): здесь и далее на рисунках БВК — бортовой вычислительный комплекс

ных измерений не превосходит 30 %, то алгоритм переходит в режим захвата. Если на следующем цикле измерений количество аномальных измерений также не превышает 30 %, то алгоритм переходит в режим слежения. Алгоритм переключается в режим поиска по дальности в случае, если количество аномальных измерений превосходит 80 %.

Анализ аномальных измерений осуществляется по алгоритму, близкому к алгоритму Роснера. Сравнивается разброс между максимальной и минимальной измеренной дальностью (высотой) со среднеквадратическим отклонением дальности, определяемым по выборке.

Поиск особенностей и установление соответствия в «точном» канале осуществляется в окрестностях соответствующих точек «грубого» канала. Толстой обводкой выделены фрагменты алгоритма, которые соответствуют «точному» каналу и включаются только в режиме слежения «грубого» канала, а также расчет областей поиска соответствия, который меняется в зависимости от режима (поиск, захват, слежение). Прогноз дальности делается на основе двух последних измерений, и данные пересчитываются в значение прогнозируемой диспаратности.

На рис. 5 показана блок-схема алгоритма вычисления смещений в монокулярном режиме. Здесь также толстой обводкой выделены фрагменты алгоритма, которые соответствуют «точному» каналу и включаются только в режиме слежения «грубого» канала.

Первоначально система находится в режиме поиска. При этом поиск осуществляется в максимально широкой окрестности особенностей (исходя из ограничений производительности процессора). Для управления переключением режимов используется величина ошибки прогноза. Если ошибка прогноза $E_{пр}$ оказывается меньше $E_{макс}$, алгоритм переходит в состояние «захват». При этом запускается счетчик циклов измерений, для которых ошибка прогноза не превышает $E_{макс}$. Как только показания счетчика превысят N_g , алгоритм переходит в режим слежения. Если ошибка прогноза превысит эту величину, то счетчик сбрасывается и алгоритм переходит в режим поиска. В настоящее время установлены значения $E_{макс} = 7$ пикселей, $N_g = 5$. Прогноз положения

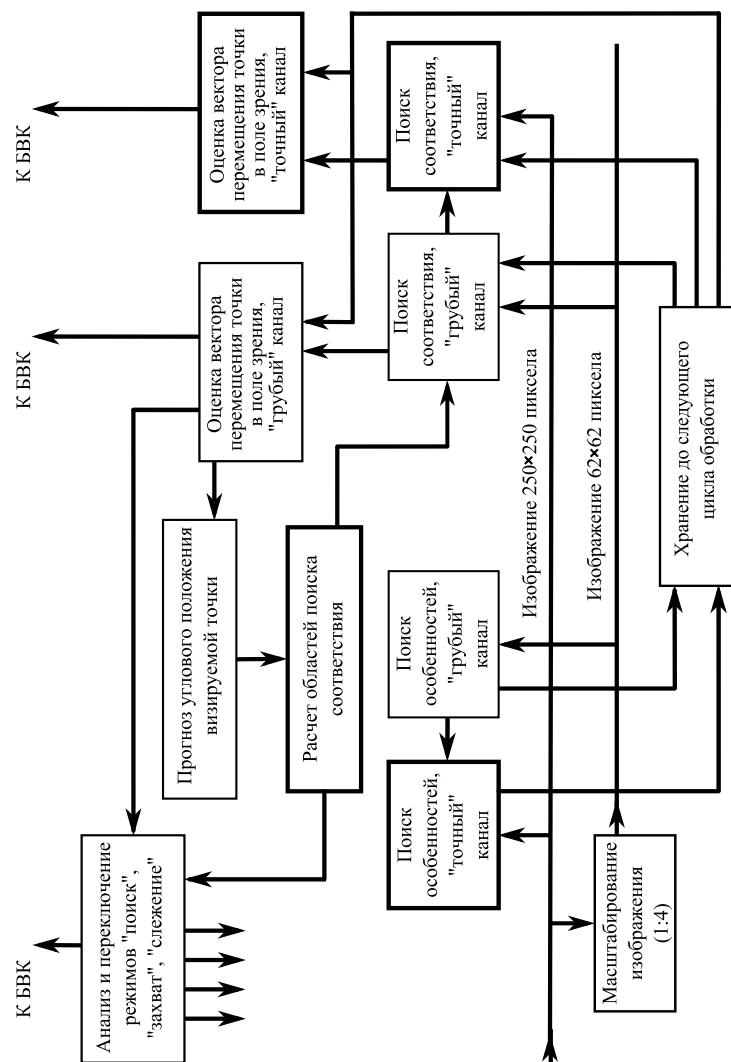


Рис. 5. Монокулярный режим (измерение смещений опорных точек)

точки строится на основе оценки скорости перемещения на предыдущем цикле измерений. Ограниченность ресурсов процессора вынуждает обрабатывать (отслеживать) только одну точку в поле зрения камеры.

Таким образом, разработанные алгоритмы технического зрения позволяют решать поставленные задачи дублирования штатных средств измерения (лазерного высотомера и доплеровского измерителя скорости и сноса) на случай их отказа. На разработанные алгоритмы существенное влияние оказали жесткие ограничения на вычислительную мощность используемых процессоров, объем располагаемой оперативной памяти и ограничения на скорость обмена информацией между камерами и БВК.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ, проект № 06-08-01497-а.

Литература

1. Yang C., Johnson A., Matthies L. MER-DIMES: a planetary landing application of computer vision // IEEE Computer Society Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR 2005), June 20–25, 2005. V. 1. P. 806–813.
2. Montgomery J., Johnson A., Roumeliotis S., Matthies L. The Jet Propulsion Laboratory Autonomous Helicopter Testbed: A Platform for Planetary Exploration Technology Research and Development // J. Field Robotics. 2006. V. 23. Iss. 3–4. P. 245–267.
3. Trawny N., Mourikis A., Roumeliotis S., Johnson A., Montgomery J., Ansar A., Matthies L. Coupled Vision and Inertial Navigation for Pin-Point Landing // Proc. of the NASA Science and Technology Conference (NSTC'07), College Park, MD, June 19–21, 2007. Paper B2P2.
4. Гришин В.А., Книжный И.М., Хрекин К.Е. Алгоритмы установления соответствия при обработке изображений для решения задач управления посадкой летательных аппаратов // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса: Сб. науч. ст. Вып. 4. М.: ООО «Азбука-2000», 2007. Т. 1. С. 25–32.
5. Гришин В.А. Оптимизация состава спектральных коэффициентов базиса преобразования Адамара для решения задач установления соответствия изображений // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса: Сб. науч. ст. Вып. 5. М.: ООО «Азбука-2000», 2008. Т. 1. С. 77–83.

БОРТОВОЕ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПОСАДКИ НА ФОБОС

Б.С. Жуков¹, С.Б. Жуков², В.А. Гришин¹, Р.В. Гордеев¹

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

² Автономная некоммерческая организация — АНО «Космос-НТ», Москва

Разработано программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), которое при посадке космического аппарата (КА) на поверхность Фобоса позволяет измерять высоту и скорость КА, а также осуществлять автономный выбор места посадки. Цикл съемки, обработки информации и передачи результатов в бортовой компьютер занимает 6 с. ПАО отлажено с использованием стереоизображений шероховатых поверхностей со структурой, характерной для поверхности Фобоса.

Algorithms and software have been developed for the Television System of Navigation and Observation (TSNN) on-board the Phobos-Grunt s/c to provide for an autonomous selection of a landing site and back-up measurements of the s/c altitude and velocity during landing onto Phobos. A cycle of imaging, data processing and information exchange with the central computer takes 6 s. The algorithms and software are tested using stereo-images of rough surfaces with a structure typical for the Phobos surface.

Введение

Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) на борту космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт», состоящая из двух узкоугольных (УТК) и двух широкоугольных (ШТК) камер, предназначена для решения как научных, так и навигационных задач миссии [1]. На этапе посадки космического аппарата на поверхность Фобоса будет проводиться одновременная съемка всеми четырьмя камерами:

- с целью записи полных изображений во флэш-память камер;
- формирования сжатых кадров репортажной съемки;
- построения карты пригодности поверхности для посадки;

- определения расстояния до поверхности Фобоса;
- измерения смещения опорного объекта на последовательных изображениях для оценки боковой скорости КА.

Для решения указанных задач разработано программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) режима «Посадка».

1. Общие принципы построения ПАО ТСНН в режиме «Посадка»

Программно-алгоритмическое обеспечения ТСНН в режиме «Посадка» осуществляет управление работой камер ТСНН, автономную обработку получаемых ими изображений и обмен информацией с бортовым вычислительным комплексом (БВК) при спуске КА на поверхность Фобоса. ПАО реализовано на процессорах ADSP-21060 камер ТСНН с тактовой частотой 24 МГц. Служебные функции ПАО реализованы на языке Ассемблер, измерительные — на языке Си.

Программно-алгоритмическое обеспечение «Посадка» одинаково для всех камер ТСНН (различие камер учитывается заданием характеризующих их параметров).

Все камеры начинают работать синхронно при включении режима «Посадка» и заканчивают работу после посадки на поверхность Фобоса. УТК пропускает ряд функций, выполняемых ШТК (построение карты пригодности, оценка боковых смещений), поскольку из-за своего малого поля зрения она не может их эффективно выполнять.

Измерения высоты и скорости КА, а также построение карты пригодности производятся каждой камерой в течение всего спуска, а не только на тех высотах, на которых эти измерения будут реально использоваться алгоритмом управления посадкой в БВК. При этом «левая» и «правая» камеры (УТК или ШТК) работают по симметричной схеме: например, в то время как «правая» камера измеряет высоту с использованием опорных точек, выделенных «левой камерой», «левая» камера определяет высоту с использованием опорных точек, выделенных «правой» камерой.

Ряд функций (например, способ построения карты пригодности) оптимизирован для тех интервалов высот, для

которых результаты этих функций реально будут использоваться [1].

Протокол информационного обмена с БВК по мультиплексному каналу обмена (МКО) идентичен для всех камер ТСНН, что значительно упрощает алгоритмы обмена.

Преимущество унификации ПАО — его упрощение, повышение надежности, сокращение временных затрат на разработку и отладку, а также резервирование измерений.

2. Структура ПАО режима «Посадка»

После включения камер и подготовительных операций (тестирования, инициализации внутренних буферов данных, передачи параметров съемки и алгоритмических параметров) осуществляются циклы съемки, обработки информации и информационного обмена с БВК. Каждый цикл инициализи-

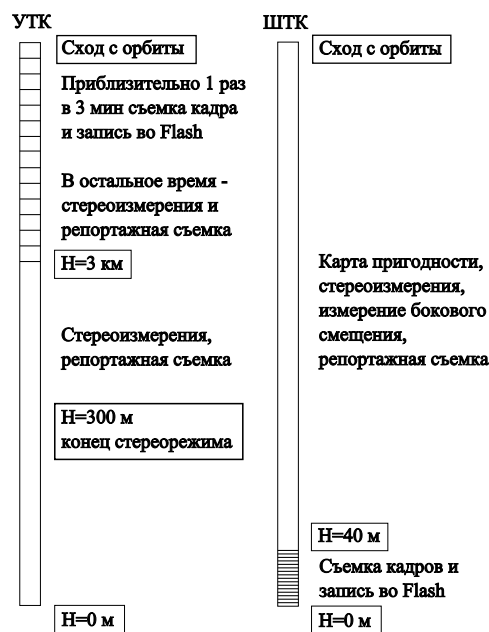


Рис. 1. Чередование циклов измерений и записи изображений при спуске КА на поверхность Фобоса

зируется командой синхронизации, поступающей от БВК одновременно в каждую камеру. Длительность одного цикла — 6 с.

Для того чтобы не увеличивать время цикла за счет записи полных изображений во флэш-память, измерения и запись изображений проводятся поочередно (рис. 1). На высотах, где измерения наиболее критичны, они не прерываются и запись во флэш-память не производится. Периодичность записи во флэш-память и интервал высот, на которых такая запись осуществляется, задаются параметрами программы посадки. Например, для УТК запись во флэш-память можно осуществлять 1 раз в 3 мин, т. е. 1 раз на 30 циклов измерений от момента схода с орбиты и до высоты 3 км, с которой начинается наиболее критический участок для измерений УТК [1]. Стереоизмерения УТК проводятся до высоты 300 м, где перекрытие стереоизображений уменьшается до 50 %. Для ШТК запись изображений можно начать на высотах ниже 40 м после прекращения измерений и проводить запись на каждом цикле [1].

Командами с Земли можно изменять:

- параметры съемки (время экспонирования, коэффициент усиления, число кадров и др.),
- алгоритмические параметры (пороги выделения и установления соответствия опорных точек, размеры областей поиска соответствия, углы взаимной ориентации камер, периодичность записи изображений во флэш-память и др.).

Режим «Посадка» заканчивается передачей в БВК записанных полных изображений из буферов данных камер и их выключением.

3. Циклы измерений и записи изображений

Циклограмма работы камер ТСНН при измерениях приведена в таблице.

После получения команды синхронизации осуществляются экспозиция и считывание изображения с ПЗС-матрицы. Далее выполняются:

- коррекция засветки, заглубление разрешения изображения и формирование кадра репортажной съемки;

- выбор опорных точек для стереообработки;
- обмен информацией между камерами о параметрах опорных точек;
- построение карты пригодности поверхности для посадки (только для ШТК);
- нахождение соответствия опорных точек в стереорежиме и расчет расстояния до поверхности Фобоса;
- определение бокового смещения по опорной точке, выделенной в монокулярном режиме на предыдущем цикле (только для ШТК);

Циклограмма работы камер ТСНН при измерениях
(РК — репортажный кадр, КС — командное слово)

Номер такта (20 мс)	Операции в камере	Обмен по МКО
1	—	Синхронизация
2	Экспозиция (<10 мс)	—
3–15	Считывание (250 мс)	
16–139	Коррекция, закругление, формирование РК (2,5 с)	
140–156	Выбор опорных точек для стерео (0,33 с)	Передача РК (25 КС)
157–164	—	Обмен между камерами параметрами опорных точек для стерео (2×26 КС)
165–216	—	
217–244	Построение карты пригодности, оценка высоты, оценка бокового смещения и выбор новой опорной точки для монокулярного режима (0,42 с)	—
245–251	—	Передача карты пригодности
252	—	Передача результатов измерений
253–277	—	Передача РК (25 КС)
278–299	Резерв	Резерв
300	Переход к такту № 1 N_k раз	—

- поиск новой опорной точки в монокулярном режиме для определения бокового смещения на следующем цикле (только для ШТК);
- передача карты пригодности и результатов измерений расстояния и бокового смещения в БВК.

Коррекция засветки позволяет устранить влияние засветки при переносе изображения по вертикальным регистрам ПЗС-матрицы. Коррекция сводится к вычислению среднего значения сигнала, полученного в первых трех «темновых» строках каждого столбца изображения, и его вычитанию из сигнала остальных пикселей столбца.

Загрубление разрешения изображения (четырёх- и шестнадцатикратное) используется:

- для построения карты пригодности,
- реализации иерархических алгоритмов установления соответствия в стерео- и монокулярном режимах [2].

Формирование кадра репортажной съемки (РК) происходит путем сжатия исходного изображения. Репортажный кадр передается в БВК за 20 циклов (по 2 порции по 25 КС за 1 цикл). По окончании передачи РК обновляется.

Выбор опорных точек для стереообработки осуществляется по четырехкратно загрубленному изображению и уточняется по исходному изображению в соответствии с алгоритмом [2]. Максимальное число выделяемых опорных точек равно 10.

Обмен информацией между камерами о параметрах опорных точек (их координатах и «спектрах») происходит по мультиплексному каналу обмена под управлением БВК.

Построение карты пригодности поверхности для посадки производится по признаку фотометрической неоднородности получаемого изображения, кодируемому значениями от 0 до 255. За основу критерия неоднородности принимается относительная дисперсия яркости изображения в движущемся окне, размер которого соответствует требуемому размеру площадки для посадки. Для более точного выбора оптимального места посадки анализ однородности изображения в движущемся окне проводится с перекрытием 50 %. При наличии

затенения, определяемого пороговым методом, окно получает максимальное значение кода неоднородности (255). Далее производится взвешенная НЧ-фильтрация карты пригодности во избежание выбора места посадки вблизи сильных неоднородностей рельефа. Координаты оптимального места посадки соответствуют минимуму карты пригодности. Для ускорения вычислений карта пригодности строится по четырехкратно загрубленному изображению, которое в требуемом интервале высот 200...50 м обеспечивает требуемое разрешение 32...8 см. До высоты 50 м размер окна адаптируется к изменению высоты так, чтобы обеспечить его постоянный размер на поверхности равным 10 м. На более низких высотах размер окна на поверхности линейно уменьшается до 3 м на высоте 10 м.

Нахождение соответствия опорных точек в стереорежиме осуществляется по четырехкратно загрубленному изображению и уточняется по исходному изображению в соответствии с алгоритмом [2]. По стереопараллаксу опорных точек, соответствие которых установлено, рассчитывается среднее расстояние до поверхности Фобоса. Ошибка измерения высоты определяется с учетом среднеквадратического отклонения расстояний до опорных точек и разрешения изображения. Факт измерения высоты отмечается соответствующим флагом.

Определение бокового смещения по опорной точке, выбранной в монокулярном режиме на предыдущем цикле в той же камере, производится, начиная со второго кадра по шестнадцатикратно загрубленному изображению, и уточняется по четырехкратно загрубленному изображению в соответствии с алгоритмом [2]. Факт измерения бокового смещения отмечается соответствующим флагом.

Поиск новой опорной точки в монокулярном режиме для определения бокового смещения на следующем цикле осуществляется по шестнадцатикратно загрубленному изображению и уточняется по четырехкратно загрубленному изображению в соответствии с алгоритмом [2].

Передача карты пригодности и результатов измерений расстояния и бокового смещения в БВК завершает цикл измерений.

В циклах записи изображений производится их упаковка и запись изображения во флэш-память камеры. Упаковка исходных изображений размером 1000×1006, имеющих 10 значащих разрядов (3 пиксела упаковываются в одно 32-разрядное слово), позволяет сократить объем одного запоминаемого изображения до 1,34 Мбайт. При этом во флэш-памяти каждой камеры объемом 16 Мбайт может быть записано до 12 полных кадров, т. е. в четырех камерах — до 48 изображений. При этом циклограмма обмена по МКО остается неизменной (передаются очередной фрагмент РК, а также результаты измерений по предыдущему кадру, но с флагами, показывающими отсутствие измерений).

4. Отладка ПАО

На первом этапе отработка алгоритмических и программных решений осуществлялась на персональном компьютере с использованием имеющихся изображений Фобоса, а также стереоизображений модельных шероховатых поверхностей [3]. Затем ПАО переносилось и отлаживалось на процессоре ADSP-21060 в составе камер ТСНН с использованием прямого ввода тестовых изображений и сопутствующей информации в процессорную память.

При отработке на ПК для управления реальной бортовой программой и отображения получаемых результатов использовалась управляющая программа отладки ПАО режима «Посадка», интерфейс которой показан на рис. 2. Интерфейс отображает (слева направо и сверху вниз):

- текущий «левый» кадр стереопары с указанием положения выбранных опорных точек для стереоизмерения высоты;
- текущий «правый» кадр стереопары, с указанием положения: опорных точек для стереоизмерения высоты, для которых установлено соответствие с «левым» кадром; опорной точки для определения бокового смещения, для которой установлено соответствие с предыдущим «правым» кадром; оптимальной площадки для посадки;
- карту пригодности с указанием положения оптимальной площадки для посадки;

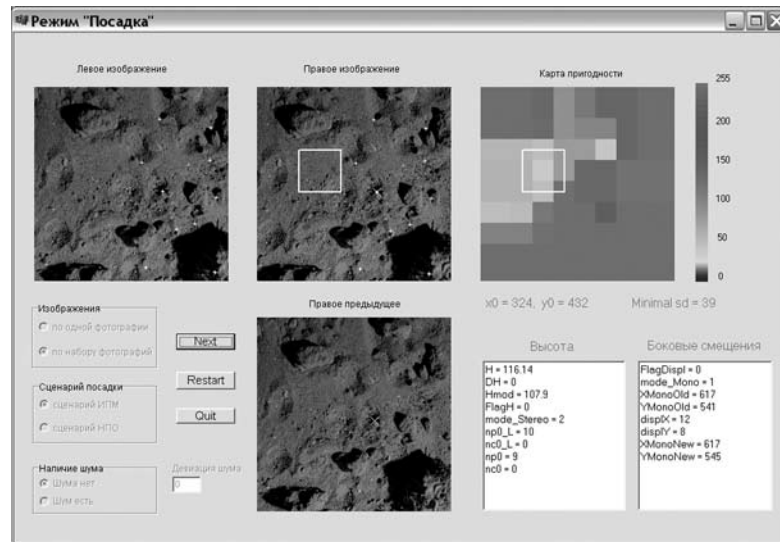


Рис. 2. Интерфейс управляющей программы отладки ПАО ТСНН в режиме «Посадка»

- управляющие элементы для выбора последовательно-модельных изображений;
- предыдущий «правый» кадр (под текущим «правым» кадром) с указанием положения выбранной опорной точки для определения бокового смещения;
- окна с результатами измерения высоты и бокового смещения.

Заключение

Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение обеспечивает решение задач, стоящих перед ТСНН в режиме «Посадка». ПАО ТСНН отлажено на персональном компьютере и процессоре камер ТСНН. Окончательная отработка ПАО будет проводиться на стенде ТСНН, где будет осуществляться съемка камерами ТСНН тестовых изображений с экранов имитаторов поверхности Фобоса, а также по результатам натурных съемок.

Литература

1. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопецева Е.Б. Задачи, решаемые телевизионной системой навигации и наблюдения в проекте «Фобос-Грунт». (Статья в настоящем сборнике, с. 239.)
2. Гришин В.А. Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос. (Статья в настоящем сборнике, с. 279.)
3. Жуков Б.С., Дунаев Б.С., Жуков С.Б. Моделирование детальных изображений поверхности Фобоса для отработки задач информационной поддержки посадки на Фобос. (Статья в настоящем сборнике, с. 304.)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕТАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЗАДАЧ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПОСАДКИ НА ФОБОС

Б.С. Жуков¹, Б.С. Дунаев¹, С.Б. Жуков²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

² Автономная некоммерческая организация — АНО «Космос-НТ», Москва

Разработан стенд для моделирования изображений поверхности Фобоса с высоким разрешением, которые будут получаться с помощью телевизионной системы навигации и наведения (ТСНН) в процессе посадки КА «Фобос-Грунт» на поверхность Фобоса. Стенд позволяет проводить стереосъемку шероховатых поверхностей, сходных по структуре с поверхностью Фобоса, с высот от 1 до 65 см со стереобазой от 0,1 мм до 10 см. Путем комбинирования высоты съемки и стереобазы возможно получение последовательности снимков со стереопараллаксом, соответствующим условиям съемки Фобоса как узкоугольной, так и широкоугольными камерами ТСНН при снижении КА от высоты 10 км до 10 м. Полученные серии стереоизображений используются для отработки бортового программно-алгоритмического обеспечения ТСНН в режиме «Посадка».

A laboratory installation has been developed for modeling high-resolution images of Phobos which would be obtained by the Television System for Navigation and Observation (TSNN) during landing of the Phobos-Grunt s/c onto the Phobos surface. Rough surfaces similar to the Phobos surface can be imaged from a height from 65 to 1 cm with a stereo-base from 0.1 mm to 10 cm simulating the stereo-parallax variation that will be realized in the narrow- and wide-angle TSNN cameras during the s/c descent from 10 km to 10 m. The stereo images are used to test the TSNN landing support algorithms and software.

1. Задачи моделирования

При посадке космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт» на поверхность Фобоса с помощью телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) будут решаться задачи измерения высоты и компонент скорости КА, а также авто-

номного выбора места посадки [1]. ТСНН состоит из двух узкоугольных телевизионных камер (УТК) с фокусным расстоянием $F = 500$ мм и двух широкоугольных телевизионных камер (ШТК) с фокусным расстоянием $F = 18$ мм, причем по диаметру платформы посадочного модуля с базисом $B = 2$ м размещаются по одной камере УТК и ШТК, обеспечивая возможность проведения стереоизмерений [2].

Для моделирования стереоизображений поверхности Фобоса с высоким пространственным разрешением, которые используются для отработки программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) ТСНН в режиме «Посадка» [3], разработан специальный стенд моделирования (СМ), на котором возможна реализация:

- цифрового параллакса (т. е. относительного смещения одноименных точек на стереоизображениях, измеренного в числе пикселей), получаемого камерами УТК и ШТК во всем диапазоне высот, в котором будет проводиться съемка Фобоса при посадке КА на его поверхность;
- структуры поверхности, которую можно ожидать на Фобосе (кратеры, борозды, камни, реголит);
- отражательных характеристик поверхности, сходных с характеристиками материала поверхности Фобоса (темный реголит);
- условий освещения, которые будут реализовываться при посадке на Фобос.

Диапазон изменения стереопараллакса получаемых на СМ изображений должен соответствовать высотам съемки камерами ТСНН от 30 км до 10 м, причем приоритетным является интервал высот от 4 км до 300 м для УТК и от 300 до 10 м для ШТК [1].

Предусмотрено два способа использования модельных изображений [3]:

- непосредственный ввод изображений в память процессоров камер ТСНН на этапе предварительной отработки ПАО;
- формирование оптических изображений на экране имитаторов поверхности Фобоса (ИПФ) в составе стенда ТСНН для окончательной отработки всей системы.

2. Стенд моделирования

Стенд моделирования (СМ) включает (рис. 1):

- стол с кюветой, в которой можно моделировать шероховатые поверхности со структурой, характерной для поверхности Фобоса;
- консоль с установленной на ней цифровой камерой, которая может перемещаться как в вертикальном направлении для изменения высоты съемки H_m , так и в горизонтальном направлении с помощью микрометрического привода для прецизионной установки стереобазы B_m ;
- персональный компьютер, осуществляющий управление цифровой камерой и прием получаемых изображений.



Рис. 1. Стенд моделирования стереоизображений шероховатых поверхностей

Основные характеристики стенда моделирования

Камера	Canon PowerShot G9
Размер изображения	4000×3000 пикселей
Высота съемки H_m	1...83 см
Стереобаза B_m	0,05...100 мм

Чтобы избежать излишней детальности изображений, получаемых на СМ при съемке с малых высот, а также необходимости использования слишком малых значений стереобазы, моделирование изображений ТСНН проводилось путем трехкратного заглубления полученных на стенде изображений и выделения центрального фрагмента размером 1000×1000 пикселей.

Комбинирование высоты съемки и стереобазы позволяет получать последовательность снимков со стереопараллаксом, соответствующим условиям съемки Фобоса как УТК, так и ШТК на разных участках траектории спуска КА на поверхность Фобоса.

Поскольку в настоящее время не имеется изображений поверхности Фобоса с дециметровым и сантиметровым разрешением, которое будет достигнуто камерами ТСНН при посадке, структура поверхности моделировалась таким образом, чтобы она напоминала структуру лунной поверхности при указанном разрешении (рис. 2).

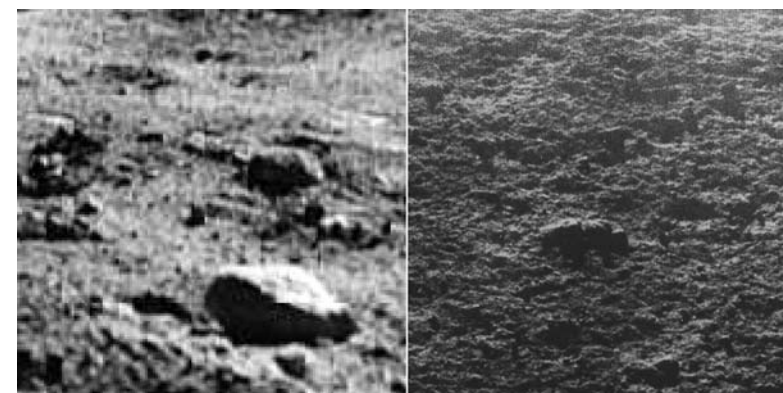


Рис. 2. Фрагменты изображений лунной поверхности, полученных с Лунохода

Примеры полученных на СМ стереоизображений, которые используются для моделирования снимков ТСНН поверхности Фобоса, показаны на рис. 3. При прямом вводе изображений в процессорную память камер ТСНН они соответствуют условиям съемки УТК с высот от 3 км до 300 м и ШТК — с высот от 200 до 20 м. На этих высотах разрешение камер ТСНН изменяется от десятков до единиц сантиметров. По своей структуре эти изображения напоминают снимки лунной поверхности, полученные с аналогичным разрешением (см. рис. 2).

3. Выбор параметров моделирования для прямого ввода изображений в процессорную память

При съемке на СМ со стереобазой B_m цифровой параллакс равен

$$\Delta n_m = \frac{B_m a_m}{h_m d_m k_m}, \quad (1)$$

где a_m — расстояние от задней главной точки объектива до плоскости изображения цифровой камеры (на больших расстояниях совпадающее с фокусным расстоянием объектива F_m); h_m — высота съемки от задней главной точки объектива до поверхности; d_m — размер элемента ПЗС-матрицы цифровой камеры; $k_m = 3$ — коэффициент закругления изображения.

Положение задней главной точки объектива цифровой камеры, от которой отсчитываются параметры a_m и h_m , точно не известно. Поэтому отношение $f_m = \frac{a_m}{h_m d_m}$, характеризующее масштаб изображения, получалось не расчетным путем, а было прокалибровано как функция высоты H_m , измеряемой от среднего уровня поверхности до переднего края объектива, путем съемки прецизионной тестовой миры. Вид функции $f_m(H_m)$ показан на рис. 4.

В результате соотношение (1) принимает вид

$$\frac{\Delta n_m}{B_m} = \frac{f_m(H_m)}{k_m}. \quad (2)$$

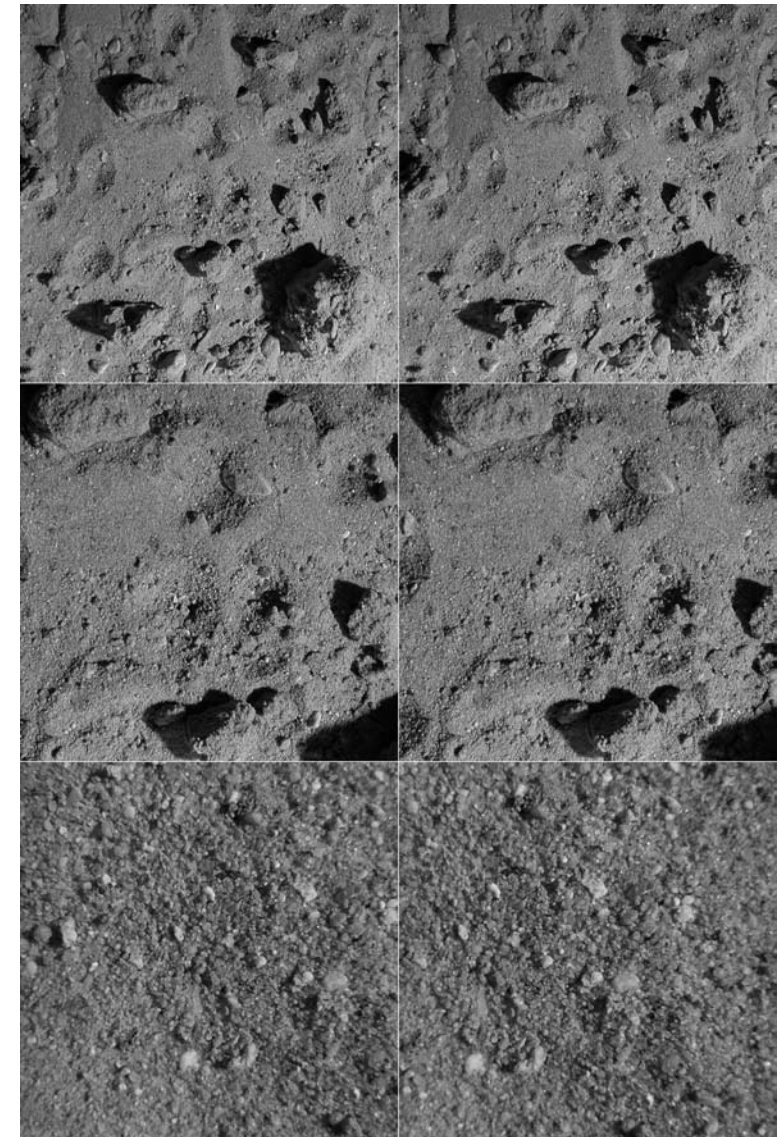
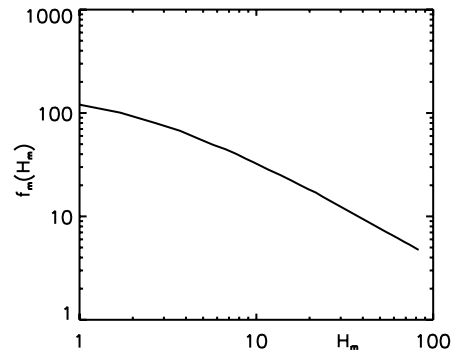


Рис. 3. Стереоизображения, полученные на стенде моделирования с высоты 65 см (верхний ряд), 30 см (средний ряд) и 3 см (нижний ряд)

Рис. 4. Калибровочная функция $f_m(H_m)$

При реальной съемке камерами ТСНН цифровой параллакс равен

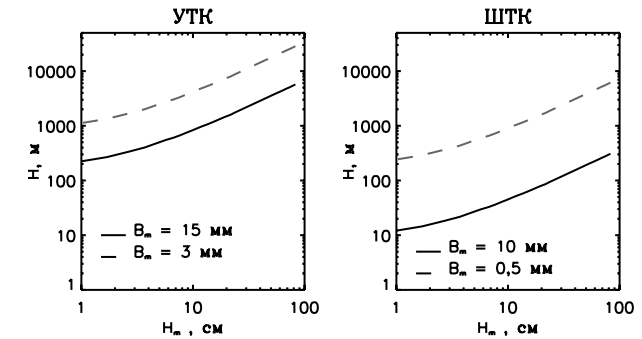
$$\Delta n = \frac{BF}{Hd}, \quad (3)$$

где $B = 2$ м — стереобаза съемки; F — фокусное расстояние камер ТСНН; $d = 7,4$ мкм — размер элемента ПЗС-матриц камер ТСНН.

Поскольку при прямом вводе модельных изображений в процессорную память камер ТСНН значение цифрового параллакса сохраняется, из соотношений (2) и (3) получаем эквивалентную высоту съемки камерами ТСНН, соответствующую измеряемой высоте H_m и стереобазе B_m съемки на СМ:

$$H = \frac{BFk_m}{B_m f_m(H_m) d}. \quad (4)$$

При изменении высоты съемки на СМ от 1 до 83 см и при выборе стереобазы B_m , равной 15 мм, реализуется приоритетный для УТК интервал эквивалентных высот от 4 км до 300 м (рис. 5). Для моделирования больших эквивалентных высот для УТК необходимо уменьшить стереобазу B_m до 3 мм. В случае ШТК для получения приоритетного интервала эквивалентных высот от 300 до 10 м необходимо установить $B_m = 10$ мм, а для моделирования больших высот — $B_m = 0,5$ мм.

Рис. 5. Зависимость эквивалентной высоты съемки H камерами ТСНН от высоты съемки на стенде H_m при прямом вводе изображений в процессорную память ТСНН

4. Выбор параметров моделирования при использовании изображений на стенде ТСНН

Окончательная отработка ПАО ТСНН в режиме «Посадка» будет происходить на стенде ТСНН. При этом объективы УТК будут заменены на более короткофокусные — с фокусным расстоянием $F = 50$ мм. Тестовые изображения будут выводиться на экраны имитаторов поверхности Фобоса (ИПФ) и через коллимационные объективы сниматься камерами ТСНН (рис. 6).

На экранах ИПФ будет реализован тот же цифровой стереопараллакс, что и при съемке на СМ. При этом цифровой параллакс, регистрируемый камерами ТСНН, будет равен

$$\Delta n = \frac{Fd_{im}}{F_c d} \Delta n_m, \quad (5)$$

где F_c — фокусное расстояние коллимационного объектива (100 мм для ШТК и 200 мм для УТК), $d_{im} = 96$ мкм — размер пиксела на экранах ИПФ.

Используя соотношения (2), (3) и (5), получим эквивалентную высоту съемки камерами ТСНН:

$$H = \frac{BF_c k_m}{B_m f_m(H_m) d_{im}}. \quad (6)$$

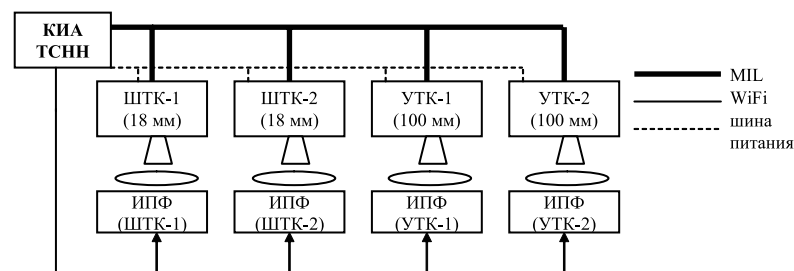


Рис. 6. Структура стенда ТСНН

При изменении высоты съемки на СМ от 1 до 83 см приоритетные интервалы эквивалентных высот для УТК и ШТК реализуются при выборе стереобазы B_m , равной 0,5 и 5 мм соответственно, а для моделирования больших эквивалентных высот — при стереобазе B_m , равной 0,1 и 0,25 мм соответственно (рис. 7).

Таким образом, разработанный стенд моделирования позволяет решать задачу получения детальных стереоизображений шероховатых поверхностей для отработки программно-алгоритмического обеспечения ТСНН в режиме «Посадка» в требуемом интервале эквивалентных высот от 30 км до 10 м.

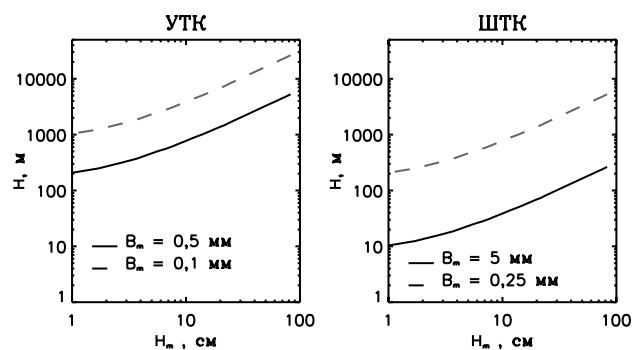


Рис. 7. Зависимость эквивалентной высоты съемки H' камерами ТСНН от высоты съемки H_m на стенде моделирования при использовании изображений на стенде ТСНН

Литература

1. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопецева Е.Б. Задачи, решаемые телевизионной системой навигации и наблюдения в проекте «Фобос-Грунт». (Статья в настоящем сборнике, с. 239.)
2. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопецева Е.Б. Телевизионные средства навигации и наблюдения проекта «Фобос-Грунт» // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космич. технологий. Приборы для космич. исслед. Земли и планет: Сб. тр. по результатам выездного семинара / Под ред. Р.Р. Назирова. Россия, Таруса, 7–9 июня 2006. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 226–231.
3. Жуков Б.С., Жуков С.Б., Гришин В.А., Гордеев Р.В. Бортовое программно-алгоритмическое обеспечение информационной поддержки посадки на Фобос. (Статья в настоящем сборнике, с. 294.)

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

*А.В. Бондаренко², И.В. Докучаев², О.И. Кораблев¹, А.Б. Киселев¹,
О.Е. Козлов¹, В.А. Котцов¹, Ж.-П. Бибринг³, Ж.Ж. Фурмонд³*

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

² ООО «Растр Технолоджи», Москва

³ Институт космической астрофизики, Франция

Одной из основных задач проекта «Фобос-Грунт» является забор и возврат грунта. Для реализации этой задачи перелетный модуль (ПМ) планируется оснастить манипулятором с целым набором специальных инструментов. Однако для анализа морфологических особенностей поверхности, выбора мест взятия грунта, оценки представительности образца и других подобных целей необходимо применение систем технического зрения. Планируется, что манипуляторный комплекс проекта «Фобос-Грунт» должен быть оснащен телевизионными системами для решения задач разного уровня. Таких систем предполагается три: 1) камера, закрепленная на подвижной части манипулятора, которая позволяет получить и передать панораму места посадки и старта возвращаемого модуля; 2) стереокамера, жестко закрепленная на борту ПМ, которая позволяет наблюдать пространственную структуру поверхности и определять координаты положения интересующих образцов; 3) микроскоп-камера – спектрометр, также прикрепленный к основанию манипулятора, который позволяет наблюдать компонентный состав частиц, составляющих образец грунта, и их спектральные характеристики отражения для пяти спектральных зон излучения. Управление всеми телевизионными системами осуществляется через один общий блок электроники. Он содержит ВИП, средства управления, накопления, хранения и передачи видеoinформации.

One of the primary goals of the project “Phobos-Grunt” is the fence and return of a ground. For realization of this task flying module (FM) is planned to equip with the manipulator with the whole set of special tools. However for the analysis of morphological features of a surface, a choice of places of a capture of a ground, an estimation of imposing appearance of a sample and other similar purposes application of systems of technical sight is necessary. It is planned, that manipulator of the project “Phobos-Grunt” should be equipped with television systems for the decision of tasks of a different level. Such systems it is supposed three: 1) the chamber fixed on a mobile part of the manipulator which allows to receive and

transfer a panorama of a place of landing and start of the returned module; 2) the stereocamera rigidly fixed on-board FM which allows to observe spatial structure of a surface and to define coordinates of position of interesting samples; 2) a microscope – Spectrometer also attached to the basis of the manipulator which allows to observe componential structure of the particles making a sample of a ground, and their spectral characteristics of reflection for five spectral zones of radiation. Management of all television systems is carried out through one general block of electronics. It contains control facilities, accumulation, storages and transfers of video information.

Телевизионные наблюдения Фобоса, выполненные с российского космического аппарата «Фобос-2» и европейского космического аппарата «Марс-Экспресс» со значительного расстояния, дали интересные результаты для изучения спутника Марса. Эти исследования будут продолжены наблюдениями с близкого расстояния в новом проекте «Фобос-Грунт».

Одной из основных задач посадки на Фобос перелетного модуля (ПМ), разрабатываемого для космического проекта «Фобос-Грунт», является взятие проб грунта в месте посадки, анализ его научными приборами, находящимися на борту ПМ, и возвращение образца грунта на Землю. Для этого в состав необходимого оборудования ПМ должна входить рука-манипулятор, оснащенная грунтозаборным устройством (ГЗУ). На ПМ используется трехзвенный радиальный манипулятор, высота крепления на корпусе — 450 мм, рабочая область манипулятора — 800 мм на 120°, точность позиционирования 2 мм. На рис. 1 приведено изображение действующего макета такого манипулятора.

Планируется, что ГЗУ возьмет характерные образцы грунта с разных точек поверхности в месте посадки и разместит их в возвращаемый контейнер, а также в приемные лотки научных



Рис. 1. Действующий макет манипулятора

приборов ПМ для исследований. Возникают вопросы, как осуществить этот выбор, какие из образцов будут характерны или уникальны для изучаемого участка.

Очевидно, что для выполнения всех этих задач манипуляторный комплекс необходимо оснастить средствами технического зрения. Специалистами французского Института космической астрофизики (IAS) было предложено использовать для этого камеры, уже разработанные для европейского космического проекта «Розетта». В камерах применяются твердотельные матричные фотоприемники фирмы Томсон. Запущенный в марте 2004 г., космический аппарат с такими же камерами должен достичь в 2014 г. своей цели — кометы Чурюмова–Герасименко. Применение одинакового оборудования должно обеспечить сопоставимость результатов, получаемых в обоих проектах. Кроме того, эти камеры уже разработаны для длительной работы в космических условиях, прошли весь цикл испытаний и соответствуют требованиям и задачам проекта «Фобос-Грунт». Это снижает расходы, сокращает сроки и повышает эффективность разработки. На рис. 2 показан базовый образец камеры, используемой в проекте «Розетта».

Для осуществления различных функций в составе манипуляторного комплекса планируется иметь несколько следующих типов оборудования технического зрения:



Рис. 2. Образец французской камеры технического зрения проекта «Розетта»

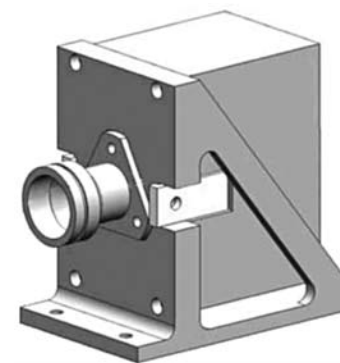


Рис. 3. Панорамная камера с кронштейном

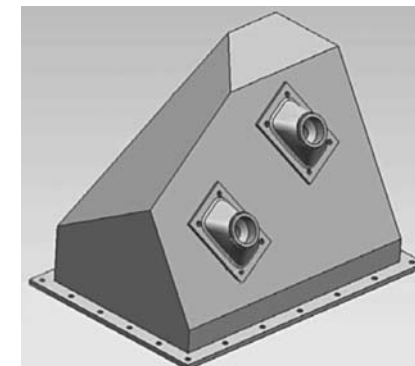


Рис. 4. Блок стереокамеры

- панорамную (обзорную) телевизионную камеру (рис. 3), размещенную на подвижной части манипулятора; она обеспечит как общий обзор района с получением панорамы места посадки, так и целевой крупномасштабный анализ морфологической структуры участка поверхности, выбранного для взятия образца грунта, а также наблюдение взлета возвращаемого модуля с образцом грунта и, возможно, визуальный контроль состояния научных приборов в отдельных случаях;
- стереокамеру (рис. 4), жестко закрепленную на платформе ПМ с областью наблюдения, перекрывающей рабочую зону манипулятора, которая позволит целенаправленно выбрать образец грунта; она содержит две взаимно ориентированные камеры; стереокамера передаст стереопару изображений для выбора образцов грунта, фотограмметрического определения координат его положения и управления манипулятором при наведении для взятия этих образцов; она также обеспечит стереоскопические определения морфологических элементов пространственной структуры поверхности Фобоса вблизи места посадки;
- камеру-микроскоп (рис. 5), размещенную на корпусе ПМ в пределах доступности манипулятора, которая

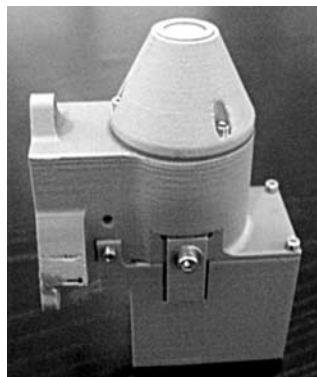


Рис. 5. Конструкция микроскопа

обеспечит анализ микроструктуры и спектральный состав образцов грунта; оптическая часть микроскопа имеет коническую форму; сверху ее закрывает сапфировое предметное стекло; внутри конуса находятся светодиоды и микрообъектив; загрузочно-разгрузочный узел (рис. 6) для образца грунта выполнен в виде опрокидывающегося лотка с ометателем предметного стекла.

Во всех трех телевизионных системах предложено использовать однотипные камеры. Однако в зависимости от выполняемых задач технические требования к ним должны быть различны. Укажем их основные особенности.

Объектив панорамной камеры должен передавать детали изображения с хорошим качеством, как при наблюдении на близком расстоянии, так и на значительном удалении для получения обзорных панорам, обладать значительной глубиной резкости. Она функционирует вне корпуса ПМ, в жест-

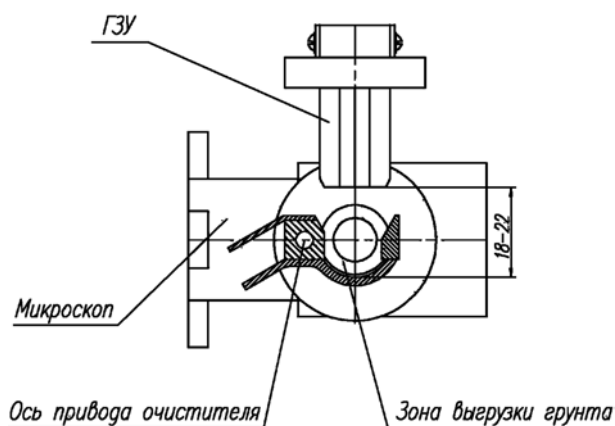


Рис. 6. Загрузочно-разгрузочный узел микроскопа с ометателем

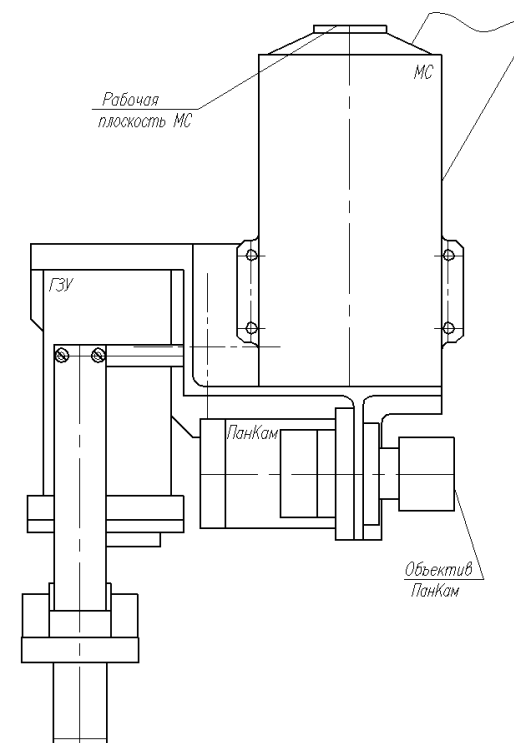


Рис. 7. Размещение трех приборов на манипуляторе

ких условиях открытого космоса в большом диапазоне температур. Это требует внимания к выбору конструкции. При этом камера должна иметь малые габариты и массу, чтобы не затруднять работу манипулятора.

Одновременно с камерой на руке манипулятора находятся мессбауэровский спектрометр (МС) и инструмент для забора образца грунта. На рис. 7 показано взаимное положение этих трех инструментов на руке. Смена выполняемых функций производится разворотом этого узла. Размещение панорамной камеры, МС и «пальцев захвата» руки на манипуляторе организовано таким образом, что при замене одного из этих инструментов на другой их функциональные оси оказываются на одной и той же линии.

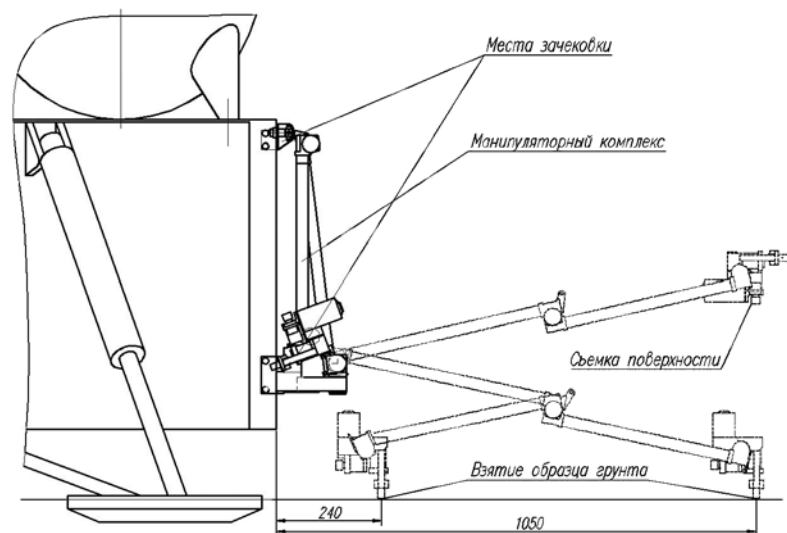


Рис. 8. Фазы работы манипулятора

На рис. 8 показано положение манипулятора в трех разных фазах состояния: при исходном зачекованном положении, в положении съемки заданного участка и два варианта взятия образца грунта. При зависании над поверхностью камера позволяет уточнить положение руки для взятия заданного образца, затем выполнить сеанс спектральных измерений, а потом взять образец грунта для анализа в микроскопе или, например, для загрузки в спускаемый аппарат для доставки на Землю.

При загрузке образцов грунта в приемные лотки разных научных анализаторов возможен предварительный визуальный контроль их положения. Для большей эффективности на приемных лотках наносятся целеуказатели.

При наблюдении старта с Фобоса камеру ориентируют в заданном направлении и в момент выброса капсулы получают серию изображений для анализа процесса запуска.

Стереокамера должна отвечать фотограмметрическим требованиям. Объективы пары камер должны иметь одинаковые фокусные расстояния и минимальную дисторсию для

обеспечения фотограмметрического качества изображения. Глубина резкости при этом может ограничиваться областью работы манипулятора. Обе камеры жестко закрепляются на корпусе ПМ. Расстояние между центрами зрачков двух камер — базис — определяет угол засечки для измеряемого расстояния. Оптические оси двух камер ориентируют взаимно параллельно, перпендикулярно базису. Элементы внутреннего и внешнего ориентирования стереокамеры должны быть измерены и паспортизованы для использования в последующих измерениях.

Камера-микроскоп должна давать хорошее качество изображения микроструктуры образцов грунта в рабочем диапазоне температур. Для получения спектральной информации необходимо обеспечение фотометрических требований.

Для оценки спектральных характеристик частиц грунта выбраны пять зон спектра со следующими эффективными длинами волн: 505, 600, 670, 750, 880 нм. Для спектрометрии на микроскопе требуется специальный мини-объектив с одинаково хорошим пропусканием в выбранном диапазоне длин волн. Объектив камеры должен работать без значимых геометрических искажений во всех пяти выбранных зонах спектра. Качество изображений обеспечивается геометрическим совмещением снимков с разными спектрами. Такая цветокоррекция позволяет получить синтезированные спектрональные снимки.

При работе с микроскопом образец грунта помещается манипулятором в лоток перед объективом микроскопа. Засыпанный на приемное стекло грунт закрывает внешний свет. Образец грунта освещается снизу светодиодами, размещенными вокруг объектива. Последовательное освещение анализируемого образца грунта в микроскопе светодиодами с разной длиной волны излучения преобразует микроскоп в видеоспектрометр. Это позволяет получить одновременный набор оценок оптических спектральных характеристик составляющих частиц грунта, которые характеризует их оптические свойства, связанные с природой минералогического состава (подробнее камера-микроскоп описана в статье настоящего сборника *Кораблев О.И.* и др. Микроскоп-спектрометр проекта «Фобос-Грунт», с. 324).

Для управления всеми камерами системы технического зрения ПМ, выбора функциональных каналов наблюдения, координации работы с другими подсистемами, получения и запоминания изображений, хранения и передачи видеoinформации предполагается изготовить один (общий) для всех камер блок электроники.

Блок электроники размещается на основании ПМ под стереокамерой. Это создает дополнительную защиту блока электроники от внешних воздействий и упрощает термостабилизацию подсистем электроники. Блок обеспечивает контроль состояния и управление работой камер, временное хранение получаемой видеoinформации и сброс для последующей передачи ее на Землю.

Блок электроники должен иметь входные интерфейсы для всех камер, содержать процессорный модуль управления операциями наблюдения и обработки получаемых данных, иметь необходимую по объему память для хранения полученной видеoinформации, а также выходной интерфейс для передачи данных. В корпусе блока электроники размещены вторичные источники питания.

Камеры соединены с блоком электроники кабелями. При поступлении питания камеры включаются. Каждая из камер подключена к цифровой информационной шине.



На рис. 9 показаны технологические образцы камеры микроскопа и электронной платы, подготовленные для проведения электрических испытаний. На рис. 10 представлен момент настройки электрических параметров во французском Институте космической астрофизики.

Рис. 9. Технологические образцы платы управления блока электроники и камеры-микроскопа

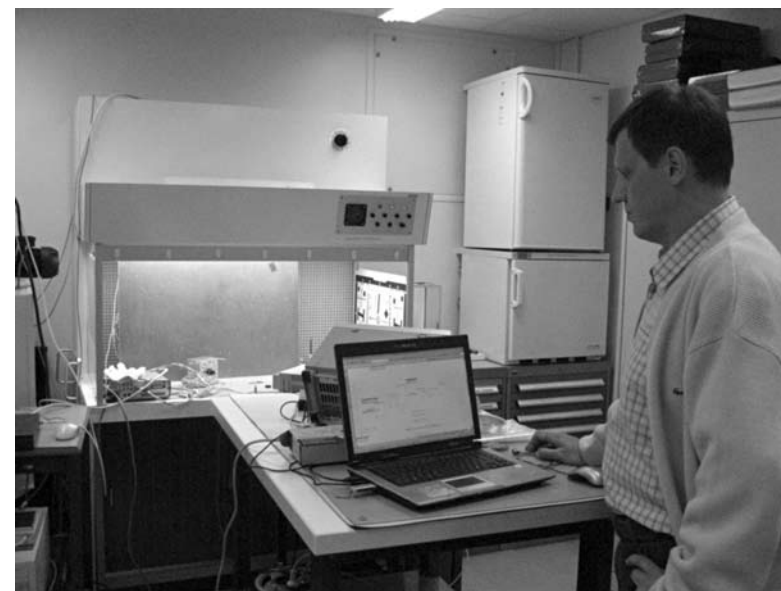


Рис. 10. Процесс наладки электрических параметров

Предлагаемый комплекс технического зрения манипуляторного комплекса обеспечит не только служебные функции при выборе образцов и взятии проб грунта для возврата его на Землю в решении основной задачи проекта «Фобос-Грунт», но и обзор места посадки и детальное наблюдение структуры поверхности. Это позволит получить важную научную информацию о морфологии поверхности и ее физических свойствах, даст более глубокое понимание природы Фобоса и существенно повысит эффективность космического эксперимента.

МИКРОСКОП-СПЕКТРОМЕТР ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

*О.И. Кораблев¹, А.В. Бондаренко², А.Ю. Иванов¹, О.Е. Козлов¹,
В.А. Котцов¹, А.Б. Ульянов¹, Ж.-П. Бибринг³, Ж.Ж. Фурмонд³*

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

² ООО «Растр Технолоджи», Москва

³ Институт космической астрофизики, Франция

Одной из основных задач проекта «Фобос-Грунт» является изучение грунта в месте посадки спускаемого аппарата (СА). Для реализации этой задачи СА планируется оснастить манипулятором с целым набором специальных инструментов. Одним из таких инструментов является микроскоп-спектрометр. Для расширения функциональных возможностей камера оснащена набором светодиодов с разной длиной волны излучения, что преобразует ее в спектрометр. Манипулятор помещает образец грунта на предметное стекло перед объективом микроскопа и наблюдения производят при последовательном включении диодов с разной длиной волны. Это позволяет наблюдать компонентный состав частиц, составляющих образец грунта, и их спектральные характеристики отражения для пяти спектральных зон излучения.

Main aim of Phobos Grunt mission is studying of soil at the landing place. Therefore, lander will be equipped with manipulator and special pack of instruments. One of them is microscope-spectrometer. To extend function possibilities camera provided with set of LEDs with various emission wavelengths that allow spectrometer studies. Manipulator moves soil probe on microscope object glass. Sequential measurements take place with various LEDs. As a result, component analysis of soil particles and obtaining spectral characteristics for five wavelengths can be made.

Одной из основных задач космического проекта «Фобос-Грунт» является изучение грунта в месте посадки на поверхность спутника Марса — Фобоса. Для реализации этой задачи спускаемый аппарат планируется оснастить манипулятором с целым набором специальных инструментов для научных исследований, в том числе средствами наблюдения.

Один из таких инструментов — микроскоп — позволяет наблюдать детальную структуру поверхности. Для более

эффективного распознавания минералогического состава используется микроскоп-спектрометр. Для такого расширения функциональных возможностей (преобразования в спектрометр) видеокамера микроскопа оснащена набором светодиодов с разной длиной волны излучения. Для оценки спектральных характеристик выбраны пять зон спектра со следующими эффективными длинами волн: 505, 600, 670, 750 и 880 нм. Последовательное освещение образца грунта светодиодами с разной длиной волны излучения позволяет получить набор оценок отражения, который характеризует оптические свойства, связанные с природой грунта.

Микроскоп-спектрометр закреплен вблизи манипулятора. Входная оптика имеет сапфировое предметное стекло, положение которого жестко фиксировано в плоскости фокусировки наблюдаемого объекта и термостабилизировано.

Конструкция оптической части выполнена из титана в виде конуса, в его крайней узкой части закреплено сапфировое стекло. Внутри конуса, вокруг микрообъектива, размещены светодиоды, распределенные симметричными группами по три. При разработке осветителя ставилось требование равномерности освещения и отсутствия зеркальных отражений. Внешний вид прототипа микроскопа-спектрометра представлен на рис. 1. В передней входной части микроскопа на изображении виден конусообразный экран вокруг объектива, в котором размещены светодиоды.

Механическая конструкция загрузчика с двигателем должна обеспечить прижим

Рис. 1. Технологический образец микроскопа-спектрометра со светодиодами в конусообразной части вокруг объектива



и удаление образца грунта. В процессе разработки было рассмотрено несколько вариантов технологии загрузки и удаления грунта. Были предложены шнековый и щеточный варианты, вертикальное и горизонтальное размещение оси привода, применение разных материалов для сметания грунта. Разработаны варианты загрузочно-сметающего устройства, которые учитывают технологию взаимодействия с манипулятором и очень незначительную силу тяжести на поверхности Фобоса. Одна из предложенных схем с горизонтальным размещением микроскопа показана на рис. 2.

В фотоприемной части камеры микроскопа использована матрица ПЗС фирмы Томпсон. Применение твердотельного фотоприемника обеспечивает совмещение яркостной видеоинформации соответствующих точек в последовательности изображений, полученных при наблюдении в разных зонах спектра.

Прибор включается при подаче питания. Блок электроники управляет заданной последовательностью выполнения операций. Информация накапливается в буферной памяти прибора, может храниться и считываться для передачи в заданное время сеансов связи.

Процесс наблюдений осуществляется следующим образом. Манипулятор выбирает пробу на заданном участке по-

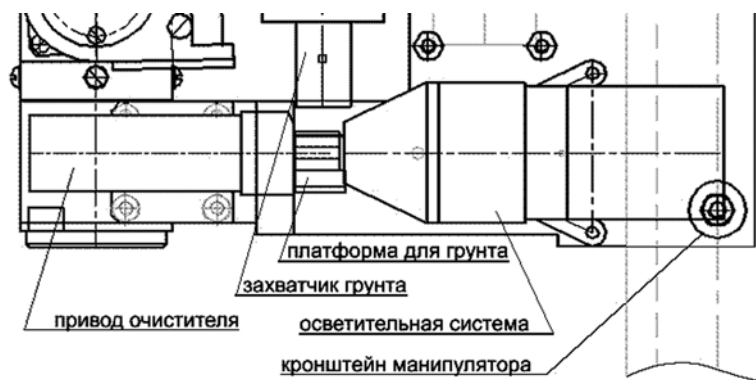


Рис. 2. Вариант горизонтального расположения микроскопа с платформой для размещения проб грунта и приводом очистителя

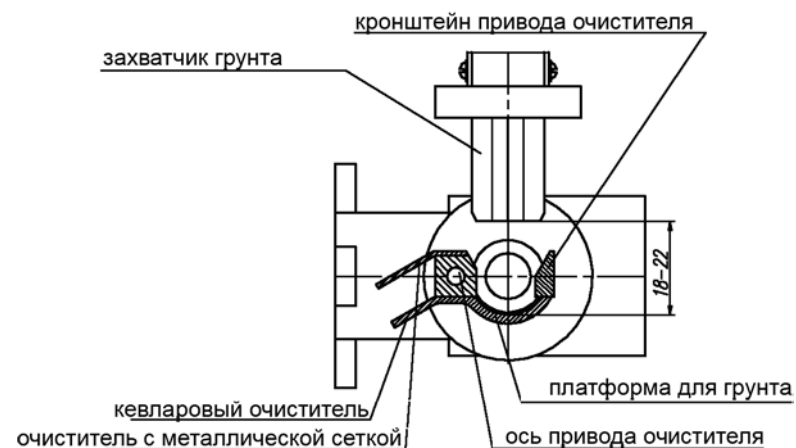


Рис. 3. Платформа для наблюдения образцов с захватчиком грунта и механизмом очистителя

верхности и помещает образец грунта на предметное стекло перед объективом микроскопа. Затем проводятся наблюдения этого образца при последовательном его освещении светодиодами с разной длиной волны. После этого очиститель приходит в движение, вращаясь вокруг своей оси, удаляя грунт металлической сеткой и протирая стекло кевларовым очистителем (рис. 3).

В процессе наблюдения формируется трехмерный кадр видеоинформации, который можно представить в виде многослойной структуры наложенных друг на друга черно-белых изображений: каждое из них дает монохроматическое отображение наблюдаемой пробы. Послойный набор значений яркости соответствующих точек формирует ее дискретную спектральную характеристику для пяти спектральных зон излучения.

Получаемая видеоинформация может быть представлена для рассмотрения в цветокодированном виде или анализироваться в векторной форме для многомерного (пятимерного в нашем случае) векторного пространства спектральных факторов.

Узел микроскопа со светодиодами и фотоприемной матрицей изготавливается и поставляется французским Институтом космической астрофизики. Электронный блок управления и загрузочный узел изготавливаются Институтом космических исследований Российской академии наук в кооперации с российской фирмой «Растр Технолоджи».

УДК 519.6

КОМПЬЮТЕРНЫЙ АНАЛИЗ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА

Л.А. Болдачева, Ю.К. Зайко, Р.А. Никитушкин, А.А. Новалов

Филиал ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Калуга

Разработаны эффективные алгоритмы обработки видеоизображений с целью выделения границ фрагментов, определения координат центров и расстояний до центра оптической системы видеокамер. Создан пакет прикладных программ, выполняющих обработку видеоизображений в моно- и стереорежимах. Разработан также алгоритм определения расстояния от центра объектива видеокамеры до выбранного фрагмента по одному видеокадру.

Effective algorithms of processing of videoimages with the purpose of allocation of fragments borders, determining of coordinates of the centers and distances up to the center of videocameras optical system are developed. The package of the applied programs which are carrying out processing of videoimages in a mode mono- and stereo is described. The algorithm of distance definition from the center of an objective of a video-camera up to the chosen fragment on one videoframe is also developed.

Введение

Выбор Фобоса (рис. 1) в качестве объекта исследований для планируемой миссии «Фобос-Грунт» связан с возможностью решения широкого спектра научных задач физики Солнечной системы. Ожидаемые результаты дадут ответ на

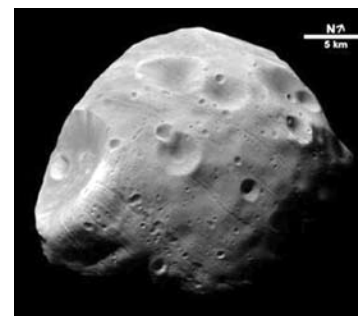


Рис. 1. Вид Фобоса

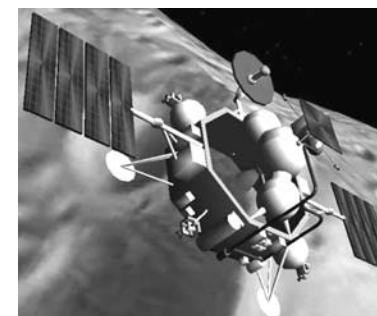


Рис. 2. Перелетный модуль на орбите

вопрос о ранних стадиях развития Вселенной, образования Солнечной системы, эволюции планет, в том числе и Земли.

Автоматическая межпланетная станция «Фобос-Грунт» (рис. 2) предназначена для доставки на Землю образцов грунта Фобоса. Для реализации научных задач на перелетном модуле (ПМ) устанавливается грунтозаборный комплекс (ГЗК), в задачу которого входит отбор проб грунта с поверхности Фобоса. Отбор проб грунта производится после анализа видеокadra поверхности Фобоса, доступной манипулятору.

Структура бортового робота

Автоматические межпланетные станции, по сути, должны быть роботами, поскольку большая задержка распространения радиосигнала исключает телеуправление в реальном времени. В силу этого бортовой механизм должен уметь принимать решения на месте, т. е. обладать свойствами робота. Современный промышленный робот — универсальный, оснащенный компьютером манипулятор, состоящий из нескольких звеньев, соединенных последовательно. Структурная схема робота представлена на рис. 3.

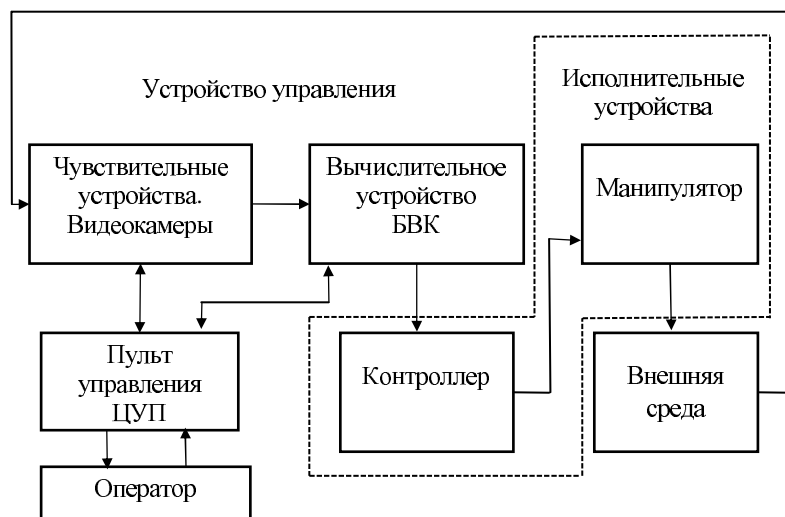


Рис. 3. Структура бортового робота

Как правило, система управления представляет собой специализированный бортовой вычислительный комплекс (БВК). Математическое обеспечение роботов весьма сложно. В память робота вводится математическая модель внешней среды и общая цель, которую необходимо достигнуть. Конкретная программа действий вырабатывается в процессе функционирования робота на основании сопоставления модели внешней среды, основной цели и информации, получаемой от сенсоров.

Видеокamеры и обработка изображений

После посадки на Фобос и выполнения предварительных операций производится съемка поверхности Фобоса видеокamерами, установленными на борту (рис. 4). Для сохранения полученного изображения используется промежуточная флэш-память объемом около 16 Мбайт. Исходный видеокadp имеет размер 1000×1000 пикселей. После получения изображения выдается команда, по которой производится анализ видеокadpa специализированными пакетами программ [1, 2].

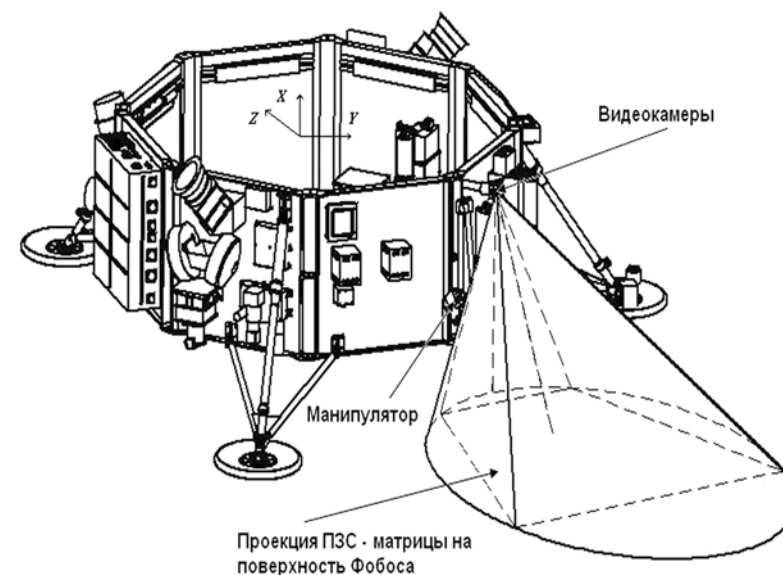


Рис. 4. Схема фотографирования рабочей области

Как результат обработки видеокadra получаем координаты выделенных объектов и ошибки метода определения координат.

Полученные координаты выдаются в числе пикселей (табл. 1). Для перехода к расстояниям значения координат умножаются на разрешение видеокамеры (мм/пиксел, см/пиксел, м/пиксел...). По окончании анализа видеокadra и получения координат точек забора грунта БВК вырабатывает команду, по которой ГЗК начинает отбор образцов грунта.

Обработка полученного изображения начинается с подавления шумов. Для этого проводится линейная фильтрация видеокadra построчно. Следующим этапом является выделение краев, которые представляют собой границу между двумя областями с приблизительно равномерной яркостью. Часто края на изображениях возникают как результат наличия силуэтных линий объектов. В этом случае две упомянутые области являются изображениями двух разных поверхностей. Выделение краев нами производилось двумя методами — градиентным и нейросетевой методикой [3]. Рассмотрим нейросетевую методику (<http://lii.newmail.ru/>).

Основу каждой нейронной сети (НС) составляют однотипные элементы (ячейки), имитирующие работу нейронов мозга. Каждый искусственный нейрон обладает группой синапсов — однонаправленных входных связей, соединенных с выходами других нейронов, а также имеет аксон — выходную связь данного нейрона, с которой сигнал поступает на синапсы следующих нейронов. Вид искусственного нейрона

Таблица 1. Результаты обработки экспериментального видеокadra

Объекты видеосъемки	Координаты центра (разыгранные)		Координаты центра (вычисленные по изображению)		Ошибка	
	Y	Z	Y	Z	ΔY	ΔZ
№ 1	-42,85	-298,38	-42,33	-296,3	0,52	2,04
№ 2	-381,86	-364,92	-381,31	-364,2	0,55	0,69
№ 3	702,4	-631,52	702,19	-629,8	-0,21	1,68
№ 4	-523,88	-777,36	-523,37	-775,3	0,51	2,05
№ 5	-35,49	-790,74	-34,59	-789,4	0,90	1,35

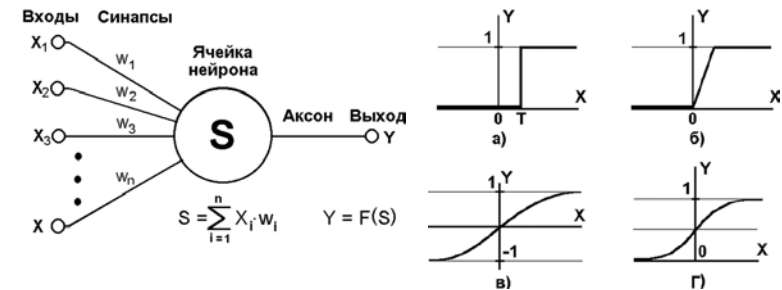


Рис. 5. Общий вид нейрона Рис. 6. Вид функции активации

приведен на рис. 5. Каждый синапс характеризуется величиной синаптической связи или ее весовым коэффициентом w_i . Текущее состояние нейрона определяется как взвешенная сумма его входов:

$$S = \sum_{i=1}^n x_i \cdot w_i,$$

где x_i — входной сигнал, w_i — весовой коэффициент, n — количество входов.

Выход нейрона есть функция его состояния: $Y = F(S)$. Нелинейная функция F называется активационной (рис. 6). Одной из наиболее распространенных является нелинейная функция с насыщением, так называемый сигмоид (т. е. функция S-образного вида): $f(x) = \frac{1}{1 + e^{-\lambda x}}$ [4–6].

Для выделения объекта использовалась нейронная сеть с двадцатью пятью входами, одним нейроном и одним выходом (рис. 7). Если задано исходное изображение А, тогда интенсивность его пикселей $A(x, y)$. На каждый вход нейрона поступают значения всех яркостей пикселей, входящих в окно размером 5×5 пикселей (табл. 2).

Тогда $y_{i,j} = \sum_{i=-2}^2 \sum_{j=-2}^2 |A(x+j, y+i) - A(0,0)|$, $A(0,0)$ — центральный пиксел.

После суммирования производится сравнение $y_{i,j}$ с порогом по яркости P , определяемым по формуле

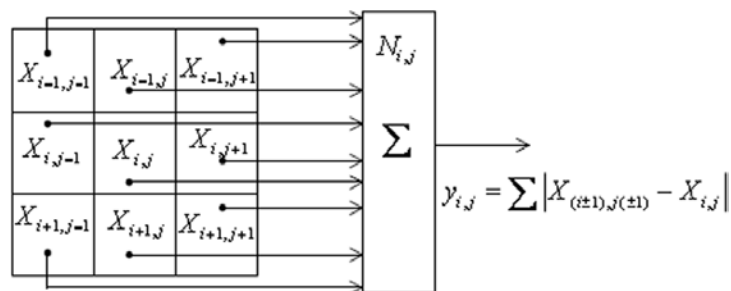


Рис. 7. Схема фильтра на основе нейросети

Таблица 2. Пиксели, входящие в окно размером 5×5

$A(x-2, y-2)$	$A(x-1, y-2)$	$A(x, y-2)$	$A(x+1, y-2)$	$A(x+2, y-2)$
$A(x-2, y-1)$	$A(x-1, y-1)$	$A(x, y-1)$	$A(x+1, y-1)$	$A(x+2, y-1)$
$A(x-2, y)$	$A(x-1, y)$	$A(x, y)$	$A(x+1, y)$	$A(x+2, y)$
$A(x-2, y+1)$	$A(x-1, y+1)$	$A(x, y+1)$	$A(x+1, y+1)$	$A(x+2, y+1)$
$A(x-2, y+2)$	$A(x-1, y+2)$	$A(x, y+2)$	$A(x+1, y+2)$	$A(x+2, y+2)$

$$P = \frac{\sum_{i=-2}^2 \sum_{j=-2}^2 A(x+j, y+i)}{25}.$$

Порог можно задавать и вручную.

Если значение $y_{i,j}$ больше порога, то сигнал $y_{i,j}$ подается в блок умножения на входной сигнал $A(x, y)$, после чего на выходе нейросети формируется сигнал границ XU элементов матриц. В остальных случаях, когда пороговая функция не «срабатывает», на выход сети поступают нулевые сигналы элементов матриц, не являющихся граничными. После чего формируется матрица выделенных объектов.

При обработке градиентным методом производится сегментация объектов. Рассмотрим функцию $f(x, y)$ — интенсивность изображения, состоящего из $M_1 \times M_2$ пикселей. В качестве детекторов перепадов яркостей для окна изображения 3×3 построим матрицы:

$$H_1 = \begin{vmatrix} 1 & 2 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & -2 & -1 \end{vmatrix}, H_2 = \begin{vmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -2 & 0 & 2 \\ -1 & 0 & 1 \end{vmatrix},$$

$$F = \begin{vmatrix} f_{i-1,j-1} & f_{i,j+1} & f_{i+1,j+1} \\ f_{i-1,j} & f_{i,j} & f_{i+1,j} \\ f_{i-1,j-1} & f_{i,j-1} & f_{i+1,j-1} \end{vmatrix},$$

далее вычислим дискретные свертки текущего окна изображения с масками H_1 и H_2 :

$$S_1 = H_1 * F = (f_{i-1,j+1} + 2f_{i,j+1} + f_{i+1,j+1}) - (f_{i-1,j-1} + 2f_{i,j-1} + f_{i+1,j-1}),$$

$$S_2 = H_2 * F = (f_{i+1,j+1} + 2f_{i+1,j} + f_{i+1,j-1}) - (f_{i-1,j+1} + 2f_{i-1,j} + f_{i-1,j-1}),$$

тогда величина градиента $g_{i,j}(f)$ функции f в точке (i, j) будет: $g_{i,j} = \frac{1}{8\Delta x} \sqrt{S_1^2 + S_2^2}$, а направление вектора градиента в центре пиксела (i, j) : $a_{i,j} = \arctg(S_1/S_2)$. Далее вычисляется среднее значение градиента по всему расчетному полю: $T = \sum_{i,j} g_{i,j} / (M_1 \times M_2)$ и из множества всех точек ($i = 1, 2, \dots, M_1; j = 1, 2, \dots, M_2$) выбираются те, в которых $g_{i,j} > T$ (т. е. точки, в которых значение градиента превышает среднее значение T). Множество полученных таким образом точек N_1 будут границами выделенных объектов.

Нахождение объектов производится с помощью маски размером 3×3 . Центральная ячейка выбранной матрицы движется по всему $A(i, j)$ изображению построчно. Когда значение этой ячейки соответствует нечерному цвету, в массив заносятся координаты данного пиксела изображения. После этого проверяются крайние ячейки маски, и, если значения прочитанных яркостей соответствуют нечерному цвету, то координаты ячеек добавляются в массив. После завершения проверки крайних ячеек движение центральной ячейки

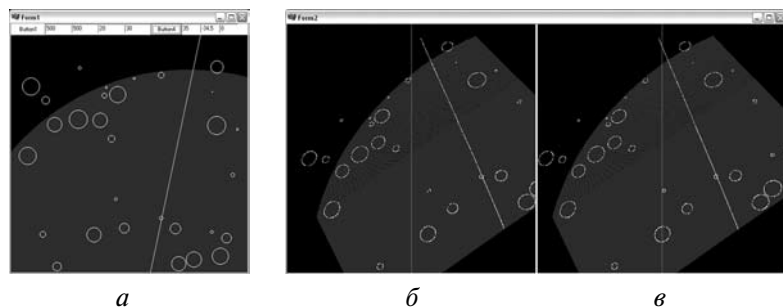


Рис. 8. Вид искусственных событий на «поверхности Фобоса» с рабочей областью (светлая область): *a* — исходное изображение; *б* — левый кадр; *в* — правый кадр

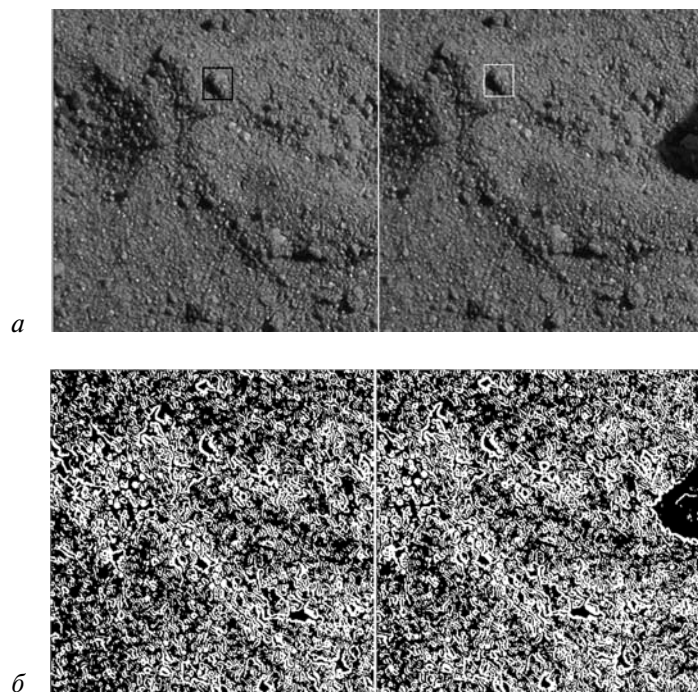


Рис. 9. Стереокادر грунта-аналога (данные ИКИ): *a* — исходное изображение; *б* — выделенные объекты грунта-аналога (данные ИКИ)

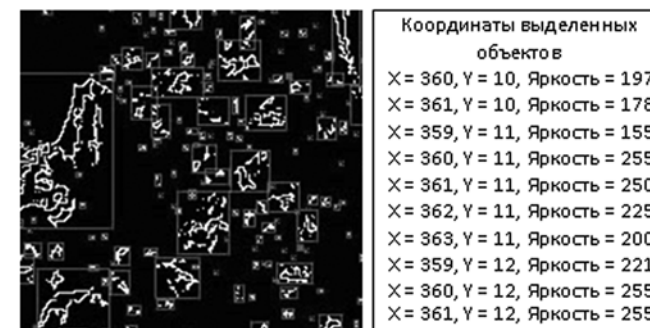


Рис. 10. Выделенные объекты и их координаты

происходит по записанным в массиве координатам. Размер объекта определяется так: из массива с координатами пикселей объекта выбираются максимальные и минимальные значения координат по осям X и Y . По этим данным строится прямоугольник и проводится диагональ, которая принимается за «диаметр» объекта. Если объект соответствует заданным критериям, то его координаты определяются по формуле:

$$X = \min X + \frac{\max X - \min X}{2}, \quad Y = \min Y + \frac{\max Y - \min Y}{2}.$$

Результат обработки

Для вычисления ошибок метода вычисления координат были использованы искусственные события (рис. 8). Результаты обработки стереокладров представлены на рис. 9, 10.

Исполнительный орган — манипулятор

Манипулятор представляет собой жестко закрепленный на кронштейне перелетного модуля двухзвенный механизм с четырьмя степенями свободы, окончательным звеном которого является устройство для забора грунта. Кинематическая схема манипулятора представлена на рис. 11.

Для задания положения манипулятора в пространстве решались прямая и обратная задачи кинематики манипулятора:

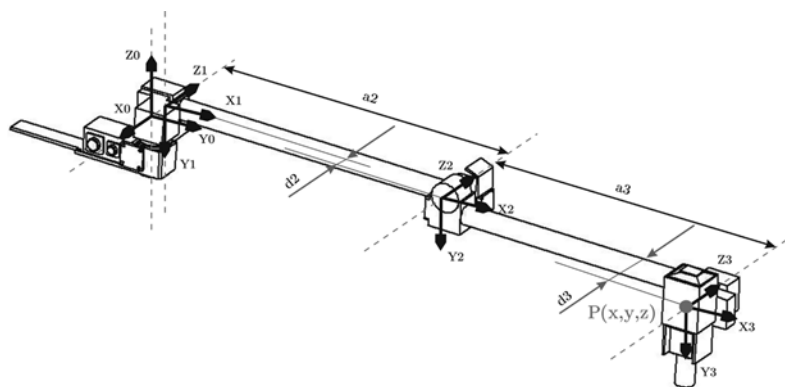


Рис. 11. Кинематическая схема манипулятора

- в прямой задаче — по известному вектору присоединённых углов и заданным геометрическим параметрам звеньев определялось положение грунтозаборного устройства манипулятора относительно рабочей области;
- в обратной задаче — по известным геометрическим параметрам звеньев определялись все возможные векторы присоединённых углов манипулятора, обеспечивающие заданное положение грунтозаборного устройства относительно рабочей области.

Для описания вращательных и поступательных связей между соседними звеньями использовался матричный метод последовательного построения систем координат Денавита и Хартенберга [2]:

$${}^0A_1 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_1) & 0 & -\sin(\theta_1) & 0 \\ \sin(\theta_1) & 0 & \cos(\theta_1) & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$${}^1A_2 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_2) & -\sin(\theta_2) & 0 & a_2 \cos(\theta_2) \\ \sin(\theta_2) & \cos(\theta_2) & 0 & a_2 \sin(\theta_2) \\ 0 & 0 & 1 & d_2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$${}^2A_3 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_3) & -\sin(\theta_3) & 0 & a_3 \cos(\theta_3) \\ \sin(\theta_3) & \cos(\theta_3) & 0 & a_3 \sin(\theta_3) \\ 0 & 0 & 1 & d_3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$T_1 = {}^0A_1 {}^1A_2 {}^2A_3;$$

$$A = \sin(\theta_2 + \theta_3);$$

$$B = \cos(\theta_2 + \theta_3);$$

$$D = (d_2 + d_3);$$

$$T_1 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_1)B & -\cos(\theta_1)A & -\sin(\theta_1) & a_2 \cos(\theta_1)\cos(\theta_2) - D\sin(\theta_1) + a_3 \cos(\theta_1)B \\ \sin(\theta_1)B & -\sin(\theta_1)A & \cos(\theta_1) & a_2 \sin(\theta_1)\cos(\theta_2) + D\cos(\theta_1) + a_3 \sin(\theta_1)B \\ B & -B & 0 & -a_2 \sin(\theta_2) - a_3 A \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Из матрицы T_1 получаем координаты грунтозаборного устройства:

$$x_p = a_2 \cos(\theta_1)\cos(\theta_2) - D\sin(\theta_1) + a_3 \cos(\theta_1)B,$$

$$y_p = a_2 \sin(\theta_1)\cos(\theta_2) + D\cos(\theta_1) + a_3 \sin(\theta_1)B,$$

$$z_p = -a_2 \sin(\theta_2) - a_3 A.$$

Для определения углов между звеньями манипулятора (рис. 12) воспользуемся геометрическим методом:

$$\alpha_0 = \arctg\left(\frac{x}{y}\right);$$

$$\alpha_1 = \left[\arctg\left(\frac{r_0}{h_1}\right) + \arccos\left(\frac{L2^2 - L1^2 - r_1^2}{-2L1r_1}\right) \right] - 90^\circ;$$

$$\alpha_2 = \arccos\left(\frac{h_1^2 + r_0^2 - L1^2 - L2^2}{-2L1L2}\right); \quad \alpha_3 = \alpha_2 - (90 - \alpha_1).$$

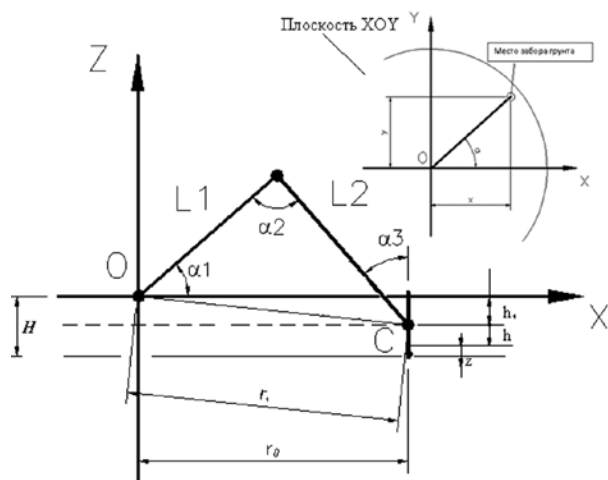


Рис. 12. Схема для определения углов между звеньями манипулятора. На схеме использованы следующие обозначения: x, y, z — координаты точки вывода манипулятора; H — расстояние от поверхности до точки подвеса манипулятора; h — длина плеча грунтозаборника; L_1, L_2 — длины звеньев манипулятора; r_0 — радиус вывода манипулятора

Заключение

В процессе забора грунта адаптивный робот типа глаз — рука на поверхности в месте посадки обрабатывает изображение на предмет получения размеров объектов и координат их центров, после чего манипулятор робота выводится в заданную точку и производит отбор образцов. На каждом шаге БВК отслеживает возникающие ошибки и вводит соответствующие поправки в устройство управления манипулятором — контроллер.

Литература

1. Аванесов Г.А., Железнов М.М., Жуков Б.С., Краснопецева Е.Б. Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с КА «Фобос-Грунт»: Препринт ИКИ РАН. Пр-2128. М.: ИКИ РАН, 2006.

2. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л. и др. Телевизионные исследования Фобоса. М.: Наука, 1994. 167 с.
3. Хорн Б.К. Зрение роботов. М.: Мир, 1989. 487 с.
4. Лапкин Ю.Л., Землянский А.Н., Плотников С.В. и др. Самоорганизующиеся нейронные сети «Адаптивное управление роботом-манипулятором для инопланетных миссий»: Препринт ТО Института биофизики. Красноярск: ИБ СО РАН, 1999.
5. Серпенинов О.В., Самойлин Е.А., Банников А.В. Нейропрограммный алгоритм обработки изображений в условиях шумов // Программные продукты и системы. 2003. № 2.
6. Кисель И.В., Нескоромный В.Н., Ососков Г.А. Применение нейронных сетей в экспериментальной физике. Физика элементарных частиц и атомного ядра // ЭЧАЯ. 1993. Т. 24. Вып. 6.

ОРИЕНТАЦИЯ ПЫЛЕВОГО ПРИБОРА DIAMOND
МИССИИ «ФОБОС-ГРУНТ» ВО ВРЕМЯ ПЕРЕЛЕТА
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО МАРШРУТУ
ЗЕМЛЯ – МАРС И НА МАРСИАНСКИХ ОРБИТАХ,
ДОСТУПНЫХ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЙ

Г.Г. Дольников, А.В. Захаров

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Локальное увеличение энтропии провоцирует разрушение звезд, планет и других космических объектов и образование облаков пылевой материи. Размеры пылевых частиц колеблются от крупных ~0,1 мм до мелких кластеров — всего нескольких молекул. На борту КА «Фобос-Грунт» предполагается установить пылеударный прибор DIAMOND с целью исследования физических характеристик марсианских пылевых потоков, имеющих относительно низкую скорость и вращающихся вдоль траекторий Фобоса и Деймоса. Удачная регистрация пылевых частиц внеземного происхождения может открыть новую страницу изучения природных явлений Солнечной системы.

Local decrease the entropy provokes to destroy stars, planets and other objects and formation clouds of dust matter. Dust particles sizes have variation from large ~0.1 mm till small clusters — a little molecule only. On-board S/C Phobos-Soil plan to mount dust-percussive instrument DIAMOND for investigation of physical characteristics Martian dust flows, with non-relativistic velocity and moved along Phobos & Demos orbits. Successful attempt of registration dust particles will open new study view of natural phenomena for Solar system.

Одним из бурно развивающихся направлений в космических исследованиях на современном этапе развития техники и технологии является изучение космических пылевых частиц, как межзвездных, так и межпланетных, находящихся внутри нашей Солнечной системы. Пылевые космические образования становятся главенствующими в процессе формирования звездных и планетных систем, а также впоследствии — в процессе их эволюции и на современном этапе при взаимодействии пылевых частиц с атмосферами планет. Часто влияние окружающей пыли намного эффективней и масштабней

других факторов при протекании различных химических реакций, каталитических процессов и физических взаимодействий.

Космические пылевые частицы образуются в результате разрушения звезд, планет и их спутников и других космических объектов. Размеры пылевых частиц колеблются от крупных ~0,1 мм до мелких кластеров — всего нескольких молекул. Космическую пыль можно разгруппировать в зависимости от её астрономического положения: межгалактическая, межзвёздная, околопланетная и пылевые облака вокруг звёзд. Основными компонентами межпланетной пыли в нашем зодиакальном пылевом комплексе (наблюдаемом в видимом свете как зодиакальный свет) являются кометная, астероидная пыль и некоторые менее значительные добавки — пыль Пояса Койпера, межзвёздная пыль, проходящая через Солнечную систему, и бета-метеориты.

В настоящее время ученые из научных лабораторий Европы и Америки работают над изучением внеземной пыли, развивая технику детектирования, сбора и мониторинга и принимая участие в более или менее успешных миссиях, таких как, например, проект НАСА Stardust, взявший образцы кометной пыли 81P/Wild-2. Благодаря их усилиям стали развиваться новые технологии и методики идентификации пылевых частиц, включая прямые исследования и даже сбор и доставку внеземных пылинок для всестороннего изучения в мировые лабораторные центры. Исследования пылевых частиц внеземного происхождения усиленно развиваются благодаря не только развитию современной техники и технологии, но и генерации новых идей и оптимизации традиционных подходов к уже имеющимся методикам.

Новый этап в освоении космического пространства планируется совершить российской миссией «Фобос-Грунт», где на борту КА должен быть установлен российско-итальянский прибор для исследования пыли. Прибор DIAMOND (Direct In-situ Analyser and Monitor of Orbiting Natural Dust) предназначен для оценки низкоскоростной составляющей пылевых потоков, которые предположительно (*Krivov A.V., Hamilton D.P. Martian Dust Belts: Waiting for Discovery // ICARUS. 1997. V. 128. P. 335–353*) движутся на орбитах вокруг Марса вблизи

траекторий его спутников Фобоса и Деймоса. Научной задачей эксперимента является поиск пылевых частиц вдоль орбит КА «Фобос-Грунт» в окрестностях Марса и измерение их физических характеристик. Попытки обнаружить пылевые частицы прямыми измерениями в окрестностях Марса предпринимаются впервые.

Теоретические модели показывают, что динамика, форма и время жизни пылевой материи, не востребованной марсианскими лунами, зависит от размера частиц. По своим характеристикам пыль можно разделить на четыре популяции, приведенные в таблице.

Потоки пылевых частиц на орбитах вокруг Марса

Популяции пылевых частиц	Радиусы частиц (мкм)	Форма орбиты	Плотность частиц в кубическом километре
0	> 1000	Узкий тор	< 100
I	10...1000 (Фобос)	Экваториальное кольцо	~1000
I	5...1000 (Деймос)	Наклонный тор	$10^4...10^5$
II	0,3...10 (Фобос)	Асимметричное кольцо	$10^4...10^5$
II	0,3...5 (Деймос)	Асимметричное кольцо	< 100
III	< 0,3	Вытянутое гало	$10^4...10^5$ (?)

Оценим вероятность обнаружения пылинки в случае нахождения КА в районе торового пылевого облака рядом с орбитой Фобоса (рис. 1). Если количество пылинок в $1 \text{ км}^3 \sim 10^5$, то при скорости 1 км/с относительно пылевого потока и площади регистрирующего детектора 10^{-10} км^2 КА должен преодолеть в среднем расстояние 10^5 км от одной пылинки до другой, чтобы зафиксировать одно событие, что по времени будет соответствовать около 28 ч. Конечно, это предварительная цифра, так как распределение высокоскоростных ударных микрометеоритов, распыляющих поверхностный реголит спутников Фобос и Деймос и являющихся одним из главных источников пылевых частиц в окрестностях Марса, малоизученно.

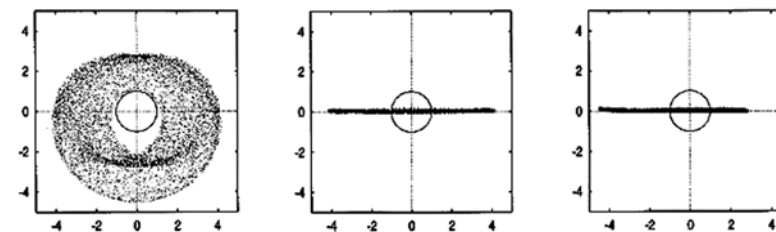


Рис. 1. Три проекции тонкого торового пылевого пятна в районе орбиты Фобоса, полученные с помощью математического моделирования для частиц размером 32 мкм (на период зимнего сезона). В центре координат Марс, отсчеты по осям — в радиусах Марса

Плоскости орбит всех четырех популяций пылевых частиц лежат в плоскости орбиты Марса вокруг Солнца (или в плоскости эклиптики), а КА «Фобос-Грунт» в процессе своего перелета к Фобосу несколько раз должен изменить свою орбиту, пересекая эти потоки или двигаясь непосредственно в них. Так как к прибору DIAMOND, кроме минимального энергопотребления, не предъявляются жесткие требования по ограничению режимов его работы, то поиск медленно летящих относительно КА «Фобос-Грунт» пылинок может продолжаться на всей трассе перелета и после посадки на Фобос. Но больше всего нас интересуют те орбиты КА «Фобос-Грунт», которые позволят обнаружить *in situ* предсказанные пылевые потоки. В районе Марса планируется нахождение КА на следующих орбитах (рис. 2):

- Эллиптическая экваториальная орбита ($r_a = 79\,000 \text{ км}$, $r_p = 800...6500 \text{ км}$, нахождение на орбите ~ 3 мес).
- Круговая наблюдательная орбита вдоль орбиты Фобоса ($r = R(\text{Фобос}) + 535 \text{ км}$ (нахождение на орбите ~ 4 мес с периодом обращения $T \sim 2$ мес).
- Квазисинхронная орбита ($r = R(\text{Фобос}) + 50$ или 150 км (нахождение на орбите ~ 2 мес) вплоть до посадки на Фобос).

Фобос и Деймос обладают синхронным вращением с планетой, т. е., обращаясь по орбите, повернуты к Марсу одной и той же стороной. Орбиты марсианских спутников

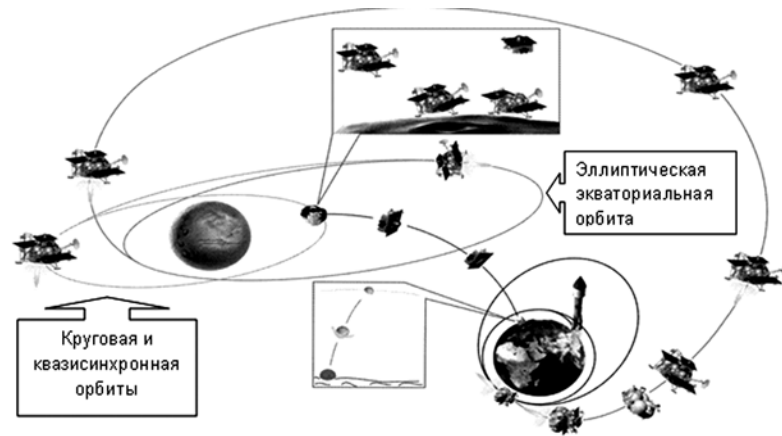


Рис. 2. Схема перелета Земли – Марс межпланетным космическим аппаратом «Фобос-Грунт»

почти круговые. Они лежат практически в плоскости экватора Марса: наклонение орбиты Фобоса $1,02^\circ$, наклонение орбиты Деймоса $1,82^\circ$. Большие полуоси орбит Фобоса и Деймоса соответственно равны 9378,5 и 23 459 км, периоды обращения — 7 ч 39 мин (4,7 км/с) и 30 ч 21 мин (3,3 км/с).

Надо отметить, что две попытки обнаружить пылевые кольца фотометрическими методами уже предпринимались. Первая была сделана орбитальным модулем Viking-1 в 1980 г., а вторая — космическим телескопом Hubble в 2001 г. (с разрешением камеры, в 3000 раз более чувствительным, чем у Viking). Оба результата были отрицательными при установленном верхнем пределе нормальной оптической толщи $\tau_{\perp} \leq 3 \cdot 10^{-8}$ для пылевого тора Фобоса и $\tau_{\perp} \leq 10^{-7}$ для тора Деймоса, возможно, из-за происхождения этой пыли — ведь альbedo спутников Фобос и Деймос составляет $\sim 0,07$, т. е. пылинки совсем черные. С другой стороны, косвенные свидетельства присутствия предполагаемых пылевых частиц вдоль орбиты Фобоса были замечены во время прямых измерений флуктуаций магнитного поля и характеристик околопланетной плазмы КА «Фобос-2» в 1988 г. Фактически магнитометр регистрировал быстроисчезающие слабые флук-



Рис. 3. Строение ударного сенсора IS прибора DIAMOND

туации окружающего магнитного поля и плазмы во время пересечения орбиты Фобоса, хотя и необязательно, что это была пыль (например, молекулы газообразного вещества).

Метод исследований по обнаружению пылевого присутствия на орбитах Фобоса и Деймоса с помощью пылевого прибора DIAMOND состоит в попытке зарегистрировать столкновение пылевой частицы с чувствительной мембраной пылевого детектора (ударный сенсор IS — рис. 3) и измерить ее импульс. Для этого прибор размещают под теплозащитой, за исключением четырех чувствительных областей, площадью $0,1 \times 0,1$ м, расположенных с учетом наиболее возможного столкновения с пылинкой, движущейся в плоскости эклиптики, с регистрацией ее импульса. Средняя скорость контактных частиц тора относительно КА должна составлять от 10 м/с до ~ 1 км/с, при плотности пылинки ~ 2 г/см³. В зависимости от размера (от 1 до 90 мкм) частицы обладают расчетным ($p = mv$) импульсом $2 \cdot 10^{-12} \dots 2 \cdot 10^{-14}$ кг·м/с и кинетическим моментом ($M = ma$) $8 \cdot 10^{-4} \dots 8 \cdot 10^{-10}$ (Дж·с) для популяции типа I, и $8 \cdot 10^{-10} \dots 2 \cdot 10^{-14}$ Дж·с — популяции типа II (см. таблицу).

Импульс пылинки, попавшей в чувствительную область ударного сенсора прибора DIAMOND, зависит от угла скорости относительно нормали к поверхности чувствительной области ударного сенсора IS. Вычислить угол столкновения можно двумя способами: либо знать ориентацию КА относительно регистрируемых пылевых частиц, что затруднительно

из-за неопределенности взаиморасположения осей аппарата и скоростей пылевых частиц, и/или набирать статистически значимый результат. В КА «Фобос-Грунт» предусмотрено три оси ориентации:

- OX — направление на Солнце (ориентация солнечных панелей для получения энергии);
- OY — вдоль солнечных панелей ($\perp OX$), перпендикулярно плоскости эклиптики и направлению на Солнце;
- OZ — по ходу движения аппарата, где плоскость XOZ располагается вдоль плоскости эклиптики (в этой же плоскости должен располагаться и Марс вместе со спутниками и пылевыми потоками).

Так как пылевые частицы движутся вдоль тонких колец, находящихся в плоскости вращения Фобоса (см. рис. 2) и Деймоса, т. е. эклиптики, то расположение четырех чувствительных плоскостей ударных сенсоров IS прибора DIAMOND попарно перпендикулярно плоскости орбиты КА с расчетом поймать пылевую частицу, летящую в любом направлении этой плоскости (рис. 4).

Кроме того, пылинка, попадая в чувствительную область ударного сенсора IS , создает различные механические напряжения в мембране ударника. Для получения реально

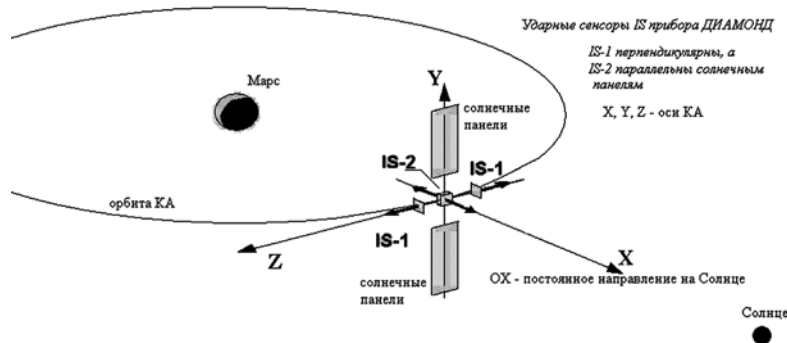


Рис. 4. Ориентация прибора DIAMOND в процессе поиска пылевых частиц

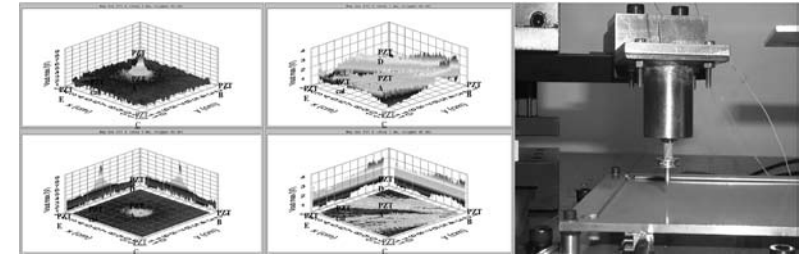


Рис. 5. Калибровки ударных сенсоров IS при центральном (слева) и угловом (в центре) ударе специальным механизмом (справа)

значимого результата для импульса пылевой частицы необходимо калибровать каждый датчик как стандартным, встроенным внутренним калибратором (см. рис. 3), так и отдельно для каждой точки ударной пластины IS . На рис. 5 показаны отдельные калибровочные спектры для центрального и углового удара.

В заключение остается надеяться, что планируемый эксперимент DIAMOND на орбите по обнаружению и регистрации пылевых частиц внеземного происхождения окажется удачным и статистически значимым, ведь это может открыть новую страницу в изучении природных явлений в Солнечной системе.

СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ
ДЛЯ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

Т.Ю. Дроздова, И.Ю. Катасонов, М.И. Куделин

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Приведены описание и технические характеристики системы информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК) для задач проекта «Фобос-Грунт», представлены объем и результаты испытаний штатных образцов СИОК.

There are given a description and technical characteristics of the System for scientific payload information support (SIOK) for the Phobos-Grunt mission. Volume and results of the SIOK flight models testing are presented.

При осуществлении проектов по исследованию космического пространства на борт космического аппарата (КА) устанавливаются научные приборы, выполняющие различные эксперименты. Эти приборы, как правило, отличаются друг от друга не только своим функциональным назначением, но и информационными, управляющими и телеметрическими интерфейсами. Часто используются приборы, ранее разработанные для других проектов, доработка электрических интерфейсов которых под новый проект по разным причинам нецелесообразна.

Интегрирование таких разнообразных по своим интерфейсным характеристикам научных приборов в единый комплекс — типичная задача при реализации многих научных космических миссий. Объединение осуществляется с помощью одного или нескольких специальных приборов, играющих роль интеллектуального интерфейса между командно-управляющими, информационными, телеметрическими системами космического аппарата и несколькими научными приборами.

Такой подход позволяет упростить отработку аппаратных ресурсов КА и сократить сроки её выполнения, ведя параллельно работы на двух функционально независимых комплексах: служебных системах и научных приборах.

Необходимость объединения различных научных приборов в единый комплекс неоднократно возникала перед разработчиками бортовых систем планетных космических миссий, таких как «Вега», «Фобос», «Марс-96».

В проекте «Вега» эта задача решалась с помощью двух приборов: БУНА и БЛИСИ.

Блок управления научной аппаратурой — БУНА — осуществлял прием из радиоконспекса управляющих кодовых посылок, их дешифрирование и формирование соответствующих управляющих воздействий на 12 научных приборов. Кроме этого, БУНА коммутировал электропитание научных приборов. Для обеспечения высокой надёжности блок имел в своём составе два полуконспекта, один из которых находился в выключенном состоянии.

Блок логики и сбора информации — БЛИСИ — осуществлял приём информации от 12 научных приборов по практически однотипным последовательным синхронным интерфейсам, формирование выходного массива данных и передачу его в радиоканал для трансляции на Землю. Для обеспечения высокой надёжности прибор состоял из трех идентичных полностью независимых комплектов, из которых по специальной команде выбирался один рабочий, а остальные выключались.

Оба этих прибора были построены по принципу цифровых автоматов и не имели ни энергонезависимой памяти, ни процессора.

В проекте «Марс-96» управление и обмен данными с трёхосной стабилизированной платформой, навигационной камерой и камерой наблюдения высокого разрешения возлагались на мультипроцессорную вычислительную систему (МВС). Система МВС состояла из четырёх гальванически развязанных полностью независимых комплектов, конструктивно объединённых в моноблок. Функциональная задача решалась двумя взаимодействовавшими между собой комплектами: процессором наведения и процессором стабилизации. Для обеспечения надёжности дополнительно включался ещё один комплект — «горячий резерв», а четвёртый комплект — «холодный резерв» — находился в выключенном состоянии.

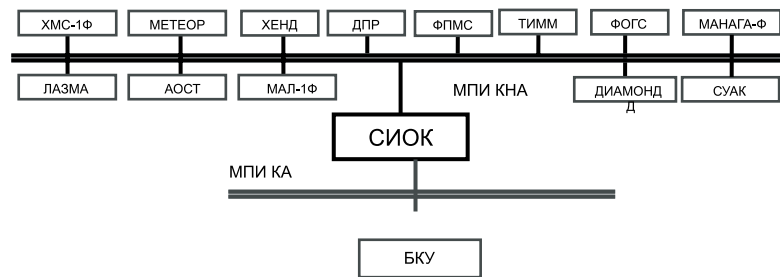


Рис. 1. Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК) в проекте «Фобос-Грунт»: ХМС-1Ф — хроматограф; ЛАЗМА — лазерный времяпролетный масс-рефлектор; МЕТЕОР — детектор космической пыли; АОСТ — фурье-спектрометр; ХЕНД — нейтронный спектрометр; МАЛ-1Ф — масс-спектрометр; ДПР — длинноволновый планетный радар; ФПМС — плазменный комплекс; ТИММ — ИК-спектрометр; ФОГС — гамма-спектрометр; ДИАМОНД — детектор пылевых частиц; МАНАГА-Ф — масс-спектрометр вторичных ионов; СУАК — система управления

В рамках миссии «Фобос-Грунт» задача объединения научных приборов решается с помощью Системы информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК, далее — прибор) (рис. 1). СИОК представляет собой дублированный компьютер с расширенной энергонезависимой памятью и двумя резервированными информационно-управляющими интерфейсами в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B).

Прибор СИОК принимает и хранит цифровые команды и код бортового времени из бортового комплекса управления космического аппарата (БКУ КА) по информационной магистрали связи СИОК и БКУ КА (магистральный последовательный интерфейс космического аппарата — МПИ КА). На этой информационной магистрали связи СИОК выполняет функции оконечного устройства (ОУ), а БКУ КА — контроллера шины (КШ). СИОК передает цифровые команды управления научными приборами и код бортового времени по внутренней информационной магистрали связи СИОК и научных приборов (магистральный последовательный интерфейс комплекса научной аппаратуры — МПИ КНА). На

информационной магистрали связи с научными приборами СИОК выполняет функции контроллера шины, а научные приборы — оконечных устройств.

Прибор СИОК также выполняет функции сбора и хранения в энергонезависимой памяти информации, полученной от приборов научного комплекса КА. Эту информацию СИОК хранит до получения запроса из БКУ. Затем БКУ передает ее в радиокomплекс для трансляции на Землю.

Прибор СИОК рассчитан на работу в условиях открытого космического пространства и устанавливается вне гермоотсека под общей ЭВТИ. На рис. 2 приведен внешний вид штатного образца прибора СИОК.

В табл. 1 приведены основные параметры описанных выше приборов разных поколений.

После подачи электропитания или по специальным командам СИОК проводит контроль работоспособности своих аппаратных ресурсов. Управление приборами комплекса научной аппаратуры (КНА) СИОК осуществляет по внутренней информационной магистрали связи СИОК и научных приборов в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B). По этой же магистрали СИОК принимает от научных приборов массивы научной и служебной информации в соответствии с циклограммой работы комплекса.

Передачу в БКУ массивов научной и служебной информации от приборов КНА СИОК осуществляет по внешней



Рис. 2. Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК), штатный образец

Таблица 1. Основные параметры приборов разных поколений

№ п/п	Параметр	Проект		
		«Вега» 1980–1986, БУНА и БЛИСИ	«Марс-96» 1990–1996, МВС	«Фобос-Грунт» 2006–2009, СИОК
1	Суммарное количество блоков	2	1	1
2	Масса, кг	12,6 + 9,0	10,5	1,7
3	Габариты, мм	300×250×225, 200×296×220	170×250×263	182×170×68
4	Энергопотребление, Вт	8 + 13	12	3,5
5	Наличие процессора	Нет	16-разрядный с «фиксированной точкой»	32-разрядный с «плавающей точкой»
6	Объем энергонезависимой памяти данных, Мбайт	Нет	Нет	2x16
7	Ресурс работы, ч	1000	29 900	20 000
8	Срок службы, лет	5	7	6
9	ВБР	0,999	0,99	0,99

информационной магистрали связи СИОК и БКУ КА. По этой же магистрали прибор принимает от БКУ команды, адресованные научным приборам, осуществляет хранение этих команд и трансляцию абонентам. СИОК выполняет адресованные ему команды, а также формирует массивы телеметрической информации и передает их в БКУ.

Функциональная схема СИОК представлена на рис. 3.

Конструктивно прибор представляет собой моноблок, объединяющий три функциональных модуля:

- основной модуль процессора (ОМП);
- резервный модуль процессора (РМП)
- модуль резервированного вторичного источника питания (МВИП).

Модули процессора (ОМП и РМП) представляют собой шестислойные печатные платы с размещенными на них электрорадиоизделиями (ЭРИ), закрепленные в рамках.

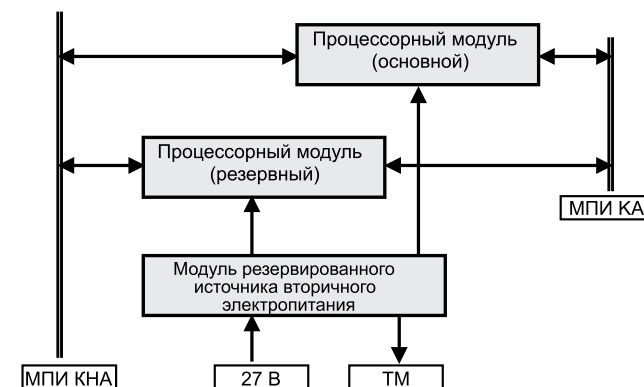


Рис. 3. Функциональная схема СИОК

Модули процессора соединены с модулем МВИП посредством кросс-платы.

Модуль резервированного вторичного источника питания (МВИП) представляет собой печатную плату с размещенными на ней электронными компонентами, установленную в рамку-основание прибора.

Каждый модуль процессора (основной и резервный) выполняет следующие функции:

- обмен по информационной магистрали связи с БКУ в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553);
- обмен по информационной магистрали связи с научными приборами в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553);
- трансляцию команд и кода бортового времени из БКУ к научным приборам;
- запись и хранение информации в энергонезависимой памяти, а также ее передачу в БКУ;
- начальное тестирование ресурсов процессорного модуля;
- обеспечение перепрограммирования энергонезависимой памяти программ без разборки прибора через технологический интерфейс JTAG.

Укрупненная структурная схема процессорного модуля СИОК представлена на рис. 4.

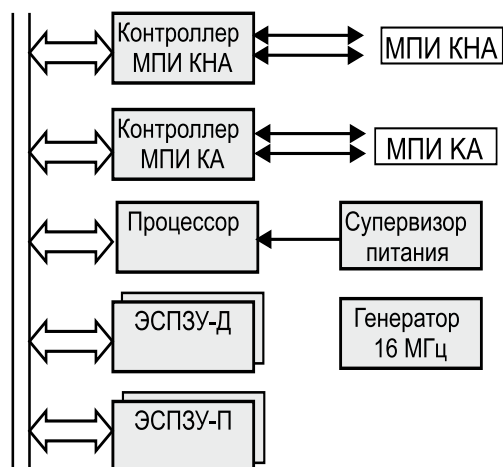


Рис. 4. Укрупненная структурная схема процессорного модуля (основного и резервного) СИОК

В состав модуля процессора входят следующие основные элементы:

- 32-разрядный однокристалльный цифровой сигнальный процессор ADSP-21060 с оперативной памятью объемом 512 кбайт;
- контроллер интерфейса с БКУ КА ВU-61580 в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553), работающий в режиме оконечного устройства;
- контроллер интерфейса с научными приборами ВU-61580 в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553), работающий в режиме контроллера шины;
- два энергонезависимых электрически стираемых постоянных запоминающих устройства для записи программ (ЭСПЗУ-П) AT28C010 объемом 128 кбайт каждое;
- два энергонезависимых электрически стираемых постоянных запоминающих устройства для записи данных (ЭСПЗУ-Д) WF4M32-100G2TC5 объемом 16 Мбайт каждое;
- генератор тактовой частоты 16 МГц;
- супервизор питания IS9-705RH.

Цифровой сигнальный процессор реализует различные режимы и программы работы СИОК и осуществляет форматирование получаемых данных от научных приборов и, в случае необходимости, их сжатие перед передачей в БКУ по МПИ КА для трансляции в радиокомплекс.

Контроллеры интерфейсов дублированного мультиплексного канала МПИ КНА и МПИ КА обеспечивают информационный обмен со служебными системами КА и научными приборами.

Электрически стираемое постоянное запоминающее устройство (ЭСПЗУ-П) предназначено для хранения бортового программного обеспечения СИОК, состоящего из программ форматирования данных от научных приборов, их сжатия, инициализации и начального тестирования ресурсов процессорного модуля СИОК, организации обмена со служебными системами КА и научными приборами по МПИ КНА.

Данные научных приборов хранятся в ЭСПЗУ-Д с момента их получения до сеанса связи с Землей.

Генератор формирует тактовую частоту 16 МГц для работы модуля процессора.

Супервизор питания формирует первоначальный импульс «Сброс» при подаче электропитания на процессорный модуль для начальной инициализации работы системы и выполняет функции сторожевого таймера по формированию импульса «Сброс» в случае возможного «зависания» процессора.

Модуль резервированного вторичного источника питания (МВИП) служит для преобразования бортового напряжения $(28,5 \pm 1,35)$ В во вторичное напряжение электропитания $+5$ и -15 В, необходимое для работы блоков прибора.

Функционально МВИП состоит из следующих узлов:

- узел фильтра;
- узлы преобразователей (основной и резервный);
- узел плавного запуска;
- узел телеметрии.

На выходной разъем узла телеметрии выведены сигналы, передающие информацию о температуре МВИП, наличии напряжения бортовой сети и правильности стыковки разъемов.

Основная форма контроля качества вновь выпущенного прибора — испытания, представляющие собой экспериментальное определение количественных и качественных показателей свойств изделия электронной техники. Такие испытания помогают оценить правильность конструкторских и схемотехнических решений прибора.

Первый изготовленный по учётной документации прибор подвергается предварительным испытаниям (ПРИ): конструкторско-доводочным, ресурсным и граничным.

Конструкторско-доводочные испытания (КДИ) приборов проводят в целях проверки их соответствия требованиям технического задания (ТЗ), технических условий (ТУ), нормативной, конструкторской (КД) и эксплуатационной (ЭД) документации, обнаружения отклонений от выбранной конструкции или принятой технологии, выявления скрытых дефектов материалов или элементов конструкции в условиях, максимально приближенных к условиям его реальной эксплуатации. По результатам испытаний КДИ в случае необходимости проводится коррекция конструкторской документации.

Ресурсные испытания (РИ) проводят для подтверждения назначенного ресурса прибора, а граничные (ГИ) — для выявления конструктивных запасов функциональных характеристик.

Образец, прошедший полный комплекс предварительных испытаний, к дальнейшей эксплуатации не допускается.

Каждый поставочный образец прибора проходит приемосдаточные испытания (ПСИ) с целью определения соответствия продукции ТЗ, ТУ и эксплуатационной документации перед отправкой заказчику.

Испытания проводятся по соответствующим программам и методикам испытаний, разработанным на основе требований ТЗ и конструкторской документации с использованием типовых программ, стандартизованных методик и других нормативных документов.

Для прибора СИОК выпущены ТУ, в которых определены и критерии оценки его работоспособности. В соответствии с этими критериями разработаны тесты ресурсов прибора, позволяющие оценивать его исправность во время испытаний.

Для проведения испытаний в память прибора записывалось тестовое программно-алгоритмическое обеспечение (ПО СИОК). Для симуляции реакции приборов научного комплекса и БКУ использовалась контрольно-испытательная аппаратура КИА СИОК.

Программное обеспечение СИОК позволяет выполнять следующие тесты аппаратных ресурсов:

1. *Начальное тестирование ресурсов процессорного модуля* выполняется после подачи электропитания на прибор. В процессе теста проверяется:

- целостность программного обеспечения (значение контрольной суммы ПО), записанного в ЭСПЗУ-П;
- исправность оперативных запоминающих устройств (ОЗУ);
- исправность цифрового сигнального процессора;
- исправность контроллера интерфейса МПИ КА;
- исправность контроллера интерфейса МПИ КНА.

Результат теста (одно шестнадцатиразрядное слово) записывается в ОЗУ контроллера интерфейса МПИ КА и содержит результаты проверок целостности ПО (сравнение значения контрольной суммы ПО с заданным), ОЗУ процессора, а также номер банка ЭСПЗУ-П, использованного при загрузке, и информацию о «холодном»/«горячем» старте.

2. *Проверка контроллера интерфейса МПИ КА в режиме оконечного устройства (ОУ).*

Обобщённый тест функционирования интерфейса прибора в режиме ОУ позволяет проверить правильное функционирование ОУ при информационных обменах, реализованных в форматах передачи данных «1» и «2» по ГОСТ Р 52070-2003. При выполнении этой проверки с контроллера шины КИА СИОК производится запись в память ОУ 32 шестнадцатиразрядных слов, их чтение с последующим сравнением массивов переданных и принятых данных, а также контроль статусной информации, формируемой контроллером шины КИА СИОК на аппаратном уровне.

3. *Проверка контроллера интерфейса МПИ КНА в режиме КШ.*

Обобщённый тест функционирования интерфейса прибора в режиме контроллера шины (КШ) позволяет проверить

правильное функционирование КШ при информационных обменах, реализованных в форматах передачи данных «1» и «2» по ГОСТ Р 52070-2003. При выполнении этой проверки с КШ КИА СИОК производится инициализация выполнения теста с последующим контролем результатов информационного обмена и контроль статусной информации, формируемой КШ СИОК на аппаратном уровне.

4. Проверка сторожевого таймера и переключения банков памяти. Тест позволяет оценить работоспособность сторожевого таймера, а также контроль загрузки процессора из разных банков программ. Командой по шине БКУ производится останов формирования сигнала «Сброс» сторожевого таймера, вследствие чего примерно через 2 с происходит перезагрузка процессора из другого банка памяти. Результат контролируется анализом битов слова внутреннего теста.

5. Проверка ЭСПЗУ научных данных (ЭСПЗУ-Д).

Проверяется работоспособность ЭСПЗУ в режимах записи, хранения и стирания данных. По командам, передаваемым по шине МПИ КА, выполняется инициализация тестов записи тестовых данных, чтения и сравнения с исходными данными, стирания и проверки стирания.

Тестирование аппаратных ресурсов СИОК и контроль результатов проводились непрерывно во время испытаний всех образцов прибора. В рамках ПСИ и других видов испытаний СИОК подвергался воздействиям — климатическим и механическим, пониженного атмосферного давления, электромагнитного излучения и помех по цепям питания; проводились измерения электромагнитного излучения самого прибора.

В табл. 2 представлены виды испытаний и характеристики воздействий, которым были подвергнуты приборы.

Приемо-сдаточным испытаниям подвергаются образец для ПРИ, а также поставочные образцы, изготовленные по учётной документации с литерой «О» и прошедшие технологический прогон; КДИ, РИ и ГИ — образец для ПРИ.

К настоящему времени полностью завершены конструкторско-доводочные, ресурсные и граничные испытания прибора СИОК, а также изготовлены два поставочных образца.

Начало летных испытаний прибора СИОК в рамках проекта «Фобос-Грунт» запланированы на октябрь 2009 г.

Таблица 2. Виды испытаний и характеристики воздействий

Виды воздействий	ПСИ	КДИ	РИ	ГИ
Климатические:				
• температурные	1. Функционирование (техпрогон) при -10°C (40 ч), $+40^{\circ}\text{C}$ (200 ч) и НКУ (160 ч) 2. Термоциклирование $-10...+40^{\circ}\text{C}$ (3 цикла по 3 ч при каждой температуре) 3. Термоудары -40 и $+50^{\circ}\text{C}$ (3 цикла по 3 ч при каждой температуре)	Термоциклирование $-10...+40^{\circ}\text{C}$ (8 циклов по 3 ч при каждой температуре) До 95 %	Функционирование при -10°C (588 ч), $+40^{\circ}\text{C}$ (589 ч) и в НКУ (1177 ч)	Функционирование при -20°C (3 ч) и $+50^{\circ}\text{C}$ (3 ч)
• влажностные	—	—	—	—
• пониженного давления	10^{-6} мм рт.ст.	—	—	—
Механические:				
• вибрационные	До 6,7g в диапазоне частот от 20 Гц до 2,5 кГц	До 10g в диапазоне частот от 20 Гц до 2,5 кГц	—	До 10g в диапазоне частот от 20 Гц до 2,5 кГц
• ударные	—	7 ударов 40g по каждой оси	—	7 ударов 40g по каждой оси
• линейные	—	10g 10 мин по каждой оси	—	10g 10 мин по каждой оси

Окончание табл. 2

Виды воздействия	ПСИ	КДИ	РИ	ГИ
ЭМС:				
• электрическое поле	Не менее 120 дБ·мкВ/м в диапазоне частот от 1 кГц до 300 МГц	—	—	Уровень воздействия ПСИ увеличен в 1,5 раза для всех видов ЭМС
• магнитное поле	Не менее 100 дБ·мкА/м в диапазоне частот от 1 до 300 кГц	—	—	
• помехи по цепям питания	До 100 дБ·мкА/м в диапазоне частот от 1 кГц до 30 МГц	—	—	

Примечание. Полный объем проводимых испытаний приведен в ТУ на прибор СИОК. НКУ — нормальные климатические условия

Секция 3

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

УДК 528.8

КОНТРОЛЬ И ИЗМЕРЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ
ПАРАМЕТРОВ ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ
СКАНИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМ
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

П.П. Мусеев

ООО «НПП «Астрон Электроника», Орел

В статье рассматриваются методы контроля точностных параметров развертки однокоординатных и двухкоординатных оптико-механических сканирующих устройств. Показан комплекс оборудования, представлены результаты контроля и измерения.

The methods of control of single- and two-coordinate optic-mechanical scanning devices precision parameters are discussed in the paper. The complex of equipment is shown and the results of control and measurements are presented.

При создании прецизионных оптико-механических сканирующих устройств (ОМСУ) систем дистанционного зондирования Земли необходимо обеспечение выполнения задач контроля сканирования (при настройке системы управления ОМСУ), проведения оптических юстировок углового положения зон сканирования и калибровки, измерения параметров выполнения закона сканирования при нормальных и жестких условиях окружающей среды.

Методы контроля и измерения параметров ОМСУ, обеспечивающие решение указанных задач, можно подразделить на контактный и бесконтактный, точечный и полноформатный, статический и динамический.

Контактный метод измерения углового положения сканирующего зеркала (СЗ) реализуется при обеспечении механической связи оси вращения СЗ ОМСУ с измерительным датчиком угла; бесконтактный метод — при применении оптических измерительных приборов, например гониометра или теодолита, для контроля поворота нормали отражающей поверхности СЗ.

Точечный метод обеспечивается при проведении контроля с использованием отражения от небольшой части рабочей поверхности СЗ и применяется при измерении параметров только ОМСУ; полноформатный метод — при прове-

дении контроля с использованием всей рабочей отражающей поверхности СЗ, применяется для проверки качества всей оптической схемы сканирующей системы.

Статический метод основывается на проведении многократных измерений отдельных неподвижных угловых положений СЗ относительно приборной оси координат, позволяет определять соответствие измеренного углового положения СЗ выходному сигналу датчика углового положения СЗ (ДУПСЗ) и применяется при калибровке ДУПСЗ и оптических юстировках.

Динамический метод позволяет осуществлять контроль выполнения закона сканирования ОМСУ непосредственно в процессе рабочего движения СЗ. Основным способом его реализации является использование в качестве измерительного устройства ДУПСЗ, примененного в сканирующем устройстве. Данный способ позволяет настраивать систему управления сканирующего устройства и контролировать выполнение закона сканирования при работе в различных условиях эксплуатации.

Предлагаются три дополнительных способа контроля параметров ОМСУ динамическим методом, обеспечивающие повышение точности и достоверности измерений:

1. Измерение однокоординатного закона сканирования системой на основе вращающегося кольцевого интерферометра*.
2. Измерение выполнения однокоординатного или двухкоординатного закона сканирования по результатам фиксации времени прохождения сканирующим зеркалом контрольных углов относительно времени начала сканирования.
3. Контроль выполнения однокоординатного и двухкоординатного закона сканирования фотометрической камерой на ПЗС-матрице при использовании точечного источника света.

* Мусеев П.П. Система измерения закона сканирования оптико-механического сканирующего устройства // Современ. технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: Тр. XVI Международ. научно-технич. семинара. Сент. 2007, Алушта. Тула: Изд-во ТулГУ, 2007. С. 271.

Система измерения углового положения сканирующего зеркала на основе вращающегося кольцевого интерферометра

Система измерения углового положения сканирующего зеркала (СИУПСЗ) на основе вращающегося кольцевого интерферометра обеспечивает измерение параметров выполнения закона сканирования бесконтактным точечным методом как при неподвижном положении СЗ, так и при его движении. На рис. 1 показан момент проведения СИУПСЗ измерений параметров закона сканирования однокоординатного прецизионного сканирующего устройства ПКР-Т. В состав СИУПСЗ входят динамический гониометр ДГ-1Л, работающий на основе вращающегося кольцевого интерферометра; персональный компьютер с программным обеспечением обработки данных и контрольно-испытательная аппаратура (КИА) ОМСУ. Синхронизация системы измерения обеспечивается КИА, что позволяет иметь обработанные выходные данные в виде графика параметров выполненного закона сканирования (рис. 2).



Рис. 1. Измерение СИУПСЗ параметров закона сканирования однокоординатного прецизионного сканирующего устройства ПКР-Т: 1 — сканирующее зеркало устройства ПКР-Т; 2 — динамический гониометр; 3, 4 — теодолиты

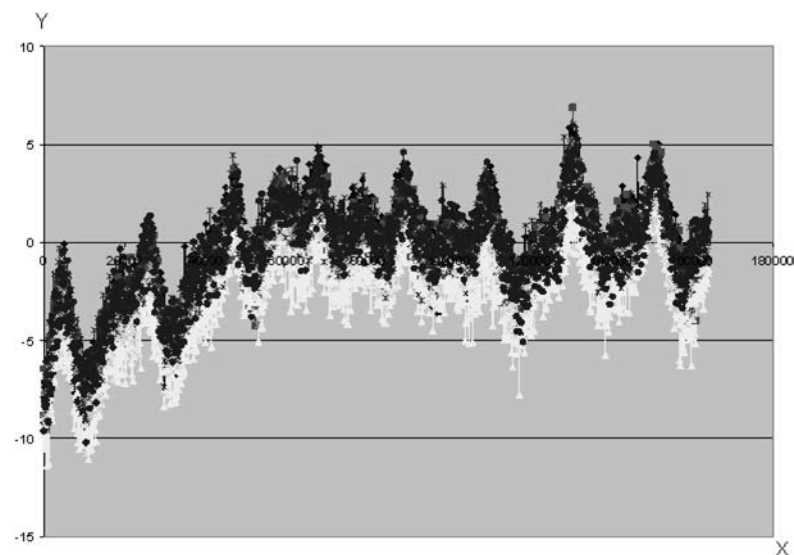


Рис. 2. Результат многократного измерения СИУПСЗ отклонения развертки однокоординатного прецизионного сканирующего устройства ПКР-Т от закона сканирования: Y — отклонение от закона сканирования, угл. с; X — время развертки, мс

Технические характеристики динамического гониометра ДГ-1Л

Диапазон измерений	0...20°
Наибольшее расстояние до сканирующего зеркала	0,25 м
Случайная погрешность единичного измерения углового положения	0,2 угл. с
Систематическая составляющая погрешности в диапазоне от 0 до 20°, не более	0,3 угл. с
Ошибка измерения угловой скорости (при времени измерения 1 мин), менее	$5 \cdot 10^{-4}$ угл. с/с
Частота съема информации	6 Гц
Свечение светового пучка	22×22 мм
Допуски формы зеркала:	
• шероховатость	0,032 мкм
• неплоскостность	$\lambda/10$
Мощность потребления, не более	60 Вт

Способ позволяет автоматизировать процессы контроля, что значительно упрощает работу и сокращает время на ее проведение. Производится предварительная оптическая привязка динамического гониометра к приборной оси координат сканирующего устройства, при использовании двух теодолитов, а далее все работы выполняются автоматически.

Система контроля развертки на базе интерферометрического нуля-индикатора

Система контроля развертки на базе интерферометрического нуля-индикатора (СКРНИ) обеспечивает выполнение задачи бесконтактным точечным методом при фиксации прохождения нормали СЗ через реперные точки в процессе движения, которые задаются положением оси интерферометрического нуля-индикатора относительно приборной оси координат сканирующего устройства. В состав СКРНИ входят интерферометрический нуль-индикатор, осциллограф и КИА ОМСУ. На рис. 3 показан момент проведения СКРНИ контроля за-

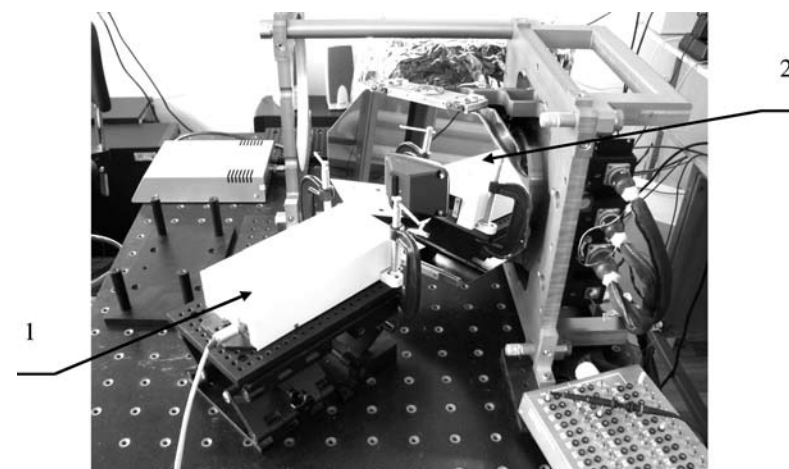


Рис. 3. Контроль СКРНИ параметров развертки двухкоординатного прецизионного сканирующего устройства БСКР-Т: 1 — интерферометрический нуль-индикатор; 2 — сканирующее зеркало устройства БСКР-Т

кона сканирования двухкоординатного прецизионного сканирующего устройства БСКР-Т.

Контроль выполнения закона сканирования производится при использовании синхроимпульсов управления сканированием от КИА. При прохождении реперной точки оптическая ось нуль-индикатора и нормаль СЗ становятся параллельными, и на выходе нуль-индикатора появляется сигнал в виде нескольких перепадов фронтов. По изменению времени задержки выходного сигнала нуль-индикатора относительно фронта синхроимпульса управления определяется стабильность выполнения закона сканирования.

Система контроля движения сканирующего зеркала на базе камеры на ПЗС-матрице и точечного источника света

Система контроля движения сканирующего зеркала (СКДСЗ) на базе камеры на ПЗС-матрице и точечного источника света обеспечивает выполнение задачи бесконтактным точечным методом. Камера на ПЗС-матрице производит

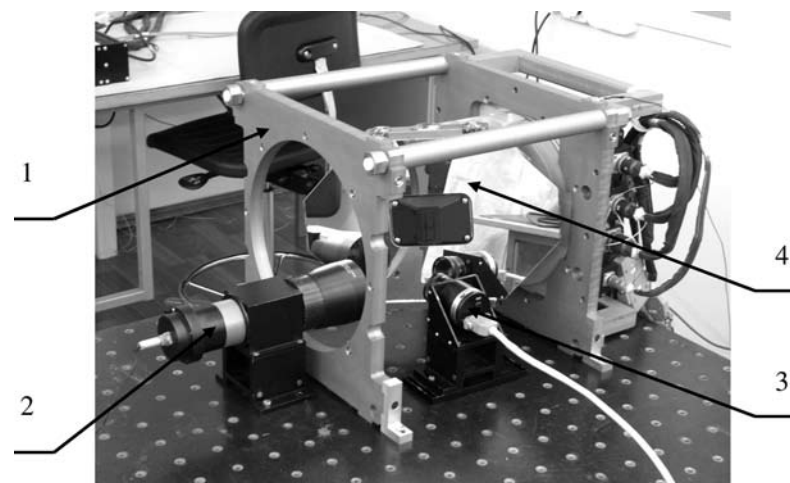


Рис. 4. Контроль СКДСЗ параметров развертки двухкоординатного прецизионного сканирующего устройства БСКР-Т: 1 — ступень; 2 — точечный источник света; 3 — камера на ПЗС-матрице; 4 — сканирующее зеркало

съемку перемещений светового пучка точечного источника света, отображенного от СЗ в процессе выполнения закона сканирования. В состав СКДСЗ входят фотометрическая камера, точечный источник света, персональный компьютер и КИА ОМСУ. На рис. 4 показан момент проведения СКДСЗ контроля выполнения закона сканирования двухкоординатного прецизионного сканирующего устройства БСКР-Т.

Данный способ позволяет проконтролировать двухкоординатный закон сканирования и с достаточной точностью измерить параметры выполнения закона сканирования кадровой развертки.

Показанные способы измерения и контроля закона сканирования, методики их реализации и комплекс оборудования впервые были разработаны и применены при создании систем контроля и измерения для прецизионных ОМСУ ПКР-Т и БСКР-Т (СКБ КП ИКИ РАН), входящих в состав многозональной сканирующей системы МСУ-ГС (ФГУП «РНИИ КП»).

ИМИТАТОРЫ ЗВЕЗДНОГО НЕБА ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ДАТЧИКОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

*Г.А. Аванесов, С.В. Воронков, Б.С. Дунаев,
В.А. Красилов, В.А. Шамис, А.А. Фори*

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Рассмотрены статические имитаторы звезд, предназначенные для проверки работоспособности оптико-электронных трактов датчиков звездной ориентации. Описан принцип работы стенда динамических испытаний, используемого для осуществления проверок функционирования звездных датчиков и отладки их программного обеспечения.

Static star imitators designed for testing operation ability of star trackers' electronic channels are considered. Principle of operation of the dynamic testing bench used for star trackers operation testing and debugging their software is described.

Введение

Рано или поздно перед разработчиками приборов космического назначения встает вопрос о создании различного рода имитаторов, позволяющих в наземных условиях воссоздать те или иные факторы космического пространства. Использование таких имитаторов на стадии наземной отработки приборов позволяет проверить различные режимы функционирования приборов, устранить возникающие неполадки в их работе, отладить программно-алгоритмическое обеспечение. При этом необходимо, чтобы разработчики обеспечивали высокую степень достоверности моделирования на имитаторах воздействующих на прибор факторов.

В статье речь пойдет об имитаторах, которые предназначены для моделирования звездоподобных объектов в задачах испытаний и отладки датчиков звездной ориентации — приборов, позволяющих определять параметры трехосной ориентации путем обработки изображений произвольных участков звездного неба.

Рассматриваемые имитаторы разработаны и созданы в оптико-физическом отделе Института космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН).

1. Статические имитаторы звезд

Первый имитатор звезд (ИЗ), позволяющий спроецировать в поле зрения звездного прибора БОКЗ изображения точечных объектов, был разработан в ИКИ РАН в конце 90-х гг. прошлого века. Имитатор (рис. 1) представлял собой конструкцию, устанавливаемую на бленду прибора БОКЗ вместо технологической крышки, как показано на рис. 2. Внутри имитатора располагались металлическая пластина с пятью отверстиями в форме креста и светодиоды за каждым отверстием. При подаче питания светодиоды загорались, и в поле зрения прибора проецировалось пять точечных объектов.

С учетом того, что положение имитатора относительно поля зрения прибора было точно известно и не менялось во времени, с помощью имитатора проверялась правильность работы оптико-электронного тракта прибора в режиме регистрации точечных объектов, их локализации и определения энергетических центров яркостей.

Следующей модификацией ИЗ являлось устройство, конструктивно аналогичное представленному на рис. 1, но функционально более совершенное. Модифицированная версия имитатора включала светодиод, слайд с изображением



Рис. 1. Имитатор звезд

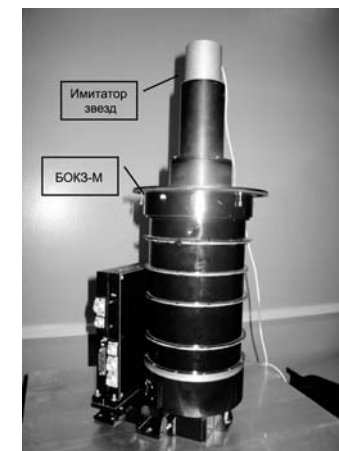


Рис. 2. Установка имитатора звезд на прибор

ем точечных источников и коллиматорный объектив. Слайд представлял собой изображение участка небесной сферы, угловой размер которого соответствовал угловому полю зрения прибора. Звезды разных звездных величин отображались на слайде разными по площади объектами белого цвета, фон слайда был черным. При подаче питания на светодиод слайд подсвечивался, прошедший через него световой поток попадал в коллиматорный объектив, на выходе которого формировался параллельный световой пучок от каждого точечного объекта. В результате на объектив прибора, как и в случае работы по звездам реальной небесной сферы, приходил параллельный поток от каждого из подсвеченных точечных объектов на слайде. При работе с таким имитатором звезд реализовывалась возможность проверки правильности работы не только оптико-электронного тракта прибора, но и отладки его программно-алгоритмического обеспечения.

В настоящее время разработана еще одна модифицированная версия такого имитатора звезд (рис. 3), который будет использоваться не только как средство для отладки, но и как технологическая защитная крышка. Перед отправкой прибора на предприятие-заказчик на него будет устанавливаться



Рис. 3. Модифицированный имитатор звезд

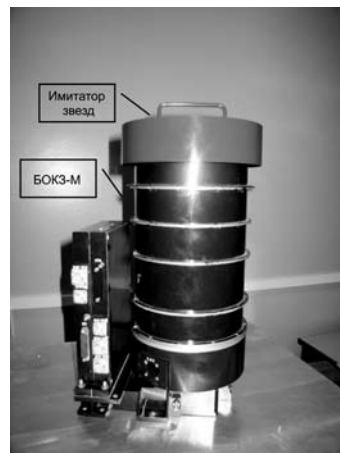


Рис. 4. Установка модифицированного имитатора звезд на прибор

имитатор (рис. 4), который в процессе перемещения прибора будет выполнять роль защитной крышки, предохраняющей бленду от загрязнений.

Одновременно с этим при проведении работ по входному контролю прибора и прочих регламентных проверок на имитатор будет подаваться питание, и в поле зрения прибора будет проецироваться изображение участка небесной сферы. Имитатор будет демонтирован с прибора после проведения всех необходимых регламентных работ и установки прибора на космический аппарат (КА).

Основным достоинством описанных в настоящем разделе имитаторов является относительная простота, что позволяет их использовать на различных этапах проверки работоспособности прибора как на предприятии-разработчике, так и у заказчика. В то же время описанные имитаторы имеют ограниченные функциональные возможности и не позволяют проводить отработку штатных режимов функционирования приборов в полном объеме.

Для выполнения работ по отладке режимов работы приборов в условиях, максимально приближенных к реальным, в ИКИ РАН был разработан специальный стенд, позволяющий моделировать светооптическую обстановку и динамику движения прибора в процессе его функционирования на космическом аппарате. Рассмотрим принципы работы стенда и его место в задачах наземной отработки прибора.

2. Стенд динамических испытаний

В отличие от статических имитаторов звезд, на так называемом динамическом стенде реализована возможность моделирования движения точечных объектов в поле зрения прибора. Принцип действия стенда, внешний вид которого представлен на рис. 5, заключается в замене при испытаниях прибора звезд небесной сферы их изображениями, выведенными на экран расположенного в поле зрения прибора жидкокристаллического монитора.

Тестируемый прибор жестко закрепляется при установке на стенд, и моделирование перемещения его поля зрения по небесной сфере в процессе орбитального движения космического аппарата осуществляется за счет изменения изображе-

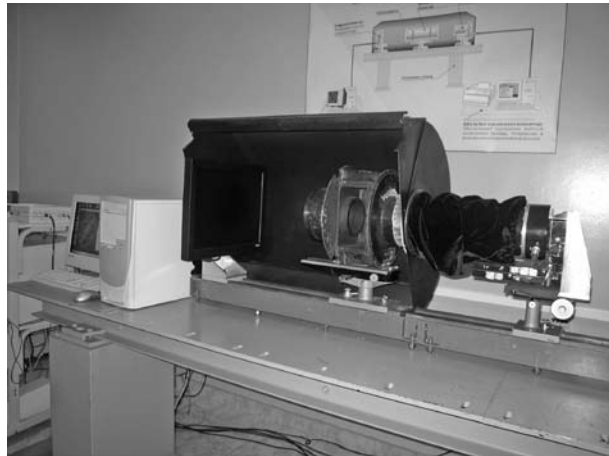


Рис. 5. Стенд динамических испытаний

ний участков звездного неба, выводимых на экран монитора. Вывод изображений звезд на экран монитора реализуется с помощью специального программного обеспечения, которое использует данные каталога звезд, охватывающего всю небесную сферу. При моделировании на стенде звездного неба происходит пересчет сферических координат звезд на небесной сфере в прямоугольные координаты проекций звезд на плоскость экрана монитора, формирование графического изображения и его вывод на экран монитора. Повторение описанного цикла с заданной частотой позволяет реализовать перемещение участка небесной сферы по экрану монитора в поле зрения неподвижно закрепленного прибора. Кристаллическая структура экрана монитора обуславливает дискретность изменения координат изображений звезд. Для имитации плавного изменения положения изображений звезд в поле зрения прибора координаты звезд пересчитываются и выводятся на экран монитора несколько раз в секунду.

Для воспроизведения визуальной обстановки космического пространства на стенде реализуется оптическое удаление изображения небесной сферы от прибора в бесконечность с применением коллиматора, расположенного на оптической скамье между монитором и прибором так, что

монитор находится в его фокальной плоскости. На выходе коллиматора от каждого изображения звезды формируется параллельный пучок света, регистрируемый прибором.

Схема моделирования движения небесной сферы на стенде представлена на рис. 6.

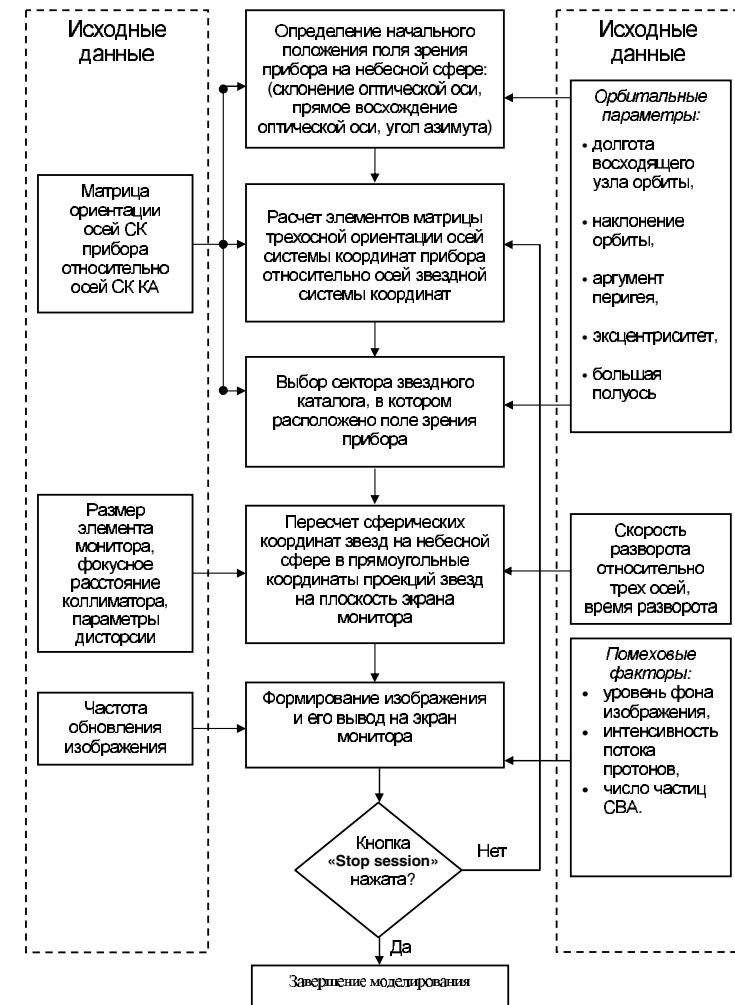


Рис. 6. Моделирование небесной сферы на стенде

Помимо моделирования динамики движения тестируемого прибора, обуславливаемой движением КА по орбите, программное обеспечение стенда дает возможность моделирования воздействия динамики системы управления КА, при котором к вектору угловой скорости добавляются дополнительные составляющие по трем осям. Кроме того, моделирование перемещения поля зрения прибора по небесной сфере осуществляется с учетом матрицы взаимной ориентации системы координат (СК) прибора относительно системы координат космического аппарата.

Имитация работы системы управления КА заключается в моделировании движения поля зрения прибора относительно геоцентрической системы координат в заданном направлении. При этом может быть выбран один из двух режимов изменения углового положения поля зрения: режим переориентации, при котором происходит однократный поворот на заданный угол в заданном направлении, и режим периодических колебаний, при котором моделируется периодический поворот поля зрения прибора на требуемый угол. Из сказанного следует, что стенд предоставляет широкий диапазон возможностей при моделировании процесса движения поля зрения прибора по небесной сфере с учетом расположения прибора на конкретном космическом аппарате, движущемся по заданной орбите.

С целью повышения достоверности реализации условий космического пространства, при которых звездному датчику приходится решать задачу определения параметров астроориентации, в программном обеспечении стенда заложена возможность моделирования ряда помеховых факторов внешней среды, в частности, протонов космического пространства, частиц собственной внешней атмосферы (СВА, см. рис. б) космического аппарата, неравномерной засветки поля зрения.

Имитация воздействия протонов на тестируемый прибор, в результате которого на получаемых изображениях регистрируются помеховые звездоподобные объекты, так называемые «ложные звезды», реализуется путем вывода на экран монитора световых помех. При этом имитируются как точечные помехи, вызванные фронтальными воздействи-

ями протонов на прибор, так и помехи в форме вытянутых треков, вызванные прохождением протонов через ПЗС-матрицу прибора под большими углами к его оптической оси. Моделируемые частицы СВА представляют собой объекты произвольной формы, перемещающиеся по экрану монитора с заданными скоростями на фоне движущейся небесной сферы. Для имитации на стенде ситуации, при которой за счет попадания в поле зрения прибора Солнца, Луны, Земли или света, отразившегося от зеркальных конструкций КА, может наблюдаться повышенный или неравномерный фон на полученном прибором изображении, в программное обеспечение заложена возможность добавления фоновой компоненты изображения, выводимого на экран монитора. При этом моделируемая засветка может быть как равномерной, так и равномерно изменяющейся.

На рис. 7–9 показаны диалоговые окна программного обеспечения стенда, с помощью которых оператор стенда может задавать вышеперечисленные параметры и управлять режимами моделирования. Такой способ управления стендом называется автономным и требует ввода параметров

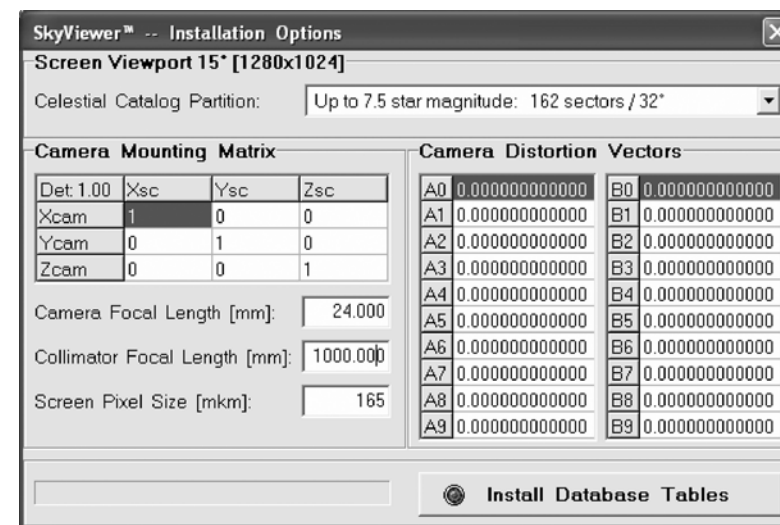


Рис. 7. Окно ввода базовых параметров стенда

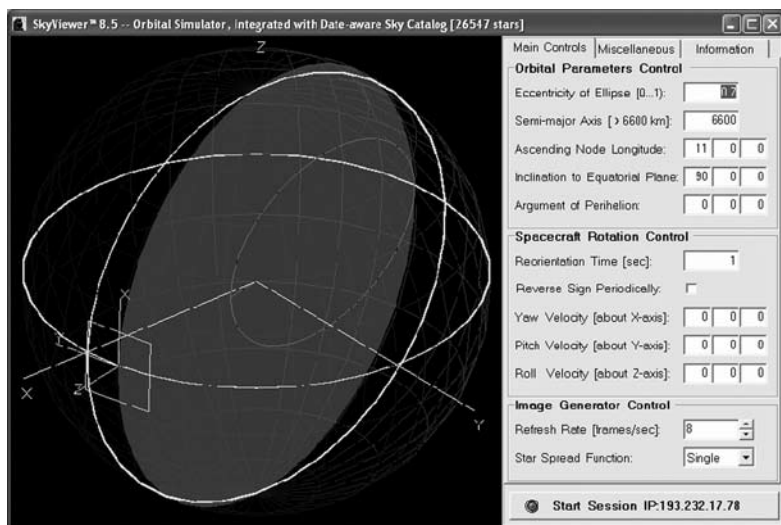


Рис. 8. Окно ввода орбитальных параметров

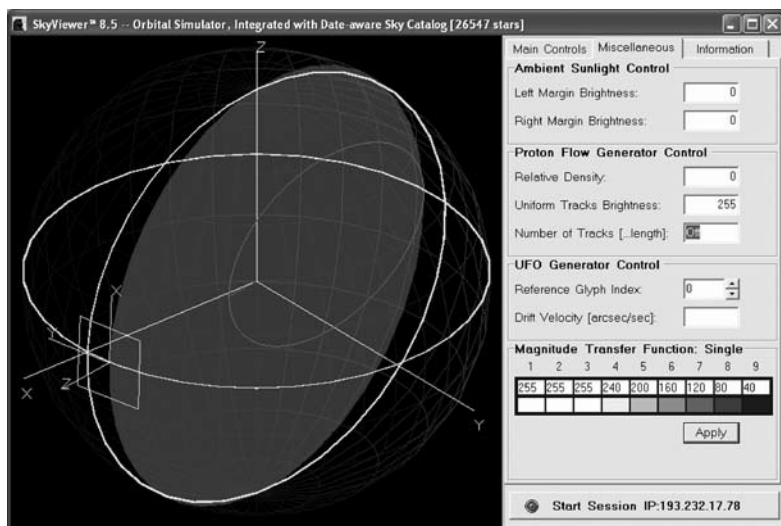


Рис. 9. Окно ввода параметров внешней среды

моделирования с использованием клавиатуры и манипулятора «мышь». В то же время в программном обеспечении стенда предусмотрена возможность управления параметрами и режимами моделирования путем удаленного доступа по локальной сети, что не требует присутствия оператора около компьютера стенда.

Возможность удаленного управления работой стенда, когда по локальной сети в его программное обеспечение передается массив информации об ориентации осей приборной системы координат относительно второй экваториальной системы, позволяет использовать стенд в составе комплексных установок моделирования работы системы управления КА.

Начиная с 2001 г. все разрабатываемые в ИКИ РАН звездные датчики проходят обязательную отработку на стенде динамических испытаний. Сравнение результатов испытаний приборов на стенде с экспериментальными данными, полученными в ходе натурных испытаний и летной эксплуатации приборов, позволяет утверждать, что на стенде можно моделировать светооптические условия работы приборов в космическом пространстве с высокой степенью достоверности.

За период эксплуатации стенда на нем прошли отладку и полный цикл испытаний технологические и летные образцы разработанных в ИКИ РАН звездных датчиков нескольких поколений — БОКЗ, БОКЗ-У, БОКЗ-М, БОКЗ-МФ. За последние годы ИКИ РАН осуществил разработку и поставку различных модификаций стенда на предприятия космической отрасли России и за рубежом (рис. 10, 11), к числу которых относятся ОАО «НПП «Геофизика-Космос», ОАО «ИСС им. академика М.Ф. Решетнева», РКК «Энергия» им. С.П. Королева, фирма SaTReci (Южная Корея).

3. Мобильная модификация динамического стенда

С развитием и миниатюризацией средств отображения информации и вычислительных систем появилась возможность создать динамический имитатор звезд, обладающий массово-габаритными характеристиками, сопоставимыми с аналогичными характеристиками звездных датчиков. Первая



Рис. 10. Динамический стенд, изготовленный по заказу фирмы SaTResi, Южная Корея

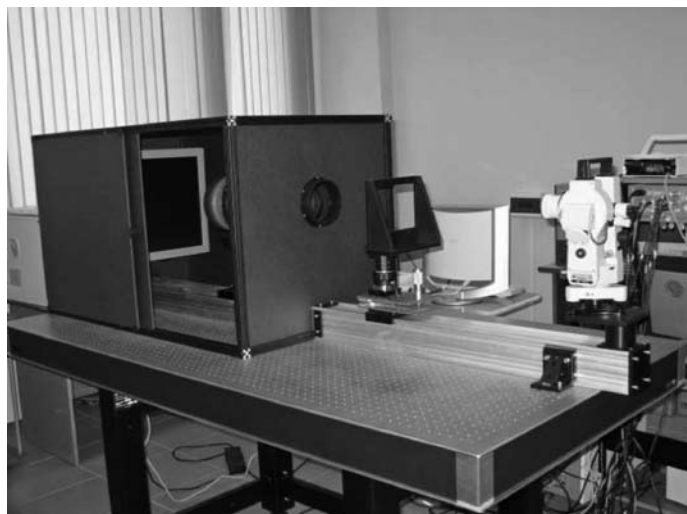


Рис. 11. Динамический стенд, изготовленный по заказу АО «НПП «Геофизика-Космос», Россия



Рис. 12. Ноутбук Sony VAIO VGN UX-180P

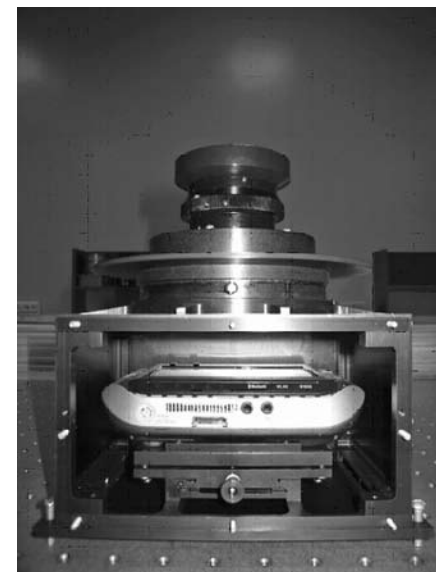


Рис. 13. Динамический имитатор звездного неба

модификация такого имитатора была разработана на базе мини-ноутбука Sony VAIO VGN UX-180P, представленного на рис. 12.

Несмотря на скромные размеры, мини-ноутбук является достаточно производительным и может быть использован для моделирования движения участков небесной сферы и отображения их на собственном экране. Экран мини-ноутбука имеет разрешение в 1024×600 элементов, что сопоставимо с разрешением жидкокристаллических мониторов, используемых на динамических стендах ИКИ РАН. При использовании коллиматора с фокусным расстоянием около 100 мм имитатор не превышает по размерам и массе звездный датчик, для тестирования которого он предназначен. Конструкция имитатора, объединяющая мини-ноутбук и коллиматор (рис. 13), имеет посадочные места, позволяющие устанавливать ее непосредственно на бленду тестируемого прибора. Также возможен вариант, когда тестируемый прибор устанавливается сверху на конструкцию имитатора (рис. 14).

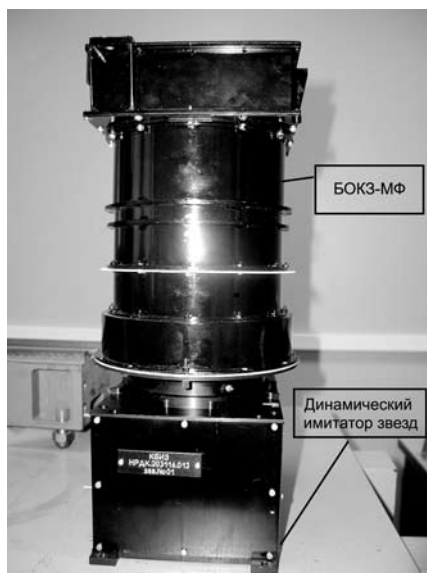


Рис. 14. Испытания звездного датчика на динамическом имитаторе

Интерфейсные окна программного обеспечения, позволяющие задать параметры моделирования, отображаются на экране мини-ноутбука, доступ к которому может быть осуществлен одним из двух способов. Первый способ подразумевает прямой доступ к мини-ноутбуку и работу непосредственно с его клавиатурой. Этот способ требует снятия боковой крышки конструкции имитатора и является достаточно трудоемким. Альтернативой ему служит второй способ, при котором осуществляется удаленный доступ к программному обеспечению имитатора с использованием протокола беспроводной связи WiFi. При наличии встроенной или внешней антенны WiFi на управляющем компьютере (в роли которого, например, целесообразно использовать компьютер контрольно-испытательной аппаратуры тестируемого прибора) можно установить беспроводную связь между этим компьютером и мини-ноутбуком имитатора. В этом случае доступ к программам мини-ноутбука может быть осуществлен через управляющий компьютер, на экране монитора которого будет отображаться рабочий стол мини-ноутбука. Таким образом, используя беспроводную связь, можно выполнять разовые обращения к мини-ноутбуку имитатора с целью задания требуемых параметров, запуска и останова режима моделирования, при этом само моделирование будет осуществляться непосредственно на мини-ноутбуке имитатора. Режим управления имитатором по беспроводной связи позволяет создавать комплексные стенды для одновременной отработки приборов различного типа. Подобный стенд в настоящее время создается в ИКИ РАН в рамках проекта «Фобос-Грунт». Предполагается, что под управлением одного стендового компьютера будут одновременно функционировать шесть имитаторов, два из которых предназначены для отображения на экранах движения звезд небесной сферы при испытаниях звездных датчиков БОКЗ-МФ, а остальные — для отработки узкоугольных и широкоугольных камер, созданных для наблюдений за Марсом и Фобосом в процессе полета и посадки КА на Фобос.

В завершение темы миниатюризации стендового оборудования отметим, что дальнейшим шагом в этом направлении станет разработка имитатора на базе микродисплея,

размер диагонали которого составляет несколько сантиметров, а разрешение сопоставимо с разрешением бытовых жидкокристаллических мониторов. Такие дисплеи широко представлены на рынке и используются, например, в системах бинокулярного зрения. В настоящее время проводится анализ рынка микродисплеев для выбора модели, наиболее полно отвечающей требованиям к разрешению, контрасту, яркости и т. п. Имитатор на базе микродисплея будет иметь гораздо меньшие массу и габариты, чем имитатор на базе мини-ноутбука, что позволит использовать его при некоторых видах испытаний, в которых одновременно требуется вращать звездный датчик и при этом моделировать с такой же угловой скоростью движение небесной сферы в его поле зрения. Предполагается, что опытный экземпляр такого имитатора будет создан в ИКИ РАН в течение полутора-двух лет.

Заключение

Завершая обзор моделей разработанных в ИКИ РАН имитаторов и стендов, отметим еще раз актуальность таких устройств для решения задач наземной отработки датчиков звездной ориентации. Возможность всесторонней проверки функционирования программно-алгоритмического обеспечения прибора на стенде при моделировании различных штатных и нештатных ситуаций позволяет свести к минимуму число сбоев в работе прибора в реальных условиях. В настоящее время в ИКИ РАН на динамическом стенде проводятся в обязательном порядке многоэтапные испытания всех создаваемых приборов.

Тенденция миниатюризации стендового оборудования позволяет надеяться на то, что через некоторое время все поставляемые звездные приборы будут комплектоваться малогабаритными и многофункциональными устройствами, позволяющими производить различные действия с прибором на всех этапах работы с ним, вплоть до установки прибора на космический аппарат.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ЗВЕЗДНОГО ПРИБОРА БОКЗ-М ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНЫХ И ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

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

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Проанализированы факторы, влияющие на точность определения угловых параметров ориентации осей внутренней системы координат (ВСК) прибора относительно осей инерциальной системы координат (ИСК). Приведены результаты оценки величины суммарной среднеквадратической ошибки определения угловых параметров ориентации по результатам обработки одиночных изображений участков звездного неба. Оценивался вклад в общий бюджет ошибки обобщенной фотограмметрической дисторсии и «методической» ошибки. Проанализированы оценки точностных характеристик приборов БОКЗ по результатам наземных натуральных и летных испытаний. Для обеспечения равной точности определения параметров трехосной ориентации по всем осям предложен алгоритм обработки данных синхронно работающих приборов на борту КА. Приведен алгоритм апостериорной оценки точности при обработке натуральных и стендовых измерений звездного координатора БОКЗ-М.

Factors influencing on the accuracy of determining angular parameters of the instrument's internal coordinate system relative to the axes of the inertial coordinate system are analyzed. Total RMS of the angular orientation parameters determination is estimated based on the results of processing single images of the starry sky sections. Contribution of generalized photogrammetric distortion and method error to the total error budget is estimated. Estimates of the BOKZ star trackers accuracy obtained during ground full-scale and flight tests are analyzed. In order to provide for the equally accurate triaxial orientation parameters determination for all three axes an algorithm for processing data from synchronously operating on-board instruments is proposed. An algorithm for the accuracy a posteriori estimation while processing full-scale and stand BOKZ star tracker measurements is described.

Введение

В настоящее время астроизмерительные приборы семейства БОКЗ успешно функционируют на российских космических

аппаратах (КА) различного назначения. Естественно, несомненный интерес представляют вопросы, связанные с оценкой точностных характеристик приборов БОКЗ. В настоящей статье анализируются факторы, влияющие на точность определения угловых параметров ориентации осей внутренней системы координат (ВСК) относительно осей инерциальной системы координат (ИСК).

Оценивается величина суммарной среднеквадратической ошибки определения угловых параметров ориентации по результатам обработки одиночных изображений участков звездного неба. Анализируется вклад в общий бюджет ошибки фотонного шума источников излучения и собственных шумов прибора (шумы ПЗС-матрицы, электронного тракта, аналого-цифрового преобразователя и т. д.).

Оценивается вклад в общий бюджет ошибки обобщенной фотограмметрической дисторсии и «методической» ошибки.

Анализируются результаты, полученные при проведении экспериментальной оценки точностных характеристик приборов БОКЗ по данным наземных натуральных и летных испытаний.

Как показали результаты летных и наземных испытаний, прибор БОКЗ-М имеет точность углового позиционирования оси Z 1,5 угл.с при измерении параметров вращения вокруг осей X , Y , а точность определения параметров вращения вокруг оси Z составляет 15 угл.с.

Так как ось Z прибора расположена под значительным углом к строительным осям КА, среднеквадратическая ошибка определения ориентации строительных осей КА будет пропорциональна косинусу угла между осями Z прибора и КА и ошибкой определения угла разворота прибора вокруг оси Z . Для достижения равной точности определения ориентации по всем трем осям КА предлагается использовать данные с одновременно работающих приборов на борту КА — достаточно получать данные с двух приборов. Тогда при расчете окончательной трехосной ориентации нет необходимости использовать углы разворота вокруг оси Z и при этом можно достигнуть точности определения ориентации до 1,5 угл.с.

Рассмотрена возможность построения равноточной базовой системы координат по результатам совместного синхронного функционирования на борту КА двух приборов.

Приведен алгоритм апостериорной оценки точности при обработке натуральных и стендовых измерений звездного координатора БОКЗ-М.

1. Факторы, влияющие на точность определения параметров ориентации осей внутренней системы координат относительно осей инерциальной системы координат

На точность определения угловых параметров ориентации осей ВСК относительно осей ИСК влияют следующие основные факторы:

- точность реализации и стабильность во времени ИСК (точности бортового звездного каталога и приведения координат звезд на видимое место);
- точность реализации и стабильность во времени ВСК прибора (точность определения линейных элементов внутреннего ориентирования и обобщенной дисторсии по полю кадра);
- точность определения координат энергетических центров изображений звезд во внутренней системе координат прибора;
- «методическая ошибка» (несовпадение координат геометрического и энергетического центров изображений звезд);
- количество звезд в поле зрения прибора, их взаимное расположение, звездная величина и спектральный класс;
- дисторсия, кома и астигматизм объектива.

Рассмотрим подробнее влияние каждого фактора на точность определения параметров ориентации.

Инерциальная система координат физически реализуется координатами звезд бортового каталога на эпоху J.2000 и значениями собственных движений звезд. Строго говоря, вторая экваториальная система координат не является инерциальной, а, вследствие прецессии и нутации, положение точки весеннего равноденствия и положение полюса Мира непрерывно медленно изменяются, поэтому координаты

звезд необходимо приводить на видимое место (учитывать влияние собственных движений, прецессии, нутации и общей аберрации).

Существующие к настоящему времени звездные каталоги базируются на результатах многолетних астрометрических наблюдений и позволяют восстановить угловые положения наблюдаемых звезд на произвольный момент времени с точностью не хуже угловой секунды.

Внутренняя система координат прибора физически реализуется положением плоскости фотоприемника изображения (ПЗС-матрицы) в фокальной плоскости по отношению к задней узловой точке объектива (центру проецирования).

Ввиду ограниченных возможностей точной выставки ПЗС-матрицы относительно задней узловой точки объектива, основание перпендикуляра, опущенного из этой точки на плоскость фотоприемника (главная точка снимка), как правило, не совпадает с принятым началом системы координат. Поэтому, при проведении калибровочных работ, необходимо с высокой степенью точности определять линейные элементы внутреннего ориентирования (фокусное расстояние и координаты главной точки) и параметры обобщенной дисторсии по полю кадра.

Эти величины вычисляются на этапе проведения натуральных испытаний прибора по результатам обработки изображений участков звездного неба.

Анализ результатов калибровки нескольких десятков приборов семейства БОКЗ позволяет сделать следующие выводы:

- точность определения величины фокусного расстояния характеризуется величиной среднеквадратической ошибки порядка 2...3 мкм, что может привести к ошибкам вычисления углов между направлениями на максимально отстоящие друг от друга звезды во внутренней системе координат порядка одной угловой секунды;
- точность определения координат главной точки существенно хуже, поскольку эти параметры очень сильно коррелированы с угловыми параметрами ориентации (прямое восхождение и склонение на-

правления оптической оси прибора), и характеризуется величиной среднеквадратической ошибки порядка 20...30 мкм; тем не менее, такая неопределенность в положении оси Z внутренней системы координат не влияет существенным образом на точность реализации ВСК (расчеты показывают, что смещение положения главной точки от идеального в 0,1 мм приводит к ошибкам вычисления координат звезд на краю кадра, не превышающим 0,3 мкм).

Стабильность ВСК прибора во времени определяется, в основном, стабильностью положения ПЗС-матрицы относительно задней узловой точки объектива и обеспечивается выполнением соответствующих требований к конструкции оптического блока с точки зрения влияния на него механических и температурных деформаций.

Точность определения координат энергетических центров изображений звезд в ВСК зависит от формы и размеров пятна, формируемого оптической системой (функция рассеяния точки) и трансформированного фотоприемником изображения (боковая диффузия заряда, неравномерность чувствительности, неэффективность переноса заряда и т. д.).

Таким образом, реальное пятно, полученное после считывания с ПЗС-матрицы и преобразования в цифровой код, характеризуется некоторым дискретным распределением зафиксированных яркостей.

Вид и параметры распределения яркостей в пятне существенным образом зависят от положения пятна относительно растра ПЗС-матрицы («методическая ошибка») и могут изменяться во времени ввиду наличия фотонного шума источника излучения, флуктуаций темнового тока и фонового излучения, собственных шумов ПЗС и электронного тракта, а также шумов считывания и шумов аналого-цифрового преобразователя (АЦП).

Все эти и другие возможные причины приводят к флуктуациям регистрируемых яркостей в пятне и, как следствие, к флуктуациям координат энергетических центров изображений источников излучения, которые вычисляются как функции зарегистрированных яркостей.

На практике чаще всего встречается вариант, когда вид и параметры распределения яркостей в пятне заранее не известны или сильно меняются в пространстве и во времени. В этом случае источником основной информации о распределении являются измерения яркостей в элементах ПЗС-матрицы, на которые спроецировалось изображение точечного источника излучения.

Как показали проведенные эксперименты, максимальный вклад в общий бюджет ошибки вносит «методическая ошибка» (несовпадение координат энергетического и геометрического центров изображений звезд).

Влияние на точность определения параметров ориентации количества звезд в поле зрения прибора, их взаимного расположения, а также звездных величин и спектральных классов очевидно и не требует детального рассмотрения.

Учитывая все сказанное выше, можно констатировать, что точность вычисления угловых параметров ориентации, в основном, зависит от точности определения координат положения звезд.

Рассмотрим три основные причины, влияющие на точность определения координат изображения звезд:

- собственная точность вычисления координат энергетических центров;
- «методическая ошибка»;
- обобщенная фотограмметрическая дисторсия по полю кадра.

2. Оценка суммарной величины среднеквадратической ошибки определения угловых параметров ориентации по результатам обработки одиночного изображения участка звездного неба

Прежде чем определять вклад каждой группы факторов в общий бюджет ошибки, необходимо оценить суммарную величину этой ошибки.

Для вычисления суммарной (абсолютной) ошибки определения угловых параметров ориентации осей ВСК в осях ИСК воспользуемся методом, базирующимся на решении переопределенной нелинейной системы уравнений коллинеарности по способу наименьших квадратов.

В результате решения такой системы уравнений, кроме трех угловых параметров ориентации, вычисляется ковариационная матрица Q и вектор остаточных рассогласований V как разность измеренных и вычисленных координат изображений звезд.

Диагональные элементы ковариационной матрицы позволяют вычислить весовые коэффициенты определяемых параметров по формулам:

$$P_A = \sqrt{Q_{11}}; P_\delta = Q_{22}; P_\alpha = \sqrt{Q_{33}}.$$

Вектор остаточных рассогласований используется для вычисления ошибки единицы веса:

$$\delta = \sqrt{\frac{\sum V_i^2}{2N - K}},$$

где N — количество распознанных звезд; K — число определяемых параметров.

Следует отметить, что значения весовых коэффициентов Q зависят от числа и расположения звезд в поле зрения прибора.

В то же время ошибка единицы веса является величиной достаточно стабильной и характеризует реальную точность прибора, поскольку ее величина обусловлена влиянием всех вышеупомянутых факторов.

Именно эта величина будет использоваться в дальнейшем для оценки вклада различных групп факторов в общий бюджет ошибки.

Для приборов семейства БОКЗ-М ошибка единицы веса составляет 1,0...1,5 мкм в зависимости от конкретной реализации прибора.

В табл. 1 приведены результаты обработки одного из кадров, полученных при проведении наземных натурных испытаний прибора БОКЗ-М, зав. № 04.

Первый столбец табл. 1 содержит порядковые номера звезд, участвующих в процедуре обработки; второй — номера звезд по каталогу SAO; третий — значения интегральных яркостей в градациях восьмиразрядного АЦП; четвертый столбец — значения визуальных звездных величин.

Таблица 1

№ п/п	NSAO	Яркость	m_p	x, мм	y, мм	dx, мкм	dy, мкм	
1	2	3	4	5	6	7	8	
1	27105	72	5,7	-1,34	2,51	-0,69	-0,16	
2	27121	31	6,2	3,94	1,81	0,69	1,83	
3	27185	173	5,5	1,16	0,64	-0,55	-1,49	
4	27191	206	4,9	-1,69	0,65	-0,18	0,77	
5	27219	152	6,0	1,10	-0,20	-0,10	-0,72	
6	27268	25	6,9	0,64	-1,31	0,29	-1,78	
7	27271	35	6,5	0,12	-1,39	-0,96	-1,46	
8	27298	234	4,6	-3,72	-2,31	0,15	0,91	
9	27340	44	6,7	0,33	-3,07	0,28	0,22	
10	27359	30	6,3	-1,22	-3,46	0,82	2,43	
11	27377	262	5,4	1,71	-3,73	0,24	-0,54	
Ошибка единицы веса по осям координат:				0,59 (2,0 угл.с)			1,46 (5,0 угл.с)	

В пятом и шестом столбцах приведены координаты энергетических центров изображений звезд (в миллиметрах); в седьмом и восьмом столбцах — значения остаточных расхождений по каждой из осей координат и ошибка единицы веса (в микрометрах).

Среднее значение ошибки единицы веса — 1,11 мкм.

Матрица ориентации осей ВСК в ИСК:

$$\begin{matrix} -0,637254 & 0,524442 & -0,564684 \\ -0,636912 & -0,770931 & 0,002773 \\ -0,433878 & 0,361421 & 0,825303 \end{matrix}$$

Угловые параметры ориентации: $A = 270^\circ 16' 53''$; 0 ; $\delta = 55^\circ 37' 09''$; 2 ; $\alpha = 140^\circ 12' 20''$; 4 .

Ковариационная матрица (матрица, обратная к матрице коэффициентов нормальных уравнений):

$$\begin{matrix} 0,01145 & -0,00017 & -0,00004 \\ -0,01503 & 0,00003 & 0,00000 \\ 0,00110 & 0,00009 & 0,01819 \end{matrix}$$

Весовые коэффициенты ошибки определяемых параметров: $P_A = 0,10701$ рад/мм, $P_\delta = 0,00527$ рад/мм, $P_\alpha = 0,00933$ рад/мм. Как отмечалось выше, ошибка единицы веса является величиной достаточно стабильной и характе-

Таблица 2

Прибор БОКЗ-М	Количество обработанных кадров	Средние значения ошибок единицы веса по осям координат	
		dx, мкм	dy, мкм
№ 7	12	1,1	1,1
№ 8	12	1,0	1,2
№ 42	11	1,0	1,2
№ 43	6	0,9	1,1

ризует реальную точность прибора, поскольку ее величина обусловлена влиянием всех возможных факторов. В табл. 2 приведены значения ошибок единицы веса для четырех приборов БОКЗ-М, полученных в процессе обработки результатов натуральных испытаний.

Среднеквадратические ошибки определения угловых параметров ориентации:

$$M_A = 26 \text{ угл.с}; \quad M_\delta = 1,3 \text{ угл.с}; \quad M_\alpha = 2,2 \text{ угл.с}.$$

3. Оценка вклада в общий бюджет ошибки фотонного шума источников излучения и собственных шумов прибора

Приведенные значения ошибки единицы веса обусловлены влиянием всех упомянутых выше факторов. Оценить вклад каждого фактора в общий бюджет ошибки представляется крайне затруднительным, в то же время выполнить оценку вклада конкретной группы факторов вполне реально.

Далее будет рассмотрена возможность оценки вклада в общий бюджет ошибки таких факторов как фотонный шум источников излучения и собственные шумы прибора.

Для этой цели необходимо выполнить многократное экспонирование и обработку участка звездного неба при неподвижном положении прибора. В данном случае флуктуации координат энергетических центров изображений звезд будут обусловлены влиянием только фотонного шума источников излучения и собственными шумами прибора.

Организовать такого рода наблюдения на реальном небе можно только в условиях астрономической обсерватории с использованием следящей системы, которая сама по себе может являться дополнительным источником ошибок.

В нашем случае, для проведения такого эксперимента использовался стенд динамических испытаний (СДИ), разработанный в ИКИ РАН, краткое описание которого приведено ниже.

Основные узлы стенда динамических испытаний:

- жидкокристаллический монитор для отображения участка звездного неба (ЖК-монитор);
- коллиматор для создания параллельного светового потока от каждой звезды;
- персональный компьютер стенда (ПК стенда) для управления отображением участков звездного неба на ЖК-мониторе;
- контрольно-испытательная аппаратура для приема информации с тестируемого звездного прибора (КИА БОКЗ-М).

Суть проведенного эксперимента заключалась в следующем. При неподвижном положении прибора относительно участка звездного неба, выводимого на экран монитора СДИ, проводилась многократная регистрация этого участка с помощью прибора БОКЗ-М с последующим вычислением координат энергетических центров локализованных объектов.

Далее для каждого локализованного объекта выполнялась статистическая обработка с целью определения средних значений координат энергетических центров и соответствующих величин среднеквадратических ошибок, вычисленных по отклонениям от средних значений координат.

В табл. 3 приведены результаты статистической обработки массива из 30 регистраций для 13 локализованных объектов.

Первый столбец таблицы содержит порядковые номера объектов; второй и третий столбцы — средние значения координат энергетических центров (в элементах дискретизации ПЗС-матрицы); четвертый столбец — энергетические яркости объектов (в градациях восьмиразрядного АЦП); пятый и шестой столбцы — значения среднеквадратических ошибок, вычисленных по отклонениям от средних значений координат (в элементах дискретизации ПЗС-матрицы).

Таблица 3

№ п/п	x	y	u	m_x	m_y
1	2	3	4	5	6
1	394,6	493,0	1100	0,0024	0,0087
2	367,8	470,3	830	0,0039	0,0074
3	453,3	386,7	720	0,0071	0,0067
4	63,8	491,8	620	0,0069	0,0066
5	489,9	104,1	500	0,0043	0,0030
6	69,3	211,2	470	0,0048	0,0036
7	387,2	124,1	400	0,0051	0,0039
8	462,1	210,5	380	0,0039	0,0033
9	433,4	167,3	220	0,0050	0,0042
10	82,6	39,2	210	0,0050	0,0054
11	61,2	160,1	200	0,0048	0,0073
12	408,1	333,8	180	0,0069	0,0063
13	292,2	408,5	120	0,0070	0,0066
Среднее:				0,0052 (0,3")	0,0048 (0,3")

Как отмечалось выше, в данном случае на флуктуации координат энергетических центров локализованных объектов влияют только флуктуация источников излучения и собственные шумовые характеристики прибора.

Влияние дисторсии объектива и методической ошибки, естественно, имеет место, но является постоянным для каждой из 30 реализаций.

4. Экспериментальная оценка суммарной величины среднеквадратической ошибки определения угловых параметров ориентации по серии измерений

4.1. Съемка звездного неба

Точность работы прибора звездной ориентации в наземных условиях оценивалась путем съемки звездного неба. При этом с помощью средств контрольно-испытательной аппаратуры определялся кватернион ориентации в штатном режиме. По полученным значениям кватерниона ориентации вычислялись массивы численных значений углов ориентации, которые затем аппроксимировались полиномами 2-й степени и десятью первыми членами фурье-функций.

По отклонениям данных реальных измерений от значений аппроксимирующего полинома вычислялись величины среднеквадратических ошибок определения угловых параметров ориентации. Результаты аппроксимации приведены на рис. 1.

Аппроксимирующий полином описывает низкочастотную составляющую флуктуаций угловых параметров, обусловленную влиянием механических и температурных воздействий на конструкцию прибора.

На графике (см. рис. 1) приведены значения следующих параметров:

- углов ориентации;
- аппроксимирующих функций;
- отклонения данных реальных измерений от значений аппроксимирующего полинома.

Полученные величины отклонений использовались для оценки величин среднеквадратических ошибок определения угловых параметров ориентации на часовом интервале. В результате обработки были получены следующие значения среднеквадратических ошибок:

- ошибка угла прямого восхождения 2,1 угл.с на широте 55° (в пересчете на дугу большого круга ошибка составит 1,2 угл.с);
- ошибка определения угла склонения 1,2 угл.с;
- ошибка определения угла разворота 15,2 угл.с.

4.2. Оценка точности работы приборов БОКЗ-М на борту КА «Космос-2427»

Для проведения экспериментальной оценки точности функционирования приборов в условиях космического пространства использовалась телеметрическая информация о синхронной работе двух приборов БОКЗ на витке № 31 (13.06.07) с 19 ч 43 мин до 21 ч 17 мин. На интервале 94 мин с каждого прибора один раз в минуту фиксировалась информация о параметрах ориентации осей приборной системы координат относительно осей инерциальной системы координат.

Обработка полученной информации заключалась в следующем:

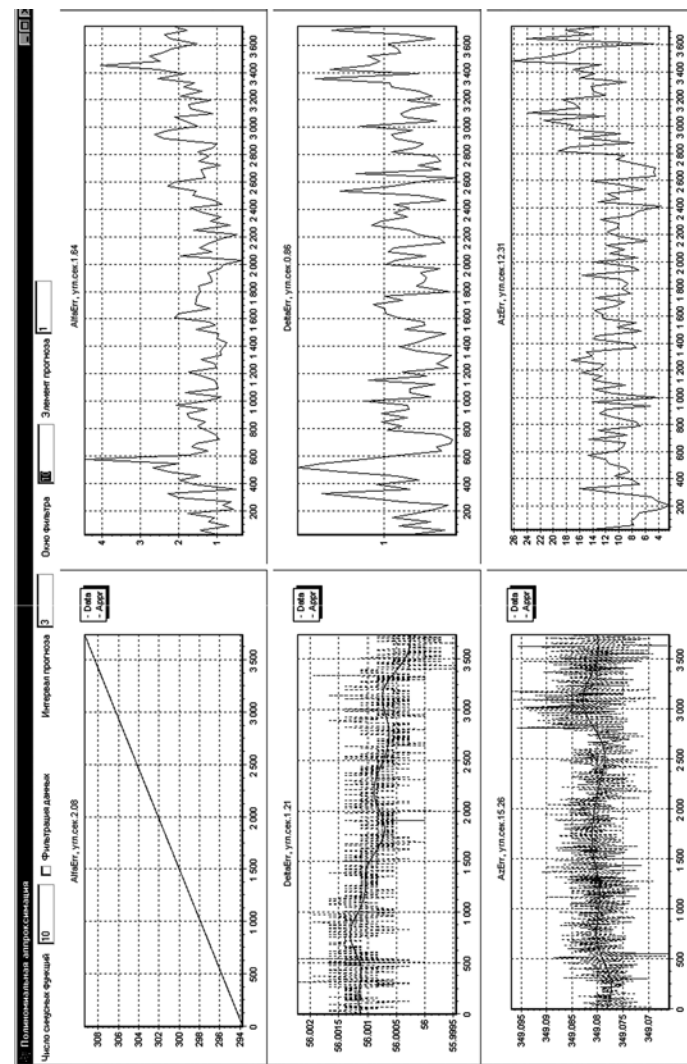


Рис. 1. Результаты аппроксимации угловых параметров ориентации и оценки точности работы прибора по результатам наземной съемки звезд

- вычисление матриц взаимной ориентации осей систем координат двух приборов на каждый момент времени и определение величины углов между одноименными осями координат;
- устранение систематической составляющей с помощью полинома четвертой степени и вычисление среднеквадратической ошибки определения углов между одноименными осями координат двух приборов.

На рис. 2. приведены графики величин соответствующих углов между осями координат приборов и значения аппроксимирующего полинома на интервале измерений. Максимальный разброс значений углов по осям за виток составляет 1,1 угл.мин между осями Z и Y приборов.

Номинальные значения углов между осями приборных систем координат составляют: $X - 90^\circ$, $Y - 180^\circ$ и $Z - 90^\circ$.

После вычисления средней матрицы взаимной ориентации установлено, что углы между осями X отличаются от номинальных на 0,6 угл.мин, осями Y — на 3,0 угл.мин.

Анализ случайной составляющей для каждого из трех углов между осями координат позволил установить следующее (рис. 3): графики значений ошибок соответствующих углов между осями координат после устранения систематической составляющей и после приведения к одному прибору показали, что величины среднеквадратической ошибки определения угла разворота составили: вокруг осей X и Y 1,5 угл.с, вокруг оси Z — 23 угл.с.

5. Определение параметров ориентации осей базовой системы координат при синхронном функционировании двух приборов

При синхронной работе двух приборов можно вычислить параметры трехосной инерциальной ориентации осей базовой системы координат с одинаковой точностью. Для этого необходимо получить направление осей Z в инерциальной системе координат с двух приборов из кватернионов ориентации. Параметры ориентации осей базовой системы координат в инерциальной системе координат можно вычислить по формулам

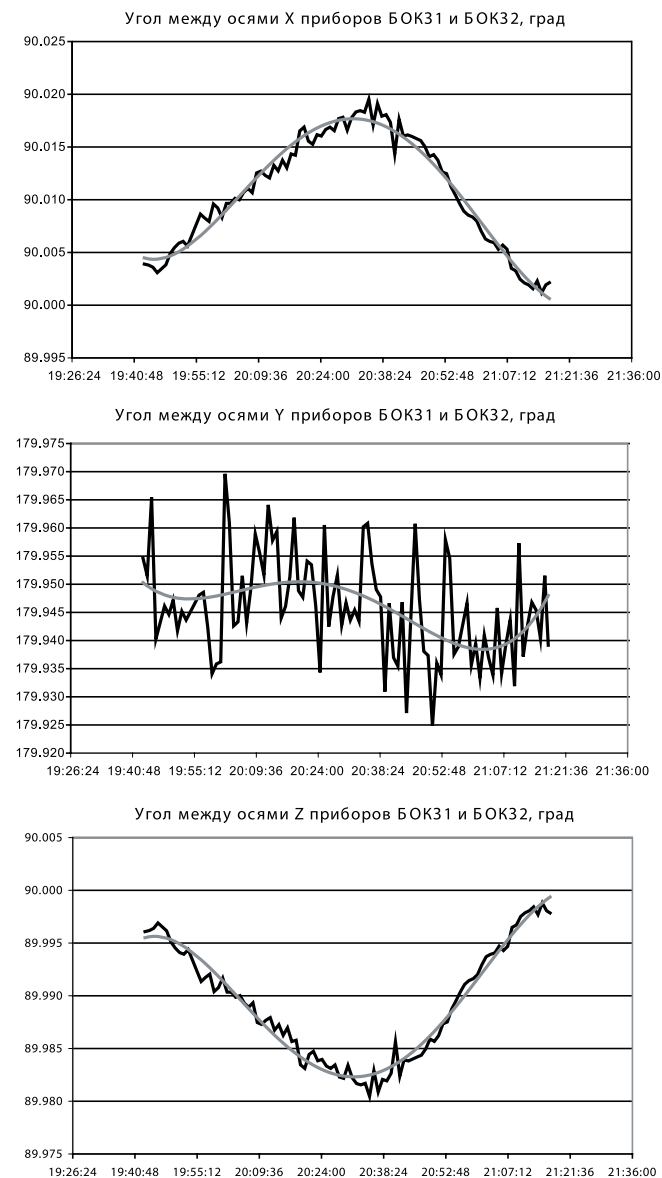


Рис. 2. График изменений углов между осями X , Y и Z прибора за виток

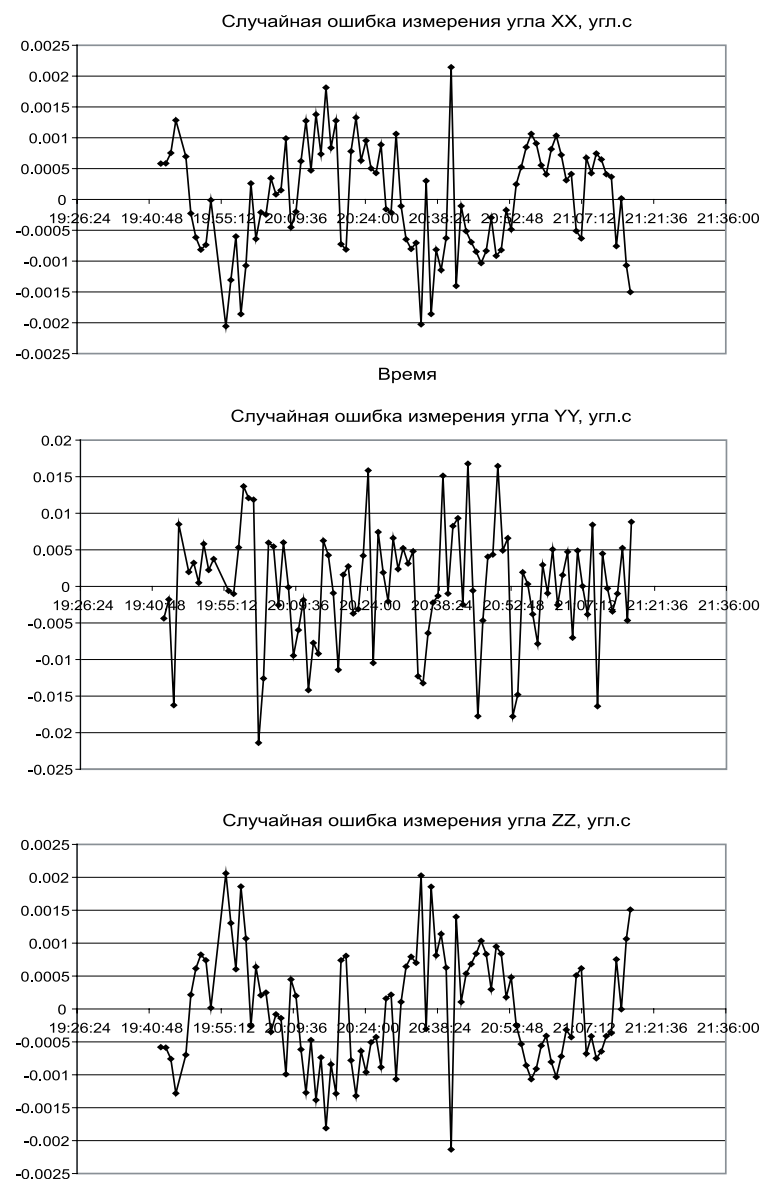


Рис. 3. Случайная составляющая ошибок измерения углов между осями прибора

$$Z_1 = \begin{pmatrix} \cos \alpha_1 \cos \delta_1 \\ \sin \alpha_1 \cos \delta_1 \\ \sin \delta_1 \end{pmatrix}; \quad Z_2 = \begin{pmatrix} \cos \alpha_2 \cos \delta_2 \\ \sin \alpha_2 \cos \delta_2 \\ \sin \delta_2 \end{pmatrix};$$

$$Y_0 = Z_1 \times Z_2;$$

$$Z_0 = M_{\text{rot}} \left(Y_0, \frac{\arccos(Z_1 Z_2)}{2} \right) Z_1; \quad (1)$$

$$X_0 = Y_0 \times Z_0;$$

$$M = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}.$$

Направление оси Y_0 в ИСК получим как нормированное векторное произведение направлений осей Z ; направление оси Z_0 — через поворот оси Z_1 вокруг оси Y_0 на половину угла между направлениями осей Z_1 и Z_2 , а ось X_0 — как результат нормированного векторного произведения осей Y_0 и Z_0 (рис. 4).

Результаты построения равноточной ориентации после обработки телеметрической информации с двух синхронно работающих приборов с КА «Космос-2427» за виток приведены на рис. 5.

После определения параметров равномерного движения аппарата в связанной системе координат КА были получены следующие результаты за виток:

$\alpha_0 = 314,3176$ — прямое восхождение обобщенной оси Z в начальный момент времени, град;

$\delta_0 = 25,7269$ — склонение обобщенной оси Z в начальный момент времени, град;

$A_0 = 205,0644$ — азимут обобщенной оси Z в начальный момент времени, град;

$\omega_x = 240,3932$ — угловая скорость вокруг обобщенной оси X , угл.с/с;

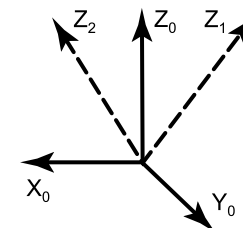


Рис. 4. Схема построения общей трехосной системы координат

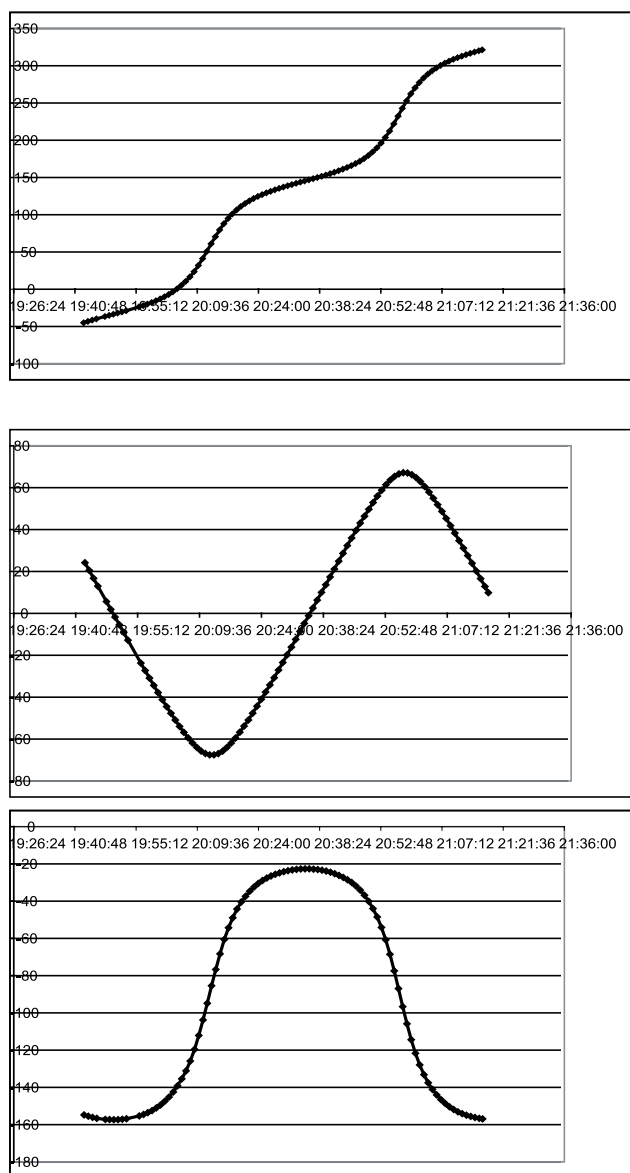


Рис. 5. Изменение углов равноточной ориентации (α , δ и A) за виток

$\omega_y = 1,0420$ — угловая скорость вокруг обобщенной оси Y , угл.с/с;
 $\omega_z = -0,9001$ — угловая скорость вокруг обобщенной оси Z , угл.с/с;
 $\mu = 0,7973$ — отклонение реального движения аппарата от модельного, град.

После аппроксимации синхронно работающих двух приборов на КА в течение 5 мин (рис. 6) параметрами равномерного углового движения остаточные рассогласования по углам между измерениями и траекторией движения были аппроксимированы суммой полинома второй степени и рядом Фурье. В итоге были получены среднеквадратические ошибки аппроксимации на уровне 10 угл.с по каждому из углов. Значительная величина ошибки вызвана методической ошибкой при описании модели движения аппарата (см. рис. 6, левая часть).

Для устранения влияния методической ошибки при описании движения КА была выполнена кусочно-полиномиальная аппроксимация семи измерений прибора. В результате получены одинаковые величины среднеквадратических ошибок определения углов ориентации, которые составили величины меньше 1,5 угл.с, что подтверждает эффективность метода определения трехосной ориентации (см. рис. 6, правая часть).

Итоговые результаты оценки точности определения ориентации всеми перечисленными выше способами сведены в табл. 4.

Таблица 4

Оценка точности		σ_x	σ_y	σ_z
1.	Съемка звездного неба через атмосферу	1,2	1,2	15,3
2.1.	Геостационарный спутник «Ямал-100» ($\omega = 15$ угл.с/с)	1,5	1,5	14,5
2.2.	Низкоорбитальный спутник «Космос 2427» ($\omega = 4$ угл.мин/с) (точность измерения углов между одноименными осями двух приборов)	2,2	2,2	20,5
2.3.	Низкоорбитальный спутник «Космос 2427» ($\omega = 4$ угл.мин/с) (точность одного прибора)	1,15	1,46	15,6
3.	Равноточное определение обобщенной трехосной ориентации двумя приборами	0,9	1,3	1,1

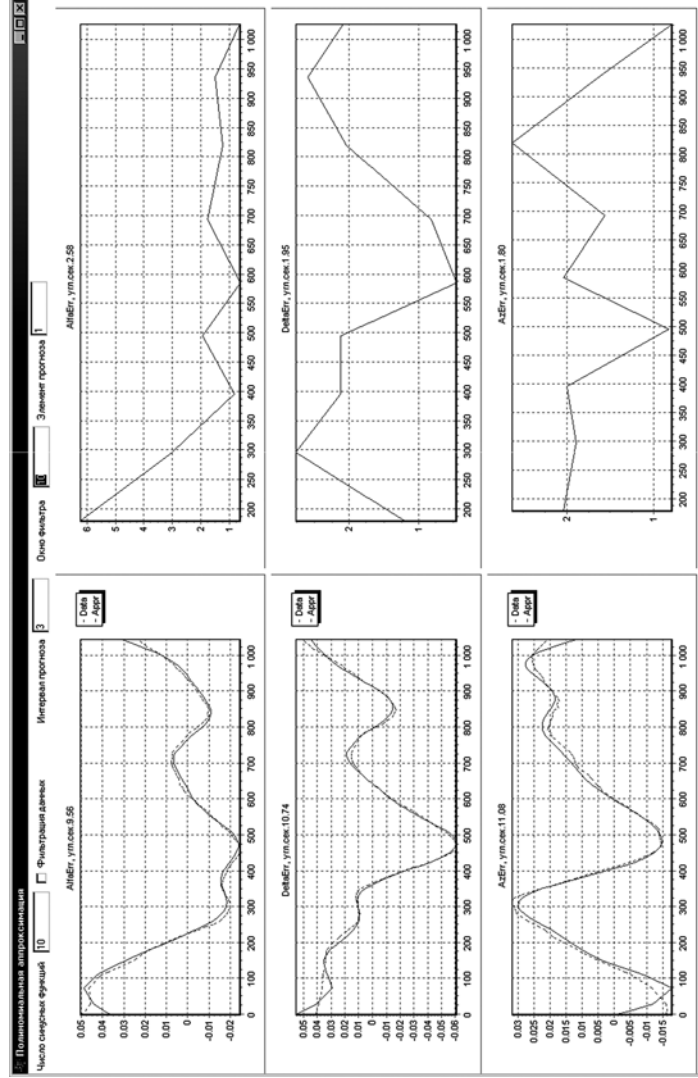


Рис. 6. Ошибки аппроксимации углов ориентации обобщенной системы координат на пятиминутном интервале работы приборов. Оценка точности измерения углов ориентации обобщенной системы координат

Выводы

1. Ошибка определения ориентации прибором БОКЗ-М обусловливается следующими факторами:

- точность реализации и стабильность во времени ВСК прибора (точность определения линейных элементов внутреннего ориентирования и обобщенной дисторсии по полю кадра);
- точность определения координат энергетических центров изображений звезд во внутренней системе координат прибора;
- «методическая ошибка» (несовпадение координат геометрического и энергетического центров изображений звезд);
- количество звезд в поле зрения прибора, их взаимное расположение, звездная величина и спектральный класс;
- дисторсия, кома и астигматизм объектива.

Основным вкладом в ошибку определения ориентации является методическая ошибка и точность определения матрицы ориентации осей ВСК в ПСК.

2. Результаты оценки точности путем обработки одиночного кадра показывают, что среднеквадратические ошибки определения угловых параметров ориентации составили: по положению оси Z $m_\delta = 1,3$ угл.с; $m_\alpha = 2,2$ угл.с, а по углу вращения вокруг оси Z — $M_A = 26$ угл.с.

3. Наиболее адекватной является оценка точности прибора, полученная по результатам обработки серии измерений угловых параметров ориентации при съемке звезд на Земле. В результате такой оценки были получены следующие величины среднеквадратических ошибок по углам: $m_\delta = 1,3$ угл.с; $m_\alpha = 2,2$ угл.с; $m_A = 14,5$ угл.с.

На геостационарном и низкоорбитальном спутниках работа системы стабилизации КА оказывает существенное влияние на измерения, что приводит к отличиям реального углового движения от равномерного. Влияние этого фактора необходимо учитывать при оценке точности определения угловых параметров ориентации, используя несколько членов разложения углов в ряд Фурье или оценивая флуктуации углов между одноименными осями двух приборов.

4. Так как точность определения ориентации существенно зависит от угла наклона оси Z к осям аппарата, для исключения влияния ошибки определения угла поворота вокруг оси Z на точность определения инерциальной ориентации КА целесообразно использовать информацию с двух синхронно работающих приборов. В результате определения инерциальной ориентации базовой системы координат для двух приборов за 5 мин и аппроксимации данных измерений было установлено, что точность определения ориентации базовой системы координат не превышает 1,5 угл.с по каждому из углов.

5. Оценка точности характеризуется среднеквадратическими ошибками определения углов вращения вокруг осей приборной системы координат, значения которых приведены в табл. 4.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ ДАТЧИКОВ

Т.Ю. Дроздова, А.В. Никитин

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Сформулированы задачи наземной отработки приборов ОСД. Приведен краткий состав технических средств для наземной отработки приборов. Представлены результаты отработки штатных приборов, в том числе, измерены ошибки определения направления на источник света как в лабораторных условиях, так и при натуральных испытаниях, определены реальные поля зрения штатных приборов, исследовано влияние движения космического аппарата на точность измерений прибора ОСД.

Tasks of the optical solar sensor ground testing are stated. A brief list of technical facilities for the instrument ground testing is given. Results of the standard instruments testing including measurements of errors of determining direction towards the light source both in laboratory and during full-scale tests, determination of flight models' real fields of view and investigation of the s/c motion influence on the optical solar sensor measurement accuracy, are presented.

Оптический солнечный датчик (ОСД) (рис. 1), разработанный и изготовленный в ИКИ РАН, предназначен для определения параметров ориентации космического аппарата в поле зрения $120 \times 60^\circ$ с точностью (3σ) до 3 угл.мин.

Процесс разработки и испытаний включает наземную отработку прибора как в лабораторных условиях, так и при натуральных испытаниях. Наземная отработка приборов заключается:

- в проверке алгоритмов программного обеспечения прибора, в том числе:
 - функционирования прибора в соответствии с Протоколом информационного обмена;
 - работы алгоритмов прибора по полю зрения, включая работу прибора при имитации движения космического аппарата;
 - работы прибора в условиях натуральных испытаний;

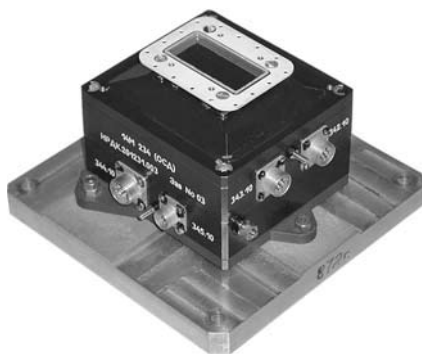


Рис. 1. Оптический солнечный датчик, закрепленный на транспортной плите

- калибровке приборов и измерении матриц взаимной ориентации внутренней системы координат прибора во внешней системе координат;
- проведении климатических, термовакуумных, механических и других видов проверок прибора в соответствии с программами приемо-сдаточных, конструкторско-доводочных, ресурсных и граничных испытаний.

Наземная отработка позволяет проверить правильность конструкторских, схемотехнических и алгоритмических решений.

Для отработки оптического солнечного датчика в лабораторных условиях созданы контрольно-испытательная аппаратура (КИА ОСД) и стенд для геометрической калибровки и испытаний ОСД (СГКИ).

Проверка функционирования прибора в соответствии с Протоколом информационного обмена проводится с использованием КИА ОСД

В состав контрольно-испытательной аппаратуры ОСД входят:

- персональный компьютер, выполняющий роль имитатора бортовой вычислительной системы и позволяющий визуально контролировать измерения оптического солнечного датчика;

- источник питания — имитатор бортовой системы электроснабжения;
- блок коммутации питания и контроля;
- малый имитатор Солнца (ИС), позволяющий контролировать работу прибора при различных условиях окружающей среды.

Контрольно-испытательная аппаратура ОСД (рис. 2) предназначена для отработки программно-алгоритмического обеспечения прибора и взаимодействия с бортовой вычислительной системой (БВС) в соответствии с Протоколом информационного взаимодействия ОСД и БВС. КИА ОСД используется при проведении испытаний прибора как с использованием малого имитатора Солнца при различных условиях окружающей среды, так и при испытаниях прибора на стенде и на Солнце.

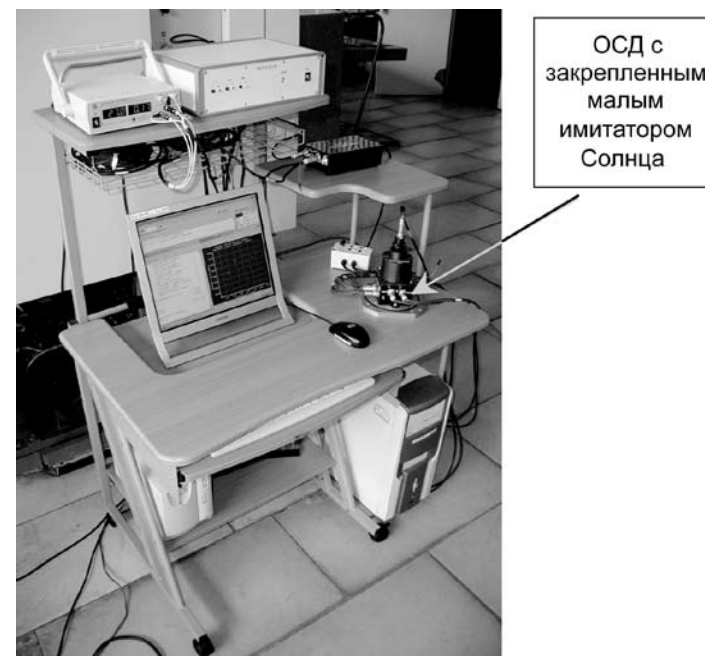


Рис. 2. Контрольно-испытательная аппаратура КИА ОСД

Прибор ОСД с закрепленным на нем малым имитатором Солнца подключается к контрольно-испытательной аппаратуре. В соответствии со штатной циклограммой работы ОСД в составе космического аппарата на прибор подается последовательность команд. Контроль массивов штатной и телеметрической информации, а также точности измерения прибором параметров направления на источник света проводится средствами КИА.

При отработке контролируются следующие параметры:

- состав принятых массивов штатной и телеметрической информации на соответствие Протоколу информационного обмена ОСД и БВС;
- значение параметров в каждом массиве на соответствие диапазону допустимых значений для наземной отработки (в том числе, проводится контроль и анализ правильности формирования битов кода состояния массива штатной информации ОСД при его работе на разных участках алгоритма: на этапе подбора времени экспонирования, на участке измерения направления на источник света, при работе с выключенным имитатором Солнца);
- предельная ошибка определения параметров направления на источник света и среднеквадратическое отклонение этих параметров.

Проверка работы алгоритмов прибора по полю зрения проводится с использованием стенда для геометрической калибровки и испытаний (СГКИ) и КИА ОСД.

Стенд для геометрической калибровки и испытаний ОСД состоит из стационарного имитатора Солнца и коллиматора, закрепленных на единой направляющей на поверхности оптического стола. В зависимости от решаемой задачи стенд собирается в конфигурации с использованием поворотного устройства или теодолита.

Стенд СГКИ ОСД позволяет выполнять следующие задачи:

- калибровку приборов;
- измерение матрицы взаимной ориентации внутренней системы координат прибора во внешней системе координат;

- проведение качественной и количественной оценки работы программно-алгоритмического обеспечения как в статическом, так и в динамическом состояниях прибора.

Контроль измерений, выполненных прибором при отработке на стенде СГКИ, осуществляется с помощью КИА ОСД.

Проверка работы алгоритмов прибора по полю зрения включает:

- проверку работы прибора со стационарным имитатором Солнца в статическом состоянии по полю зрения;
- измерение реального поля зрения прибора;
- проверку работы прибора на краю и за пределами поля зрения;
- проверку работоспособности ОСД при имитации движения космического аппарата, исследование влияния угловой скорости на границы поля зрения прибора;
- определение предельной ошибки измерения прибором направления на источник света.

Проверка работы прибора со стационарным имитатором Солнца в статическом состоянии по полю зрения проводится на стенде, собранном в конфигурации с поворотным устройством. На рис. 3 представлен макет оптического солнечного датчика, закрепленный на поворотном устройстве СГКИ.

С помощью приводов поворотного устройства изменяется взаимное положение ОСД и стационарного имитатора Солнца с дискретностью 5° в пределах поля зрения прибора. В каждой точке контролируется разброс углов направления на источник света, вычисленных прибором, и среднеквадратическое отклонение этих углов:

$$\sigma^2 = \frac{\sum \Delta^2}{n-1},$$

где Δ — ошибка определения направления приборов; n — количество измерений.

На рис. 4 представлен трехмерный график зависимости предельной ошибки от углов направления на источник света,

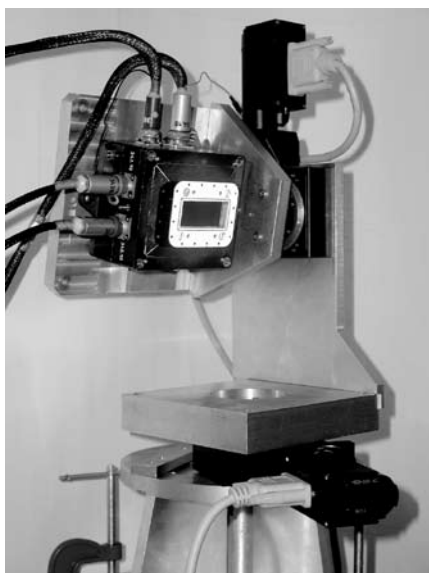


Рис. 3. Поворотное устройство СГКИ с закрепленным макетом прибора ОСД

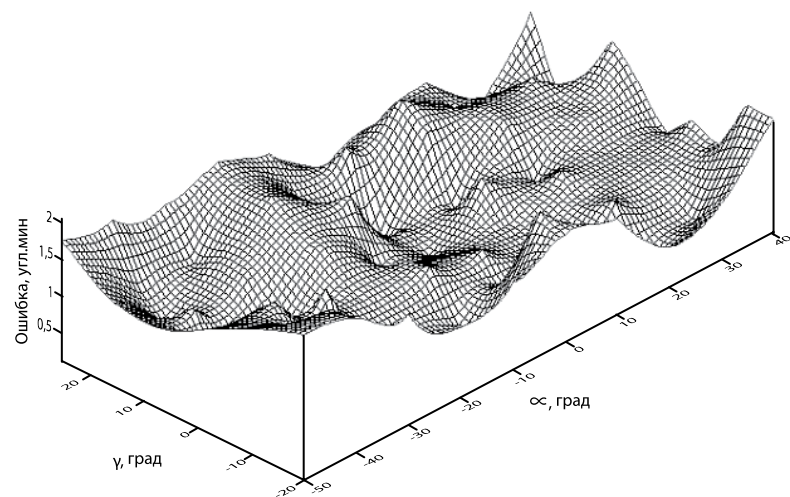


Рис. 4. Зависимость предельной ошибки от углов направления на источник света

полученный с одного из штатных приборов ОСД при обработке на стенде СГКИ. Форма графика отражает наличие как низкочастотной, так и высокочастотной составляющих.

Высокочастотная и низкочастотная составляющие обусловлены следующими факторами:

Высокочастотная составляющая:

- фотонным шумом излучения Солнца;
- неравномерностью темнового тока;
- шумом электронного тракта;
- наличием квантования по уровню сигнала (шум АЦП);
- случайными ошибками определения неравномерности чувствительности по ПЗС-линейке;
- фоновой засветкой.

Низкочастотная составляющая:

- возможной асимметричностью изображения на линейке;
- методической ошибкой, обусловленной пространственным квантованием;
- неэффективностью переноса заряда;
- неточностью изготовления элементов прибора (или измерения их параметров).

Полученные результаты показали, что предельная ошибка определения направления на источник света прибором ОСД не превышает 3 угл. мин.

Эти результаты были подтверждены при совместных исследованиях точностных характеристик прибора ОСД на стенде 331К в ФГУП «НПП «Геофизика-Космос».

Серии измерений в одной точке (рис. 5) и фиксация полученных параметров проводились неоднократно. Среднеквадратическое отклонение значений углов направления на имитатор Солнца, вычисленное при неизменном положении прибора, характеризует уровень углового эквивалента шума ОСД. Ни в одной серии измерений этот уровень не превысил 15 угл.с как для угла α , так и для угла γ .

Проведена оценка точности работы прибора в различных точках поля зрения. Графики зависимости значения среднеквадратического отклонения (СКО) углов α и γ от точки измерения на оси X и Y представлены на рис. 6 и 7.

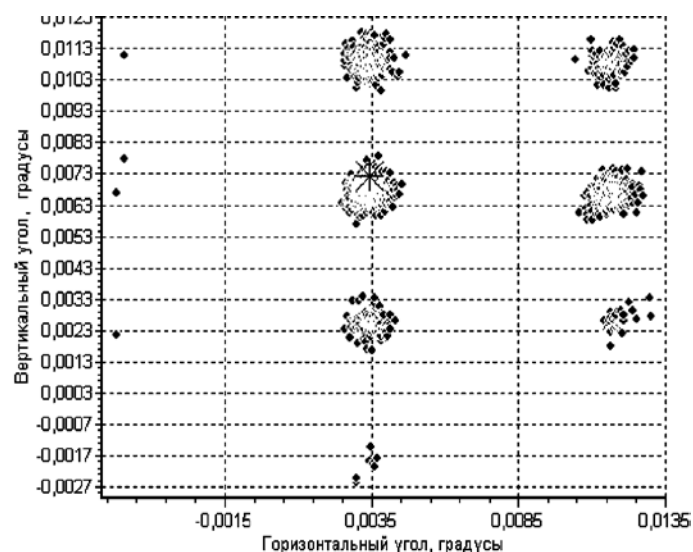


Рис. 5. Серия измерений углов направления на ИС в одной точке

Измерение поля зрения прибора ОСД и проверка его работы на краю и за пределами поля зрения проводится как в статическом, так и в динамическом режиме. В рамках решения этих задач исследуется также влияние угловой скорости и направления перемещения источника света (вход в

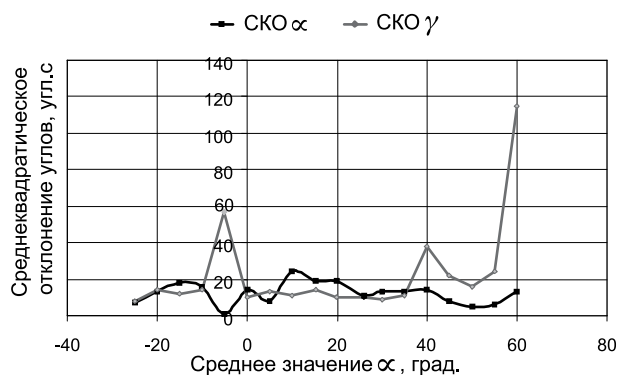


Рис. 6. Зависимость СКО углов α и γ от среднего значения угла α

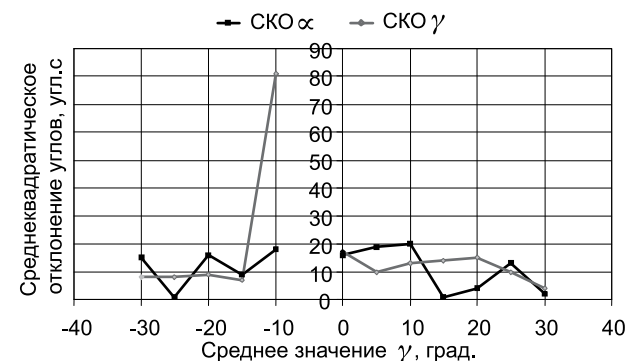


Рис. 7. Зависимость СКО углов α и γ от среднего значения угла γ

поле зрения/выход из поля зрения) на границы поля зрения, точность определения параметров направления в крайних точках поля зрения, а также работоспособность алгоритма подбора времени экспонирования на краю поля зрения и за его пределами.

Для проверки работоспособности ОСД при имитации движения космического аппарата поворотному устройству, на котором закрепляется прибор, посредством КИА задается угловая скорость, соответствующая требованиям технического задания. Траектория, полученная с помощью штатного прибора, при обработке в динамическом режиме, представлена на рис. 8. Скорости изменения положения прибора, при которых проводился съем данных, составляли 10 угл. мин/с и 1 град/с. Каждая точка графика соответствует измерению прибором параметров направления на имитатор Солнца в реальном времени.

Определение ошибки измерения прибором ОСД параметров направления на Солнце проводится на стенде, собранном в конфигурации с теодолитной подставкой. Проводится калибровка стенда. Затем прибор устанавливается на теодолитную подставку. Измеряется матрица взаимной ориентации прибора и подставки.

Измеренные прибором значения направления на источник света сравниваются с установленными на теодолите.

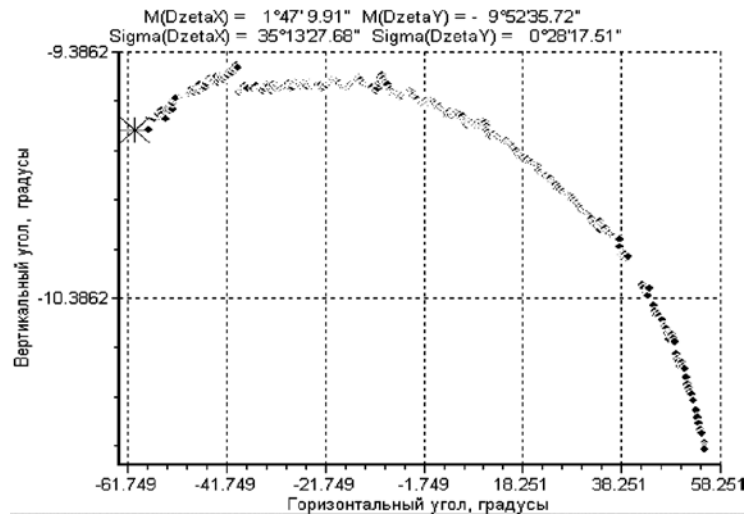


Рис. 8. Обработка ОСД, зав. № 03, в динамике.
Скорость 10 угл.мин/с

По результатам измерений вычислены ошибки определения углов прибором направления на источник света при повороте вокруг осей X и Y . Результаты представлены в виде графиков на рис. 9 и 10.

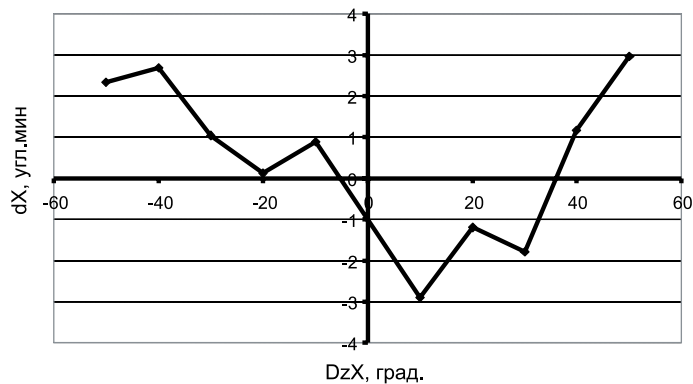


Рис. 9. Ошибка определения углов при повороте прибора вокруг оси X

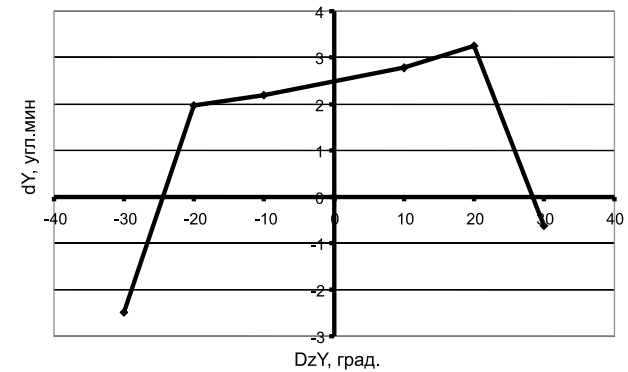


Рис. 10. Ошибка определения углов при повороте прибора вокруг оси Y

Проверка работы прибора ОСД в условиях натуральных испытаний проведена на базе звездной лаборатории ОФО ИКИ РАН. Получена траектория движения Солнца в поле зрения прибора, а также проведен расчет ошибок определения направления прибором. Измерения параметров направления проводятся прибором в темпе движения Солнца по небесной сфере. На рис. 11 и 12 представлены траектории движения Солнца в поле зрения прибора и график ошибок проведенных измерений.

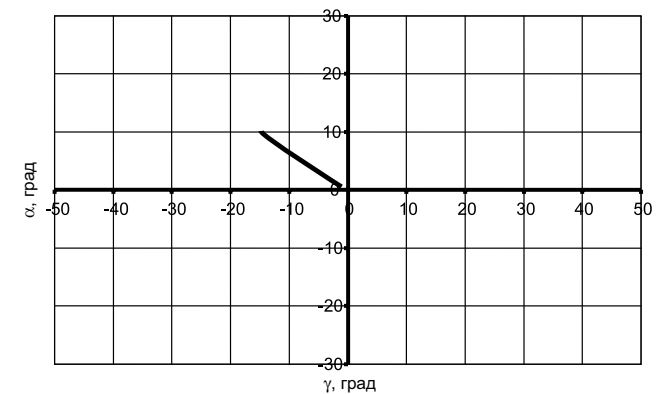


Рис. 11. Траектория движения Солнца в поле зрения прибора ОСД

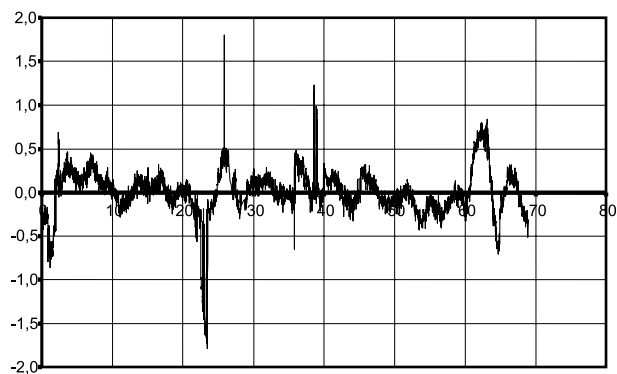


Рис. 12. График зависимости абсолютной ошибки измерения углов направления на Солнце с помощью прибора ОСД

Проведенные испытания подтвердили, что предельная ошибка определения параметров направления на источник света, измеренных оптическим солнечным датчиком, не превышает 3 угл.мин.

Выводы

Результаты проведенных работ заключаются в следующем.

1. Отработка прибора ОСД на стенде геометрической калибровки и испытаний позволила провести тестирование программно-алгоритмического обеспечения ОСД.

2. Определены реальные поля зрения штатных приборов ОСД. Поля зрения составляют примерно $120 \times 60^\circ$.

3. Измерены среднеквадратические отклонения параметров направления на имитатор Солнца штатных приборов по всему полю зрения. СКО (σ) приборов в поле зрения не превышает 1 угл.мин.

4. Описанную выше отработку прошли все штатные приборы ОСД, которые в настоящее время успешно эксплуатируются на борту КА серии «Космос». Таким образом, подтверждены работоспособность приборов ОСД, соответствие приборов техническому заданию и заявленным техническим характеристикам.

ИССЛЕДОВАНИЕ СМЕЩЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ИЗОБРАЖЕНИЙ ЗВЕЗД ОТНОСИТЕЛЬНО ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ЦЕНТРА НА ПЗС-МАТРИЦЕ И КОРРЕКЦИЯ МЕТОДИЧЕСКОЙ ОШИБКИ

Г.А. Аванесов, Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Исследовано влияние методической ошибки (микродисторсии) на точность работы звездного координатора — определение астроориентации. С помощью компьютерного моделирования и экспериментов выявлен двумерный синусоидальный характер изменения величины методической ошибки, которая зависит от положения изображения звезды относительно растровой структуры ПЗС-матрицы прибора. Коррекция методической ошибки проведена путем компенсации синусоидальной функции, описывающей закон ее изменения, а также аппроксимацией изображения звезды на ПЗС-матрице двумерной функцией Гаусса. Выигрыш от коррекции методической ошибки в экспериментах составил около 1 угл.с.; при компьютерном моделировании — более 3 угл.с., что указывает на предельно достижимую точность.

Method error (microdistortion) influence on the star tracker operation (attitude control) accuracy was studied. Computer simulation and experiments have revealed two-dimensional sinusoidal nature of method error variations. This error value depends on the star image location relative to the instrument's CCD array raster. The method error was corrected by both the compensation of the sine function describing the law of its change as well as the approximation of the star image on the CCD array by the two-dimensional Gauss function. In experiments the method error correction gain was about 1 arcsec and this value exceeded 3 arcsec for computer simulation, thus revealing the maximum possible accuracy.

Введение

Одним из основных критериев качества систем определения ориентации является точность. При использовании звездных координаторов — приборов БОКЗ-М — для управления космическим аппаратом (КА) в режиме реального времени, а также для решения задачи стабилизации КА по выбранной

звезде (гидирования) необходимо получать стабильную точность до сотой доли элемента (пиксела) ПЗС-матрицы прибора.

Точность работы прибора обусловлена параметрами его оптико-электронного тракта: функцией рассеяния точки, формируемой прибором; уровнем и неравномерностью сигнала темнового тока; внешними факторами — уровнем и неравномерностью фонового сигнала, — а также математическим методом определения астроориентации.

Основной вклад в ошибку определения ориентации в приборе, наряду с шумовой составляющей и дисторсией объектива прибора, вносит микродисторсия, величина которой зависит от положения изображений звезд относительно растровой структуры ПЗС-матрицы. Здесь мы исследуем микродисторсию.

1. Метод среднего взвешенного

Исследование микродисторсии было проведено в приложении к звездному координатору — прибору БОКЗ-М. Приведем краткое описание его основных параметров.

В приборе БОКЗ-М в качестве устройства, регистрирующего изображение участка звездного неба, используется матрица «Лев-2» 512×512 элементов с размером пиксела 16×16 мкм. Угловые размеры пиксела при фокусном расстоянии объектива прибора, равном 60 мм, составляют 55 угл.с. Диаметр кругового поля зрения 8°. Относительное отверстие 1:2,5. Прибор БОКЗ-М имеет 8-разрядное АЦП. Бортовой каталог включает 8350 звезд до +7,5 звездной величины.

Алгоритм работы прибора состоит из следующих основных процедур:

- регистрация кадра и вычитание низкочастотной составляющей изображения;
- локализация изображений звезд, определение координат энергетических центров и интегральной яркости;
- распознавание звезд в бортовом каталоге прибора;
- расчет элементов ориентации осей приборной системы координат во второй экваториальной системе координат.

Среднеквадратическая ошибка определения ориентации для прибора БОКЗ-М по результатам летных испытаний во внутренней системе координат составляет: $\sigma_{x,y} = 1,5$ угл.с, $\sigma_z = 15$ угл.с.

Точность работы прибора зависит от точности определения угловых расстояний между звездами, величины которых являются функциями от координат энергетических центров изображений звезд, зарегистрированных на растровой структуре ПЗС-матрицы, и измеряются в системе координат прибора с некоторыми аддитивными ошибками.

Координаты энергетического центра изображения звезды в приборе БОКЗ-М вычисляются с субпиксельной точностью с использованием метода среднего взвешенного на этапе локализации звездных объектов [1].

При вычислении центра координат звезды по методу среднего взвешенного расчет производится по следующим формулам:

$$\begin{aligned} x &= \sum_i p_i x_i, \\ y &= \sum_i p_i y_i, \end{aligned} \quad (1)$$

где x_i и y_i — координаты i -го пиксела ПЗС-матрицы, формирующего изображение звезды; $p_i = \frac{u_i}{\sum_i u_i}$ — весовые коэффициенты, определяемые как отношение яркости в i -м пикселе к интегральной яркости изображения звезды.

В долях пиксела ПЗС-матрицы и с учетом его линейного размера имеем

$$x_{mm} = \left(\frac{\sum_i \left[\left(\sum_j U_{ij} \right) i \right]}{\sum_i \sum_j U_{ij}} - I \right) \Delta, \quad y_{mm} = \left(\frac{\sum_j \left[\left(\sum_i U_{ij} \right) j \right]}{\sum_i \sum_j U_{ij}} - J \right) \Delta, \quad (2)$$

где I и J — координаты центра ПЗС-матрицы, Δ — линейный размер пиксела ПЗС-матрицы.

Среднеквадратическое отклонение функции (1) определяется как:

$$\sigma_{\tilde{x}}^2 = \frac{\sum_i (x_i - \tilde{x})^2}{\left(\sum_i u_i\right)^2} \sigma_u^2 + \sum_i p_i^2 \sigma_x^2, \quad (3)$$

$$\sigma_{\tilde{y}}^2 = \frac{\sum_i (y_i - \tilde{y})^2}{\left(\sum_i u_i\right)^2} \sigma_u^2 + \sum_i p_i^2 \sigma_y^2.$$

Из выражений (3) следует, что точность определения энергетического центра звезды зависит от размеров пиксела ПЗС-матрицы и от отношения сигнал/шум.

Вычисление координат энергетического центра изображения звезды по методу среднего взвешенного приводит к ошибке, зависящей от положения пятна изображения на дискретной структуре раstra ПЗС-матрицы.

2. Компьютерное моделирование

Для изучения основных закономерностей изменения величины методической ошибки было проведено компьютерное моделирование, выполненное в среде MatLab.

Изображение звезды моделировалось двумерным нормальным распределением:

$$f(x, y) = k \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} e^{-\frac{(x-\mu_x)^2}{2\sigma_x^2}} e^{-\frac{(y-\mu_y)^2}{2\sigma_y^2}}, \quad (4)$$

где μ_x и μ_y — математические ожидания; σ_x и σ_y — среднеквадратические отклонения по осям X и Y , соответственно; k — коэффициент, учитывающий интегральную яркость звезды.

На рис. 1а показано распределение яркости изображения звезды, при $\sigma = \sigma_x = \sigma_y = 0,5$. Величина σ выражена в долях элемента дискретизации. Значение $\sigma = 0,5$ соответствует расфокусировке объектива в приборе БОКЗ-М. При этом звезда

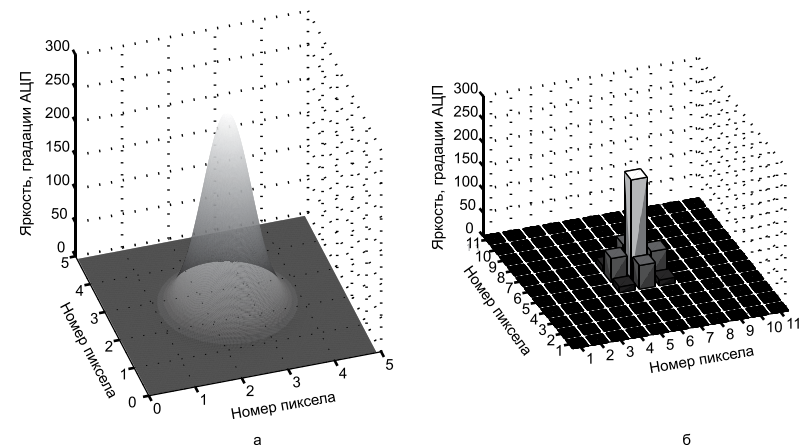


Рис. 1. Имитация изображения звезды: а — функция нормального распределения, имитирующая звезду; б — изображение имитируемой звезды на ПЗС-матрице

с интегральной яркостью 450 градаций АЦП (соответствующая пятой звездной величине) будет занимать окрестность 5×5 элементов на ПЗС-матрице (рис. 1б).

Перемещение изображения звезды осуществлялось по дискретной структуре, имитирующей фрагмент раstra ПЗС-матрицы размером 11×11 пикселей (рис. 2).

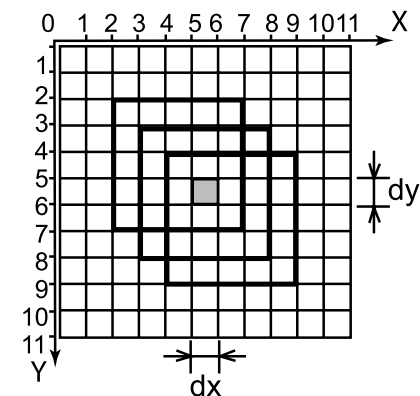


Рис. 2. Перемещение изображения звезды на ПЗС-матрице

Перемещение осуществлялось в пределах пиксела ПЗС-матрицы с шагом $dx/49$, $dy/49$ по осям X и Y , соответственно, где dx , dy — линейные размеры пиксела. Для каждого положения изображения звезды по методу среднего взвешенного с использованием выражения (2) вычислялись координаты энергетического центра изображения звезды. Методическая ошибка определялась как разность между рассчитанной и заданной координатой энергетического центра изображения звезды:

$$\begin{aligned} F(x) &= x_c - x_0, \\ F(y) &= y_c - y_0. \end{aligned} \quad (5)$$

Закон изменения величины методической ошибки имеет периодический характер и в одномерном случае (рис. 3а) описывается следующей функцией:

$$F(x) \approx S_x(x) \approx \sin(2\pi f_x x), \quad (6)$$

где $f(x)$ — пространственная частота ($f_x = 1/dx$), зависящая от линейного размера пиксела ПЗС-матрицы (dx).

В точках с координатами $x = 0$, $dx/2$ и dx методическая ошибка равна нулю, а в точках $x = dx/4$ и $3dx/4$ отклонение ошибки от нуля достигает максимума.

В более точной формулировке для двумерного случая методическая ошибка описывается произведением двух функций, зависящих от координат x и y :

$$F^2(x, y) \approx S_x(x)S_y(y). \quad (7)$$

Или

$$F(x, y) = A_0 \frac{S_x(x)S_y(y)}{\sqrt{S_x(x)S_y(y)}}, \quad (8)$$

где A_0 — коэффициент, определяющий максимальное значение ошибки. Деление на квадратный корень в выражении (8) сделано для нормирования и сохранения знака функции.

Из выражения (7) видно, что величина методической ошибки зависит одновременно от двух координат (x, y). На рис. 3в показан график изменения методической ошибки при перемещении центра яркости изображения звезды в об-

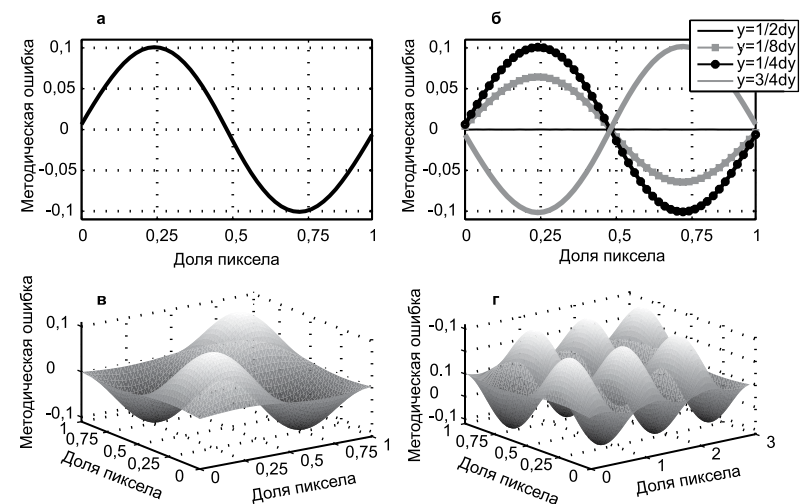


Рис. 3. Графики методической ошибки: а — в одномерном случае при смещении центра яркости изображения звезды в пределах одного пиксела; б — при перемещении центра яркости изображения звезды вдоль оси X , значение координаты Y является константой: $y = (1/8)dy$; $(1/4)dy$; $(1/2)dy$; $(3/4)dy$; в — при перемещении центра яркости изображения звезды в области 1×1 пиксел ПЗС-матрицы; г — при перемещении центра яркости изображения звезды в области 3×1 пиксел ПЗС-матрицы

ласти, равной 1 пикселу ПЗС-матрицы, на рис. 3г — в пределах 3 пикселей.

На рис. 3б приведены графики изменения методической ошибки при перемещении центра звезды вдоль оси X . При этом значение координаты Y является константой и $S_y(y)$ играет роль дополнительного амплитудного множителя для всего выражения (7); на графике (см. рис. 3б) это показано в виде изменения амплитуды синусоиды для значений $y = (1/8)dy$; $(1/4)dy$; $(1/2)dy$; $(3/4)dy$. При значении Y , равном $1/2$ пиксела, что соответствует центру пиксела, ошибка равна нулю. При Y , равном $1/4$ и $3/4$ пиксела, методическая ошибка имеет максимальное значение, при этом фаза методической ошибки меняется на противоположную, что объясняется изменением знака функции $S_y(y)$.

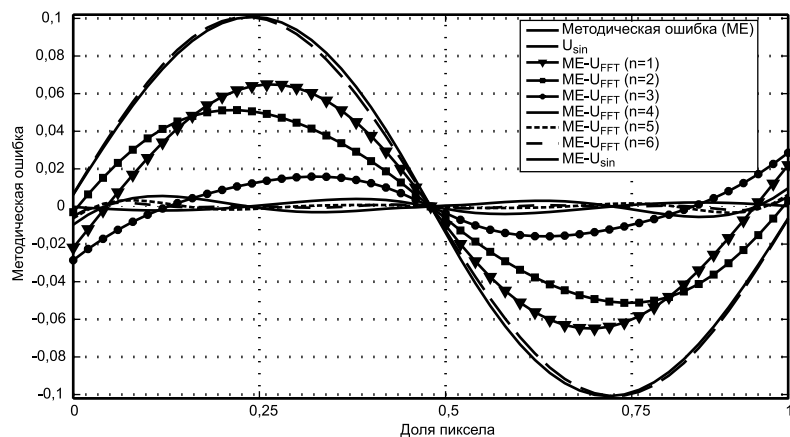


Рис. 4. Аппроксимация методической ошибки

Функция, описывающая закон изменения методической ошибки, близка к синусоидальной. На рис. 4 приведены график функции методической ошибки (МЕ) $S_x(x)$ и график функции $U_{sin}(x)$:

$$U_{sin}(x) = k \sin(2\pi f_x x). \tag{9}$$

Функции имеют одинаковую амплитуду, равную 0,1008 в долях пиксела.

Максимальное значение функции рассогласования (разности функций (МЕ) $S_x(x)$ и $U_{sin}(x)$), также представленной на рисунке, равно 0,004 в долях пиксела.

Была проведена аппроксимация функции методической ошибки рядом Фурье:

$$U_{FFT}(x) = a_0 + \sum_n a_n \sin(2\pi n f_x x + \varphi_n). \tag{10}$$

На рис.4 представлены графики функций рассогласования функции методической ошибки (МЕ) $S_x(x)$ и функции $U_{FFT}(x)$ для $n = 1, 2, \dots, 6$.

Когда функция аппроксимации учитывает шесть членов ряда Фурье ($n = 6$), максимум ошибки рассогласования составляет 0,0052 в долях пиксела.

В табл. 1 представлены результаты аппроксимации функции методической ошибки. Видно, что функция $U_{sin}(x)$ хо-

рошо аппроксимирует методическую ошибку. Максимум методической ошибки $S_x(x)$, который составляет 5,544 угл.с, может быть уменьшен до 0,22 угл.с. Среднеквадратическое отклонение (СКО) методической ошибки при этом уменьшается с 3,982 до 0,12 угл.с. Такой же результат уменьшения методической ошибки дает аппроксимация рядом Фурье при учете пяти членов ($n = 5$). (В табл. 1 эти значения выделены полужирным шрифтом.)

Таблица 1. Результаты аппроксимации функции методической ошибки

Функция	Параметр					
	максимум, доли пиксела	максимум, угл.с	максимум, мкм	СКО, доли пиксела	СКО, угл.с	СКО, мкм
методической ошибки (МЕ) $S_x(x)$	0,1008	5,5440	1,6128	0,0724	3,9820	1,1584
$U_{sin}(x)$	0,1008	5,5440	1,6128	0,0720	3,9600	1,152
рассогласования	0,0040	0,2200	0,064	0,0023	0,1265	0,0368
рассогласования $n = 1$	0,0683	3,7565	1,0928	0,0500	2,7500	0,8
рассогласования $n = 2$	0,0588	3,2340	0,9408	0,0492	2,7060	0,7872
рассогласования $n = 3$	0,0287	1,5785	0,4592	0,0180	0,9900	0,288
рассогласования $n = 4$	0,0097	0,5335	0,1552	0,0045	0,2475	0,072
рассогласования $n = 5$	0,0063	0,3465	0,1008	0,0022	0,1210	0,0352
рассогласования $n = 6$	0,0052	0,286	0,0832	0,0016	0,088	0,0256

Зависимость методической ошибки от параметров изображения звезды

Исследовалась зависимость методической ошибки от параметров нормального распределения. Величина среднеквадратического отклонения (σ) функции нормального распределения, которой моделируется изображение звезды, определяет

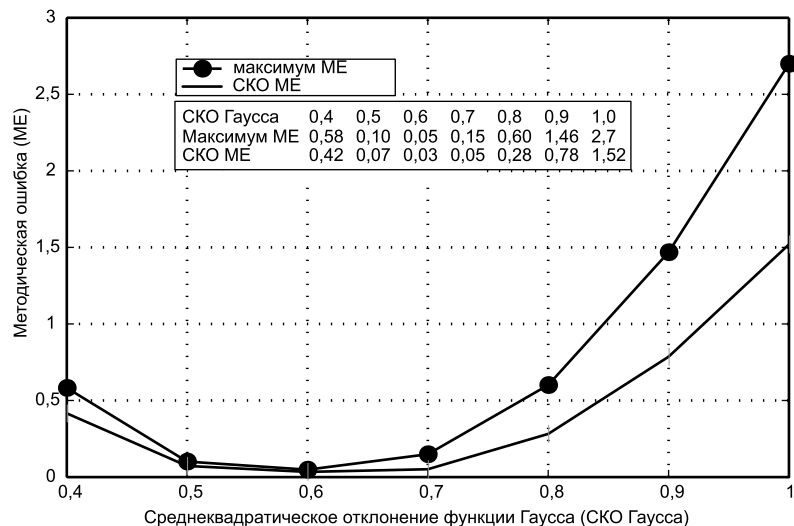


Рис. 5. Зависимость методической ошибки от параметров изображения звезды

расфокусировку объектива в приборе БОКЗ-М. На рис. 5 представлен график изменения методической ошибки в зависимости от величины σ .

Оптимальным с точки зрения минимизации ошибки является значение $\sigma = 0,6$ в долях пиксела. Максимум ошибки при этом равен 0,05 в долях пиксела (2,75 угл.с.), среднеквадратическое отклонение 0,03 (1,65 угл.с.) (табл. 2; в таблице эти значения выделены полужирным шрифтом).

Таблица 2. Изменения методической ошибки в зависимости от величины σ

Параметры методической ошибки	Параметры функции нормального распределения, СКО, доли пиксела						
	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
Максимум методической ошибки, доли пиксела	0,58	0,1	0,05	0,15	0,6	1,46	2,7
СКО методической ошибки, доли пиксела	0,42	0,07	0,03	0,05	0,28	0,78	1,52

Процедура обработки изображений зарегистрированных звезд обычно включает «пороговую обработку» — вычитание из общего сигнала некоторого постоянного порогового значения сигнала с целью исключения влияния шумовой составляющей (которая, как полагается, лежит ниже уровня порога) на дальнейшую обработку полезного сигнала.

В приборе БОКЗ-М нижний порог рассчитывается как некоторая постоянная составляющая яркости (зависящая от уровня общего фона, в том числе, от уровня темнового тока) плюс 3σ , где под σ понимают среднеквадратическое отклонение яркости, рассчитанное по всему кадру изображения.

Результаты исследования зависимости методической ошибки от величины порога представлены на рис. 6. Видно, что «пороговая обработка» оказывает значительное влияние на величину методической ошибки, максимум которой может превышать размер пиксела. Объясняется это тем, что «пороговая обработка» искажает изображение звезды на ПЗС-матрице, что приводит к увеличению методической ошибки.

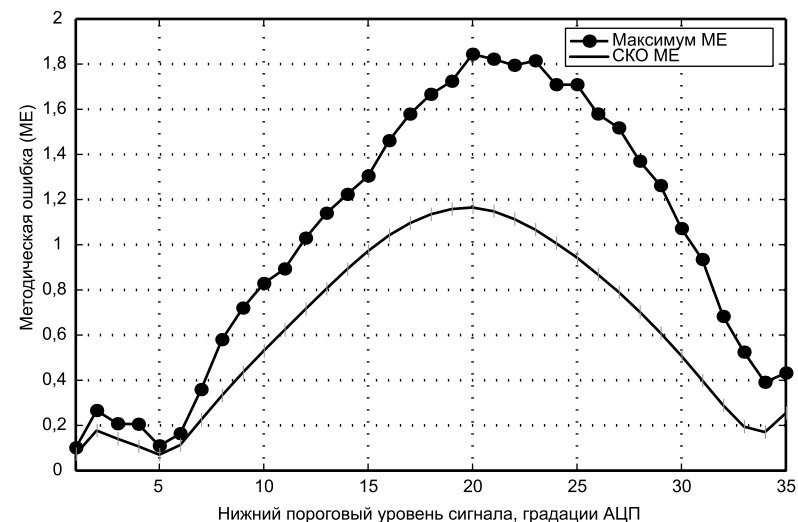


Рис. 6. Зависимость методической ошибки от нижнего порогового уровня сигнала

3. Эксперименты на стенде динамических испытаний

Эксперименты по исследованию методической ошибки были проведены на стенде динамических испытаний (СДИ), созданном в оптико-физическом отделе ИКИ РАН для проведения испытаний звездных координаторов [2]. СДИ позволяет в реальном времени имитировать орбитальное движение КА, динамику движения, воздействие внешних условий космического пространства на звездный координатор.

На рис. 7 представлен общий вид СДИ и показаны его основные части.

Светооптические условия моделируются на СДИ с помощью цифрового жидкокристаллического монитора, коллиматорного объектива, светозащиты и специального программного обеспечения.

На экран цифрового монитора с помощью специального программного обеспечения, заложенного в персональный компьютер СДИ, проецируется участок небесной сферы со звездами. Плоскость экрана цифрового монитора находится в фокальной плоскости коллиматорного объектива.

Коллиматорный объектив преобразовывает световые потоки от точечных источников («звезд»), имеющих размер пиксела цифрового монитора, в плоскопараллельные свето-

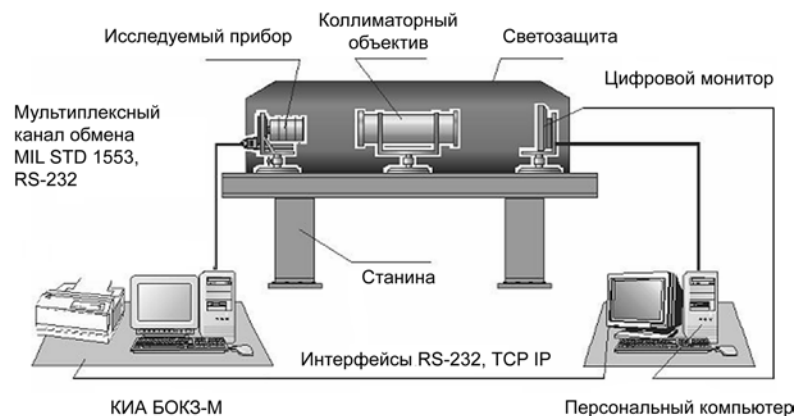


Рис. 7. Стенд динамических испытаний астронавигационных приборов

вые пучки, которые под разными углами, в зависимости от расположения звезд на экране цифрового монитора относительно оптической оси коллиматорного объектива, приходят на входной зрачок объектива прибора. Таким образом, на СДИ моделируются оптические условия, при которых звезды находятся на бесконечности от прибора.

При проведении экспериментов по исследованию методической ошибки на экран имитатора звезд выводился участок небесной сферы с центральными координатами: прямое восхождение $\alpha = 34^\circ$, склонение $\delta = 44^\circ$.

На экране имитатора СДИ звезды имели размер 2×2 пиксела. Изображения звезд регистрировались прибором БОКЗ-М в статике. Данные о звездах, взятых в обработку, приведены в табл. 3.

Угловые смещения звезд осуществлялись с шагом по $d\alpha = 2$ угл.с в диапазоне изменения α , равном трем пикселям ПЗС-матрицы (≈ 180 угл.с), и по δ путем изменения δ с шагом $d\delta = 10$ угл.с в диапазоне (60 угл.с). Таким образом, смещение изображений звезд происходило в области, равной трем пикселям ПЗС-матрицы, расположенным вдоль строки.

Сканирование вдоль столбцов осуществлялось аналогичным образом также в диапазоне, равном трем пикселям. В каждой точке экспонирование проводилось несколько раз ($6 \dots 7$ раз), и для каждой звезды рассчитывались усредненные координаты центра энергетической яркости (x, y), вычисленные по методу среднего взвешенного.

Таблица 3. Данные о звездах, взятых в обработку

№ звезды	Координата X (в элементах ПЗС-матрицы)	Координата Y (в элементах ПЗС-матрицы)	Интегральная яркость (в единицах младшего разряда АЦП)	Число пикселей, занимаемых изображением звезды
1	412,36	68,89	354	10
2	353,82	382,24	1231	10
3	296,25	244,43	331	8
4	241,99	259,34	777	9
5	233,82	46,84	484	8
6	212,90	25,12	348	9
7	175,66	112,27	498	9

Поскольку растровые структуры имитатора звезд и ПЗС-матрицы прибора были развернуты относительно друг друга, смещение происходило не строго вдоль строк или столбцов ПЗС-матрицы. На графике смещения центра изображения звезды (рис. 8) это наблюдается в виде постоянного тренда. Предварительная обработка включала аппроксимацию тренда прямой и его вычитание из величины методической ошибки. Были также вычтены постоянные значения, соответствующие начальным координатам центров звезд.

На рис. 9а представлена двумерная функция методической ошибки, вычисленная для звезды № 1 (см. табл. 3) в области 3×1 пиксела. График имеет вид, аналогичный графику (рис. 3з), приведенному выше и полученному при компьютерном моделировании. На рис. 9а видны периодические изменения величины ошибки с характерными максимумами и минимумами. На рис. 9б более детально можно видеть изменения ошибки в одномерном случае. Максимальное значение методической ошибки составляло 0,088 пиксела (1,4 мкм, или 4,84 угл.с), СКО было равно 0,017 пиксела (0,272 мкм, или 0,94 угл.с).

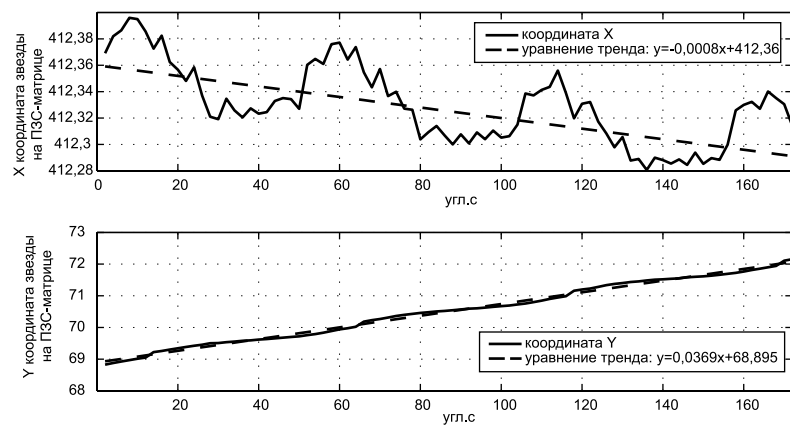


Рис. 8. Микроперемещения центра интегральной яркости звезды (с начальными координатами (412,36; 68,89)) на ПЗС-матрице по осям X и Y

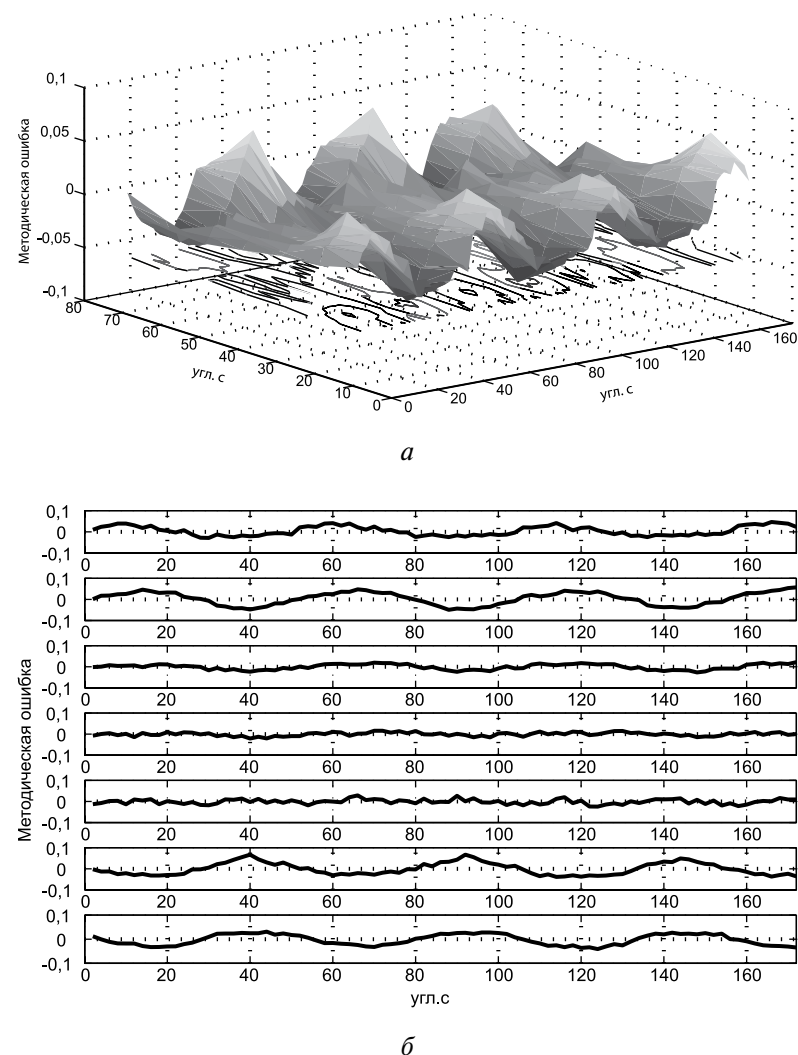


Рис. 9. Функция методической ошибки в области 3×1 пиксел ПЗС-матрицы: *a* — график двумерной функции методической ошибки; *б* — серия графиков изменения методической ошибки в диапазоне 3×1 пиксел ПЗС-матрицы

При смещениях в диапазоне 60 угл.с по δ для звезд, зарегистрированных на кадре, были рассчитаны ошибки единицы веса по координатам X и Y , суммарное среднеквадратическое отклонение ошибки единицы веса, среднеквадратические отклонения по координатам: прямое восхождение, склонение, азимут. Результаты представлены на рис. 10 и в табл. 4.

Из данных таблицы следует, что средняя среднеквадратическая ошибка по совокупности звезд зависит от методической ошибки — график среднеквадратической ошибки имеет квазисинусоидальный характер. Аппроксимация средней СКО уравнением прямой позволяет оценить выигрыш от устранения методической ошибки, который в среднем составляет 0,4 угл.с по α и δ и 6,6 угл.с — по азимуту.

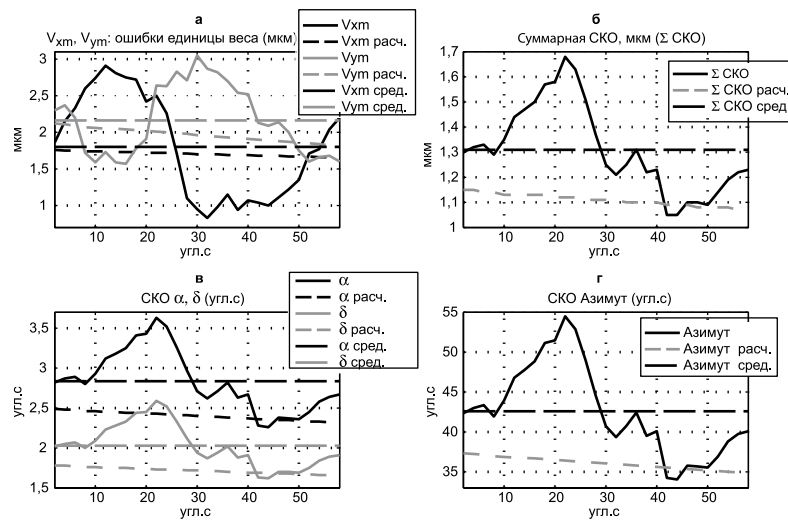


Рис. 10. Изменения методической ошибки при микроперемещениях внутри пиксела, рассчитанные для совокупности звезд: *а* — графики среднеквадратических ошибок (ошибок единицы веса) по координатам X и Y ; *б* — график суммарного среднеквадратического отклонения ошибки единицы веса; *в* — графики среднеквадратических отклонений по координатам «прямое восхождение» (α) и «склонение» (δ); *г* — график среднеквадратического отклонения по координате «азимут»

Таблица 4. Результаты коррекции методической ошибки

Параметр	Ошибка					
	ошибка единицы веса по X , мкм	ошибка единицы веса по Y , мкм	СКО ошибки единицы веса, мкм	СКО прямого восхождения, α , угл.с	СКО склонения, δ , угл.с	СКО азимута, A , угл.с
Методическая ошибка по результатам измерений	1,8 (6,2 угл.с)	2,2 (7,56 угл.с)	1,3 (4,4 угл.с)	2,84	2,1	42,6
Результаты коррекции методической ошибки	1,7 (5,8 угл.с)	1,9 (6,53 угл.с)	1,1 (3,7 угл.с)	2,4	1,7	36,0
Выигрыш от коррекции ошибки	0,1 (0,4 угл.с)	0,3 (1,03 угл.с)	0,2 (0,7 угл.с)	0,44	0,4	6,6

4. Определение параметров двумерной функции Гаусса

Альтернативным подходом к уменьшению методической ошибки является аппроксимация изображения звезды, зарегистрированного на ПЗС-матрице функцией Гаусса.

Определение параметров двумерной функции Гаусса, аппроксимирующей изображение звезды, было выполнено по следующему алгоритму.

1. Вокруг максимума изображения звезды выделялся фрагмент размером 5x5 элементов. При этом полагалось, что каждый элемент изображения является двумерным интегралом искомой функции:

$$I_{ij} = k_m \int_{-1/2}^{1/2} \int_{-1/2}^{1/2} \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} \exp\left(-\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2} - \frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2}\right) dx dy, \quad (11)$$

где x_0, y_0 — координаты центра изображения звезды; k_m — масштабный коэффициент; σ_x, σ_y — среднеквадратические отклонения, ширина функции рассеяния (11) по X и Y по уровню 1/3.

2. Для каждого элемента составлялось одно уравнение связи функции Гаусса с яркостью элемента:

$$F_k = I_k - I_k^{\text{изм}} = 0, \quad (12)$$

где I_k — интегральная яркость элемента с номером k , вычисленная по формуле (11); $I_k^{\text{изм}}$ — измеренная яркость элемента с номером k ; k — номер элемента изображения звезды (от 0 до 24).

Система состояла из 25 уравнений с пятью определяемыми параметрами: $x_0, y_0, k_m, \sigma_x, \sigma_y$.

3. Данная система нелинейных уравнений была линеаризована и решалась по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений. В результате решения за счет избыточности системы были определены ошибка аппроксимации распределения и ошибки каждого из определяемых параметров. Интерес представляют ошибки определения параметров центра искомой функции. Они, по сути, и являются точностью определения координат центра звезды по методу Гаусса:

$$\mu = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{25} V_i^2}{25-5}}, \quad (13)$$

$$\sigma_{x0} = \mu \sqrt{q_{22}}, \quad (14)$$

$$\sigma_{y0} = \mu \sqrt{q_{33}}, \quad (15)$$

где V_i — разности между значением аппроксимирующей функции и реальным распределением яркости изображения звезды в i -м элементе; q_{ii} — диагональные элементы обратной матрицы нормальных уравнений; μ — среднеквадратическая ошибка единицы веса; σ_{x0}, σ_{y0} — среднеквадратические отклонения, ширина распределения по осям X и Y по уровню 1/3.

4. Проводилась оценка точности определения параметров аппроксимации.

Применение предложенного метода аппроксимации яркости изображения звезды двумерной функцией Гаусса в алгоритме работы прибора БОКЗ-М на этапе локализации позволяет уменьшить среднеквадратическую ошибку определения направления на звезды до 0,9 мкм (3,09 угл.с). Среднеквадратическая ошибка определения направлений на звезды методом среднего взвешенного составляет 1,4 мкм (4,8 угл.с).

5. Проецировалось изображение имитатора звезды на ПЗС-матрицу прибора БОКЗ-М

Эксперименты по исследованию методической ошибки были проведены с помощью имитатора звезды. Общая схема эксперимента представлена на рис. 11. В качестве имитато-

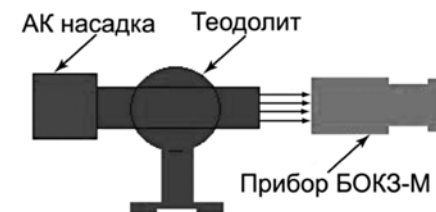


Рис. 11. Проецирование имитатора звезды на ПЗС-матрицу прибора БОКЗ-М. Схема эксперимента

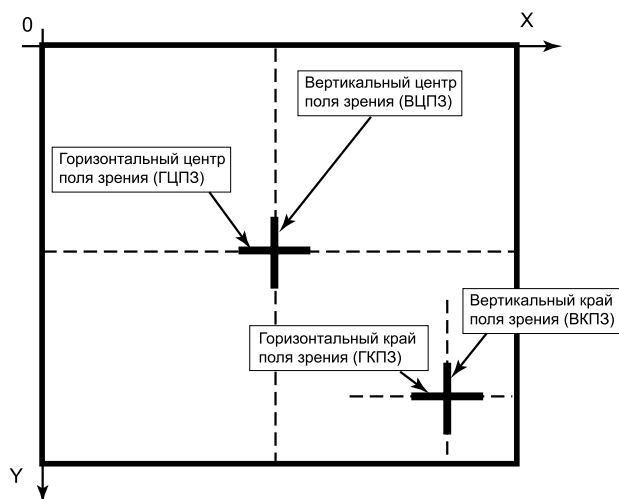


Рис. 12. Области проецирования изображения звезды на ПЗС-матрицу

ра звезды была использована автоколлимационная насадка (АК) на теодолит, с помощью которой был сформирован параллельный пучок лучей. Изображение имитатора звезды было спроецировано на ПЗС-матрицу прибора БОКЗ-М.

Изображение звезды проецировалось в двух областях ПЗС-матрицы: в центре и на краю поля зрения прибора (рис. 12).

В каждом положении поворот теодолита осуществлялся в диапазоне 3 угл. мин. (180 угл.с) раздельно по горизонтали и по вертикали с шагом 10 угл.с.

В табл. 5а и 5б приведены изображения звезд, спроецированных в центр и на край ПЗС-матрицы. На краю видна асимметричная форма распределения световой энергии в изображении звезды, что объясняется искажениями, вносимыми объективом прибора.

В табл. 6 представлены параметры функции рассеяния, аппроксимирующей изображение имитатора звезды и точность определения координат изображений (отклонение координат центра изображения звезды от истинного центра и среднеквадратические ошибки).

Таблица 5а. Распределение яркости изображения звезды в центре ПЗС-матрицы

Y	X				
	257	258	259	260	261
253	0	14	13	2	0
254	7	99	80	14	0
255	10	148	115	15	0
256	1	35	35	3	0
257	0	0	0	0	0

Таблица 5б. Распределение яркости изображения звезды на краю ПЗС-матрицы

Y	X				
	434	435	436	437	438
439	0	6	23	5	0
440	4	52	110	31	3
441	9	92	168	55	2
442	1	32	89	33	1
443	0	0	1	0	0

Таблица 6. Параметры функции рассеяния, аппроксимирующей изображение имитатора звезды

Интегральная яркость звезды	Координата X центра изображения звезды	Координата Y центра изображения звезды	Среднеквадратическое отклонение σ_x , пиксел	Среднеквадратическое отклонение σ_y , пиксел	Среднеквадратическая ошибка единицы веса, градации АЦП
584	258,42±0,01	254,71±0,02	0,56	0,68	4,7
717	435,88±0,02	440,89±0,02	0,68	0,85	3,9

При работе с изображением имитатора звезды метод среднего взвешенного и метод Гаусса позволяют определять координаты центра изображения звезды с одинаковой точностью, составляющей 0,02 в долях пиксела ПЗС-матрицы (1,1 угл.с).

Графики изменения методической ошибки представлены на рис. 13.

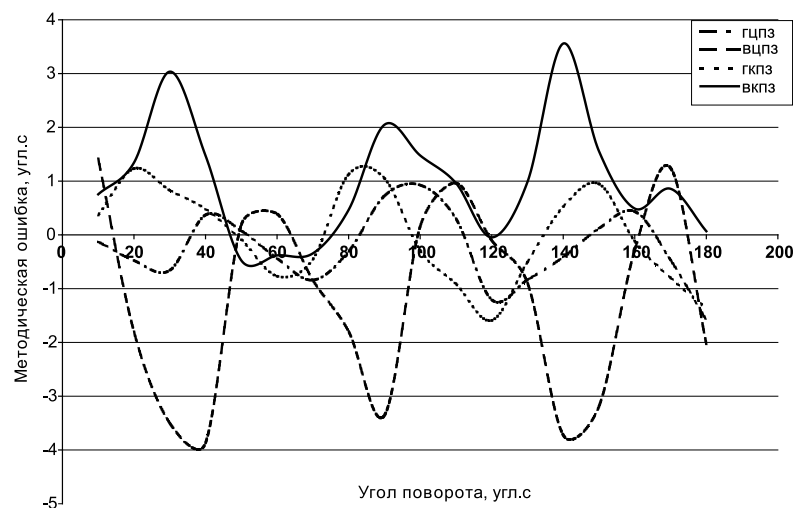


Рис. 13. Графики изменения методической ошибки

В табл. 7 для каждой серии измерений представлены средние значения методической ошибки и ее среднеквадратическое отклонение.

Таблица 7. Значения методической ошибки

Параметр	Область ПЗС-матрицы			
	горизонтальный центр поля зрения, ГЦПЗ	вертикальный центр поля зрения, ВЦПЗ	горизонтальный край поля зрения, ГКПЗ	вертикальный край поля зрения, ВКПЗ
Математическое ожидание (угл.с)	-0,24	-1,17	-0,017	0,99
Максимальное значение (угл.с)	0,93	1,74	1,23	3,56
Минимальное значение (угл.с)	-1,59	-3,87	-1,59	-0,47
Среднеквадратическая ошибка (угл.с)	0,64	1,74	0,854	1,08

Из приведенных данных видно, что при вертикальных перемещениях методическая ошибка имеет большие значения, чем при горизонтальных. Максимальное значение среднеквадратического отклонения методической ошибки составляет 1,74 угл.с. (в табл. 7 выделено полужирным шрифтом).

6. Проводилась съемка звездного неба.

Определение методической ошибки было проведено по результатам съемки звездного неба из обсерватории, находящейся на крыше здания ИКИ РАН. Прибор БОКЗ-М устанавливался на имитаторе посадочной плоскости, которая была выставлена в зенит. Реальные звезды перемещались относительно прибора за счет вращения Земли с угловой скоростью 15 угл.с/с. Снимались серии кадров с временным интервалом 10 с между кадрами. Время начала экспонирования фиксировалось по компьютерным часам.

Далее в процессе обработки на каждом кадре проводилась локализация изображений звезд и вычислялись их центры интегральной яркости.

Для каждой звезды, изображенной на серии кадров, рассчитывались измеренный угол поворота, средняя угловая скорость движения, теоретический угол поворота, ошибка определения угла.

Измеренный угол поворота определялся по формуле:

$$\alpha_{\text{изм}} = \arctg \frac{\sqrt{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}}{f}, \quad (16)$$

где x, y — текущие координаты центра звезды; x_0, y_0 — координаты центра изображения звезды на первом кадре; f — фокусное расстояние объектива.

Угловая скорость вычислялась для каждой звезды на соседних кадрах i и $i+1$:

$$\omega_i = \frac{\alpha_{\text{изм}}(i+1) - \alpha_{\text{изм}}(i)}{t_{i+1} - t_i}. \quad (17)$$

В качестве теоретической угловой скорости принималось усредненное значение ω_i .

Теоретический угол поворота был рассчитан следующим образом:

$$\alpha_m = \omega(t_i - t_0), \quad (18)$$

разность между теоретическим и измеренным углами характеризует методическую ошибку прибора. График методической ошибки представлен на рис. 14, максимум ошибки составил 4 угл.с, среднеквадратическое отклонение — 2,7 угл.с.

В табл. 8а и 8б представлены распределения яркостей изображений звезд пятой и седьмой звездных величин.

Таблица 8а. Распределение яркости изображения звезд пятой звездной величины

Y	X				
	163	164	165	166	167
196	0	0	0	0	0
197	0	22	42	9	0
198	0	71	147	19	0
199	0	5	17	6	0
200	0	0	0	0	0

Таблица 8б. Распределение яркости изображения звезд седьмой звездной величины

Y	X				
	391	392	393	394	395
119	0	0	0	0	0
120	0	0	3	0	0
121	0	1	23	2	0
122	0	0	0	0	0
123	0	0	0	0	0

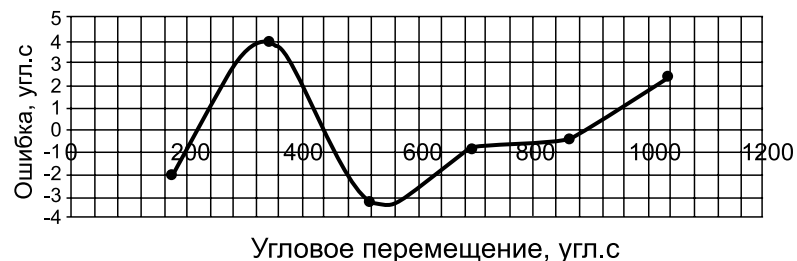


Рис. 14. График методической ошибки

Параметры функции рассеяния, аппроксимирующей изображения звезд и точность их определения, представлены в табл. 9.

Таблица 9. Параметры функции рассеяния, аппроксимирующей изображения звезд

Интегральная яркость звезды	Координата X центра изображения звезды	Координата Y центра изображения звезды	Среднеквадратическое отклонение σ_x , пиксел	Среднеквадратическое отклонение σ_y , пиксел	Среднеквадратическая ошибка единицы веса, градуса АЦП
338	164,772±0,01	197,863±0,01	0,52	0,45	1,4
29	393,039±0,01	120,877±0,01	0,338	0,32	0,1

Метод среднего взвешенного и метод Гаусса при работе с 5-й звездной величиной дают одинаковую точность определения центра изображения звезды (0,01 в долях элемента ПЗС-матрицы). При определении центра изображения звезды 7-й звездной величины точность метода среднего взвешенного составляет 0,03 (1,6 угл.с) в долях элемента, в то время как метод Гаусса сохраняет точность 0,01 (0,6 угл.с) элемента.

Основные результаты

В табл. 10 представлены основные результаты проведенных исследований величины методической ошибки.

Таблица 10. Основные результаты оценки величины методической ошибки

Вид эксперимента	Ошибка методическая, оцененная по методу среднего взвешенного, угл.с	Ошибка после коррекции, угл.с
Компьютерное моделирование (аппроксимация функцией sin)	4	0,12
Эксперименты на СДИ	4,4	3,7
Аппроксимация функцией Гаусса	4,8	3,09
Эксперименты с автоколлимационным теодолитом	1,7 (для одной звезды)	
Съемка звезд	2,7 (для одной звезды)	

Заключение

Результаты компьютерного моделирования продемонстрировали потенциальную возможность уменьшения методической ошибки с помощью аппроксимации закона ее изменения синусоидальной функцией.

Эксперименты, проведенные на СДИ, подтвердили результаты моделирования, закон изменения методической ошибки имеет синусоидальный характер. Однако в реальном случае, что видно по результатам экспериментов на СДИ, выигрыш от коррекции методической ошибки может составлять около 1 угл.с.

Аппроксимация изображения звезды на ПЗС-матрице двумерной функцией Гаусса приводит к уменьшению методической ошибки более чем на 1 угл.с. Причем преимущества аппроксимации функцией Гаусса становятся особенно заметны, когда звезда проецируется на край ПЗС-матрицы прибора, и изображение звезды становится более асимметричным.

Поскольку по результатам компьютерного моделирования при перемещениях по ПЗС-матрице изображения звезды, заданной двумерной функцией Гаусса, методическая ошибка составила 0,12 угл.с, при точной аппроксимации функции распределения звезды двумерной функцией Гаусса в пределе можно достичь указанной точности.

Литература

1. Аванесов Г.А., Алексахин Е.П., Алексахина Г.А., Балебанов В.И., Зиман Я.Л., Красиков В.А., Снеткова Н.И. Математическое обеспечение определения ориентации КА по изображениям звездного неба // Опτικο-электронные приборы в космич. экспериментах. М.: Наука, 1983. С. 124–157.
2. Кондратьева Т.В. Моделирование движения космических аппаратов и внешних условий космического пространства в процессе наземных испытаний звездных координаторов: Препринт. Пр-2120. М.: ИКИ РАН, 2005.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПЗС-МАТРИЦ РОССИЙСКОГО И ЗАРУБЕЖНОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ИСТОЧНИКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ

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

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Приведены результаты облучения ПЗС-матриц российского и зарубежного производства протонами с энергиями 155 МэВ. Показано, что при протонном воздействии на ПЗС-матрицах образуются устойчивые дефекты изображения. Установлено наличие зависимости количества дефектов на ПЗС от ее температуры, и обоснована необходимость охлаждения ПЗС-матриц в звездных датчиках для повышения их помехозащищенности при воздействии протонов.

Results of the Russian and foreign CCD arrays irradiation by protons with an energy of 155 MeV are presented. It is shown that stable image defects appear on a CCD array under proton impact. A dependence of the number of defects on a CCD on its temperature has been determined. The necessity of star trackers' CCD arrays cooling in order to improve their immunity to proton impact is substantiated.

Введение

Начиная с 1999 г. в космосе функционируют датчики звездной ориентации, разрабатываемые в Институте космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН). К числу таких датчиков относятся приборы БОКЗ, БОКЗ-У, БОКЗ-М. Наибольшее время в космосе провели приборы БОКЗ, функционирующие на геостационарном спутнике «Ямал-100» с 1999 г. по настоящее время, и приборы БОКЗ-У, работающие на Международной космической станции (МКС) с 2000 г. Последнее поколение звездных датчиков — приборы БОКЗ-М — до настоящего времени использовались в менее длительных проектах, продолжительностью от нескольких месяцев до нескольких лет, хотя их срок активного существования составляет до 15 лет. В течение указанного срока приборы должны успешно выполнять задачу определения параметров ориентации, что обеспечивается надежной работой всех компонентов, входящих в состав

приборов. В настоящей работе рассматриваются вопросы, касающиеся эффектов воздействия радиационных факторов космического пространства на ПЗС-матрицы.

1. Постановка задачи и цель проведения эксперимента

В силу того, что ПЗС-матрица является одним из важнейших компонентов звездного датчика, разработчики приборов должны предъявлять высокие требования к ее основным характеристикам, в том числе к радиационной стойкости. В приборах семейства БОКЗ используются ПЗС-матрицы «Лев-2» производства ГУП НПП «Электрон-Оптроник», г. Санкт-Петербург. Стойкость ПЗС-матриц в составе прибора к воздействию радиации обуславливается как уровнем стойкости самой ПЗС, так и уровнем конструктивной защиты ПЗС в приборе. Увеличение толщины стенок конструкции прибора приводит к повышению его массы, что нежелательно, поэтому при проектировании прибора разработчики должны по возможности выбирать ПЗС-матрицы, обладающие высоким уровнем радиационной стойкости. Радиационная стойкость ПЗС-матрицы «Лев-2», используемой до настоящего времени во всех приборах семейства БОКЗ, подтверждена, с одной стороны, результатами наземных испытаний на моделирующих установках на базе Co^{60} и на протонных ускорителях, а с другой стороны — результатами многолетней эксплуатации в космосе на различных космических аппаратах — от низкоорбитальных до геостационарных.

К сожалению, обладая несомненными достоинствами, разработанная в 80-х гг. прошлого века ПЗС-матрица «Лев-2» в настоящее время не отвечает всем требованиям, предъявляемым к современным и конкурентоспособным датчикам звездной ориентации, и не может быть использована в некоторых вновь создаваемых приборах. В связи с этим в течение нескольких лет в ИКИ РАН проводился анализ рынка ПЗС-матриц отечественного и зарубежного производства, целью которого был выбор новых моделей ПЗС-матриц, предназначенных для использования в будущих поколениях датчиков звездной ориентации и съемочных систем. Сложность задачи усугублялась тем, что производство ПЗС в России недоста-

точно развито, а зарубежные производители ПЗС-матриц не всегда готовы делиться с российскими специалистами характеристиками производимых ими устройств, а зачастую и не готовы продавать эти ПЗС-матрицы на российском рынке.

Результатом проведенного анализа явился выбор ПЗС-матрицы KODAK KAF-0261E, предназначенной для использования в составе звездного датчика БОКЗ-МФ на космическом аппарате (КА) «Фобос-Грунт», и ПЗС-матрицы KODAK KAI-1020M, которую планируется применять в составе телевизионной системы навигации и наведения (ТСНН) на том же КА.

В табл. 1 приведены основные характеристики указанных ПЗС-матриц и ПЗС-матрицы «Лев-2».

Таблица 1

Характеристика	ПЗС-матрица		
	«Лев-2»	KAF-0261E	KAI-1020M
Фирма-изготовитель	«Электрон-Оптроник»	KODAK	KODAK
Тип переноса	Полнокадровый	Полнокадровый	Строчнокадровый
Количество элементов	512×512	512×512	1000×1000
Размер элемента, мкм	16×16	20×20	7,4×7,4
Охладитель	Встроенный	Нет	Нет
Радиационная стойкость по ТУ, крад	10	Нет данных	
Использование	БОКЗ-М	БОКЗ-МФ	ТСНН

В условиях открытого космоса к основным радиационным факторам, воздействующим на приборы, относятся заряженные частицы радиационных поясов Земли, солнечных вспышек и галактических космических лучей.

Опыт работы звездных датчиков в космосе на орбитах, подверженных воздействию протонов солнечных вспышек или радиационных поясов Земли, показывает, что в результате такого воздействия на ПЗС-матрицах приборов образуется множество звездоподобных объектов, трудноотличимых от изображений настоящих звезд. Большая часть таких объектов стирается при очистке матрицы, и их положение на

изображениях меняется от экспонирования к экспонированию. В то же время при протонном воздействии в объеме матрицы могут образовываться структурные повреждения, приводящие к появлению на изображении устойчивых дефектов изображения (УДИ), то есть пространственных объектов, положение которых не меняется при обновлении изображения. Появление УДИ приводит к уменьшению полезной площади изображения, потому что занятые этими объектами элементы матрицы не генерируют сигнал при попадании в них квантов света. Накопление числа таких дефектов в процессе полета может приводить к снижению эффективности работы приборов, в состав которых входит рассматриваемая матрица.

В связи с этим необходимо на этапе принятия решения о выборе ПЗС-матрицы для использования в космическом приборе иметь информацию о стойкости такой ПЗС, в том числе и к протонному воздействию. Отсутствие подобной информации для упомянутых выше ПЗС-матриц KODAK KAF-0261E и KODAK KAI-1020M привело к необходимости проведения специалистами ИКИ РАН испытаний на протонном ускорителе. Целью испытаний являлось получение оценки вероятности возникновения УДИ на ПЗС-матрицах KODAK при облучении их потоками протонов и сравнение полученных оценок с показателями ПЗС-матрицы «Лев-2».

2. Экспериментальная оценка стойкости ПЗС-матриц к возникновению устойчивых дефектов изображения

Экспериментальный метод исследований стойкости ПЗС-матрицы к образованию УДИ заключается в облучении ее потоком протонов заданной энергии под различными углами и получении оценки вероятности возникновения УДИ в элементе матрицы. Искомая вероятность определяется для набранного в течение эксперимента флюенса протонов на основе числа элементов матрицы, занятых УДИ.

Испытания ПЗС-матриц в составе приборов (рис. 1) проводились на базе Института теоретической и экспериментальной физики (ИТЭФ). Облучение осуществлялось протонами с энергиями 155 МэВ. Ускоритель работал в импульсном режиме, время вывода пучка из ускорителя со-

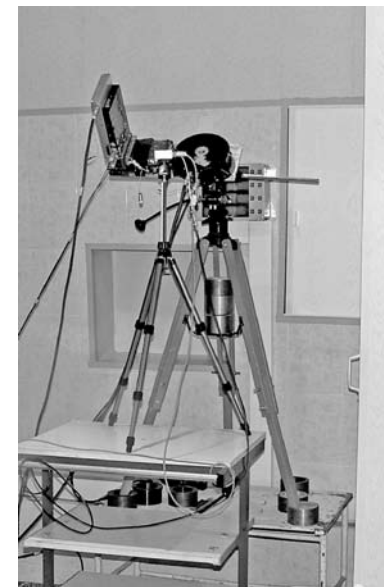


Рис. 1. Облучение ПЗС-матриц в составе приборов

ставляло около 200 нс, частота следования импульсов — примерно один раз в три секунды. За импульс выводился пучок с флюенсом около 9000 частиц/см².

В процессе облучения каждый из приборов находился в активном электрическом режиме, и периодически осуществлялось экспонирование и сохранение темновых изображений ПЗС-матриц.

При облучении ПЗС-матрицы «Лев-2» под разными углами падения протонов к ее поверхности было показано, что в зависимости от угла прохождения частиц через чувствительный слой ПЗС на получаемых изображениях образуются точечные или вытянутые объекты (рис. 2), которые исчезают при очистке матрицы перед следующим экспонированием. В ходе эксперимента было установлено, что ПЗС-матрица «Лев-2» показала высокий уровень стойкости к возникновению УДИ при воздействии протонов. После внесения в ПЗС суммарного флюенса $1,83 \cdot 10^7$ частиц/см² на ней не было зарегистрировано ни одного устойчивого дефекта изображения.

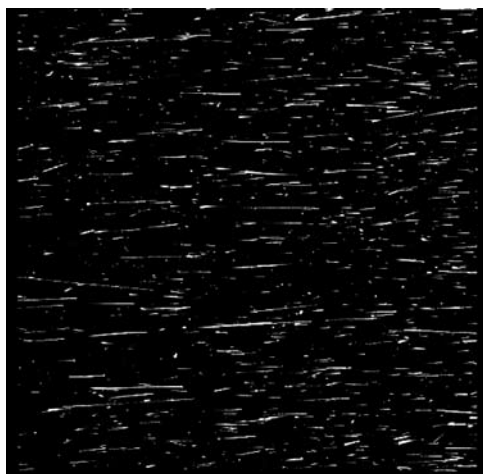


Рис. 2. Изображение, полученное с ПЗС-матрицы «Лев-2» при падении протонов под скользящими углами к поверхности

На рис. 3, 4 представлены образцы изображений, полученных с ПЗС-матриц KODAK KAF-0261E и KODAK KAI-1020M при облучении их протонами с энергиями 155 МэВ.

Облучение ПЗС-матриц KODAK осуществлялось как при фронтальном падении протонов на ПЗС, так и при падении протонов под углом 45° к плоскости матриц. Суммарный флюенс составил $1,83 \cdot 10^7$ частиц/см². В табл. 2 приведены данные о числе объектов на изображениях, полученных с ПЗС-матрицы KODAK KAF-0261E до, в процессе и после эксперимента при времени экспонирования 0,4 с.

Таблица 2

Флюенс	Число УДИ размером в 1 элемент	Число УДИ размером от 2 до 9 элементов
0	15	3
$0,86 \cdot 10^7$ частиц/см ²	282	93
$1,83 \cdot 10^7$ частиц/см ²	518	167
Через трое суток после окончания облучения	266	14
Через 14 суток после окончания облучения	157	10

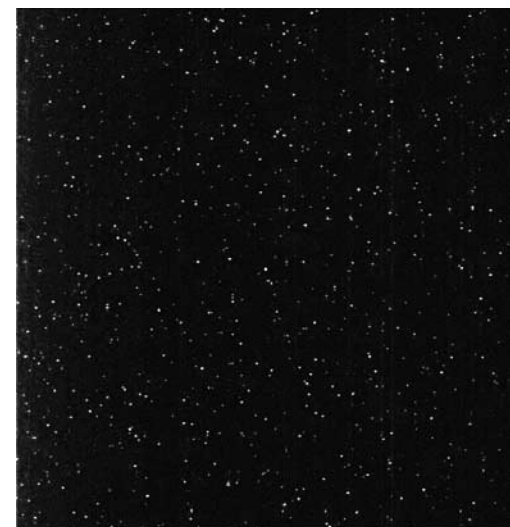


Рис. 3. Изображение, полученное с ПЗС-матрицы KODAK KAF-0261E при фронтальном падении протонов



Рис. 4. Изображение, полученное с ПЗС-матрицы KODAK KAI-1020M при падении протонов под углом к поверхности

В табл. 3 приведены аналогичные данные для ПЗС-матрицы KODAK KAI-1020M.

Таблица 3

Флюенс	Число УДИ размером в 1 элемент	Число УДИ размером от 2 до 9 элементов
0	126	0
$0,86 \cdot 10^7$ частиц/см ²	487	2
$1,83 \cdot 10^7$ частиц/см ²	730	10
Через трое суток после окончания облучения	444	4
Через 14 суток после окончания облучения	424	2

Воздействие протонов приводит к возрастанию темного сигнала и удержанию его на этом уровне в ряде элементов ПЗС-матриц. При этом устойчивым дефектом изображения считается такой элемент (или группа соседних элементов) матрицы, яркость которого превышает некое пороговое значение P , определяемое по формуле

$$P = M + 3\sigma,$$

где M — среднее значение яркости по полю ПЗС-матрицы; σ — дисперсия M .

Как видно из табл. 2, 3, с ростом числа попавших на ПЗС-матрицу протонов на изображениях наблюдалось увеличение числа устойчивых дефектов, большинство из которых имели площадь в один элемент ПЗС, но часть из них содержала от 2 до 9 элементов. После окончания облучения ПЗС-матрицы находились при комнатной температуре, что привело к отжигу части образованных дефектов в течение первых четырнадцати суток, но в дальнейшем отжиг практически прекратился, и число УДИ на ПЗС осталось постоянным.

Так как ПЗС-матрица KODAK KAF-0261E предназначена для использования в составе звездного датчика, рассмотрим, каким образом радиационно-индуцированные дефекты могут оказывать негативное воздействие на решение задачи распознавания звездоподобных объектов и определения параметров ориентации.

При обработке полученного прибором изображения группы звезд выполняется локализация объектов, т. е. выделение пространственно связанных элементов ПЗС, яркости которых превышают пороговое значение. При этом в дальнейшую обработку не берутся объекты, размеры и интегральная яркость которых выходят за определенные границы. Затем для каждого локализованного объекта выполняется расчет координат его энергетического центра и проводится распознавание объектов в бортовом звездном каталоге.

В случае, если размер дефекта составляет от одного до двух элементов ПЗС-матрицы и его координаты не совпадают с координатами ни одного из зарегистрированных объектов, такой дефект будет отбракован на этапе локализации как имеющий размер меньше минимально допустимого. В случае, если размер дефекта превышает два элемента ПЗС и его интегральная яркость будет больше минимально допустимой и меньше максимально возможной, этот дефект будет зарегистрирован в качестве отдельного объекта и сможет участвовать в процедуре распознавания. Учитывая, что алгоритм работы прибора предусматривает прогнозирование перемещения гидрируемых звезд по изображению, вероятность того, что радиационно-индуцированный дефект будет использован для распознавания, достаточно мала. Гораздо более неприятной представляется ситуация, при которой происходит примыкание дефекта к кластеру, содержащему изображение звезды. В этом случае координаты энергетического центра звездоподобного объекта будут рассчитаны с ошибкой, что, в свою очередь, приведет к уменьшению вероятности распознавания такого объекта в бортовом каталоге. Как следует из сказанного, наличие УДИ на изображениях может затруднять решение прибором задачи определения параметров ориентации с заданной частотой и точностью, поэтому для ПЗС-матриц, подверженных возникновению таких дефектов, необходимо разрабатывать меры по борьбе с этими дефектами.

Для исследования возможности парирования негативно-го эффекта воздействия протонов на ПЗС-матрицу с помощью изменения ее температурного режима были проведены соответствующие наблюдения за ПЗС при разных значениях

температур. В табл. 4 приведены данные о зависимости числа дефектов на ПЗС-матрице KODAK KAF-0261E от температуры после облучения.

Таблица 4

Температура, °С	Число УДИ размером в 1 элемент	Число УДИ размером от 2 до 9 элементов
-15	6	2
-5	5	4
0	7	4
+5	17	15
+10	43	5
+15	79	10
+25	265	17

Как следует из табл. 4, при охлаждении ПЗС-матрицы до температуры 0 °С и ниже яркости дефектов становятся меньше порогового значения, и такие дефекты не регистрируются в качестве отдельных объектов. При этом необходимо отметить, что уменьшение количества дефектов на изображениях ПЗС при понижении температуры является обратимым эффектом, т. е. после окончания охлаждения число дефектов вновь возрастает до исходного значения.

Наблюдаемый процесс уменьшения числа УДИ на ПЗС-матрице KODAK KAF-0261E при понижении температуры хорошо согласуется с результатами испытаний ПЗС-матрицы «Лев-2» на протонном ускорителе и данными эксплуатации таких матриц в космосе. Как было сказано выше, при воздействии на ПЗС «Лев-2» протонного потока с флюенсом $1,83 \cdot 10^7$ частиц/см² на ней не было зарегистрировано ни одного устойчивого дефекта изображения. Кроме того, на ПЗС-матрицах приборов БОКЗ, установленных на геостационарных спутниках, в течение девятилетней эксплуатации в космосе не было зафиксировано появления ни одного УДИ. ПЗС-матрица «Лев-2», в отличие от ПЗС KODAK, охлаждается в составе прибора до -18 °С. Как следует из вышесказанного, именно эта ее особенность и является определяющей с точки зрения стойкости к возникновению УДИ при воздействии протонов.

В случае с ПЗС-матрицей KODAK KAI-1020M, которая предназначена для использования в составе съемочных камер, воздействие протонов будет проявляться менее критично в связи с тем, что камеры будут работать с малыми временами экспонирования, составляющими несколько десятков миллисекунд. Кроме того, для получаемых с таких камер изображений поверхности космических объектов не является фатальным наличие одиночных УДИ, а число кластерных УДИ, образованных на ПЗС-матрице KODAK KAI-1020M под воздействием протонов, мало (см. табл. 3).

Заключение

Проведенные испытания ПЗС-матриц «Лев-2», KODAK KAF-0261E, KODAK KAI-1020M на протонном ускорителе показали, что неохлаждаемые ПЗС-матрицы подвержены возникновению устойчивых дефектов изображений при воздействии на них протонов, при этом наблюдаются как дефекты размером в 1 элемент ПЗС, так и кластерные дефекты. Наличие УДИ на ПЗС-матрицах, входящих в состав звездных датчиков, может приводить к невозможности определения прибором параметров ориентации, поэтому разработчикам необходимо искать пути по преодолению указанного негативного воздействия. В ходе проведенных экспериментов было установлено, что охлаждение ПЗС-матриц до отрицательных температур позволяет уменьшить число УДИ практически до нуля, что в сочетании с программно-алгоритмическими решениями позволит звездным датчикам на протяжении длительных сроков функционирования успешно решать свои целевые задачи. Сказанное подтверждает опыт работ в космосе звездных датчиков семейства БОКЗ, имеющих в своих составах охлаждаемые ПЗС-матрицы «Лев-2».

ИСПЫТАНИЯ ПЗС-ЛИНЕЕК
НА ИСТОЧНИКАХ ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ Co^{60}
РАЗЛИЧНОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ

С.В. Воронков, Т.Ю. Дроздова

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Приведены результаты исследования влияния гамма-излучения различной интенсивности на работоспособность ПЗС-линеек и оценку их стойкости.

Results of studying gamma-ray influence of various intensity on the CCD-line working ability and immunity are presented.

Введение

Электронные компоненты и микросхемы, входящие в состав приборов космического назначения, должны быть способны выдерживать воздействие радиационных факторов космического пространства на протяжении всего срока функционирования. В случае если данные о радиационной стойкости компонентов не предоставлены их производителями, перед разработчиками приборов встает задача проведения радиационных испытаний на моделирующих установках.

Моделирование воздействия ионизирующего излучения космического пространства при наземных испытаниях заключается в проведении облучения микросхем на гамма-установках с темпом внесения дозы 1...10 рад/с и последующего термического отжига. Однако параметры воздействия при этих испытаниях отличаются от реальных условий эксплуатации компонентов на борту космических аппаратов (КА) как по интенсивности, так и по спектральным характеристикам облучения. Такие испытания не всегда позволяют учесть возможность отжига радиационно-индуцированных дефектов в процессе внесения дозы. Поэтому оценка радиационной стойкости испытываемых компонентов может оказаться недостоверной.

Предположим, что существует зависимость радиационной стойкости электронных компонентов от интенсивности внесения дозы в процессе эксперимента. Выявить такую за-

висимость можно при проведении испытаний электронных компонентов на источниках гамма-излучения различной интенсивности. Это позволит в дальнейшем определять расчетным путем стойкость компонентов к воздействию низкоинтенсивного излучения по результатам испытаний на установках с высокой интенсивностью излучения.

Для решения указанной задачи в ИКИ РАН была создана моделирующая гамма-установка на базе источника Co^{60} и проведены испытания входящих в состав оптических солнечных датчиков (ОСД) ПЗС-линеек при различных интенсивностях излучения.

Испытания ПЗС-линеек при высокой интенсивности излучения

В приборах ОСД используются ПЗС-линейки Sony. Так как данные по их радиационной стойкости отсутствовали, несколько образцов ПЗС-линеек Sony ILX703A и Sony ILX751B прошли ряд испытаний на стойкость к гамма-излучению на источниках Co^{60} .

Цель испытаний состояла в определении пригодности ПЗС-линеек указанных типов к использованию в ОСД с точки зрения стойкости к воздействию ионизирующего излучения космического пространства, а также в нахождении зависимости уровня радиационной стойкости от интенсивности излучения.

Критерий стойкости исследуемых типов ПЗС-линеек в составе прибора ОСД к воздействию радиационных факторов выбирался исходя из следующих соображений.

При прохождении света через щелевую диафрагму, расположенную в ОСД перед ПЗС-линейкой, на изображении образуются девять откликов колоколообразной формы (кластеров), по числу щелей в диафрагме (рис. 1). Направление на Солнце вычисляется в ОСД на основе анализа положения кластеров на изображении ПЗС-линейки.

Воздействие ионизирующего излучения на ПЗС-линейки может стать причиной увеличения уровня темнового сигнала ПЗС, уменьшения уровня насыщения и изменения других характеристик. Это приведет к понижению максимального уровня сигнала ПЗС-линейки и соотношения сигнал/шум

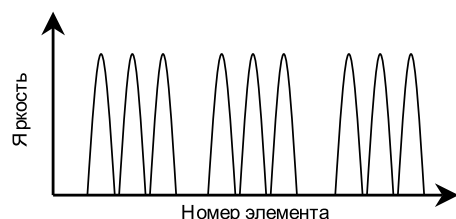


Рис. 1. Сигнал ПЗС-линейки

и, в конечном итоге, к снижению точности выполняемых прибором измерений или невозможности определения прибором направления на источник света.

Таким образом, при проведении экспериментов по облучению ПЗС-линеек контролировался уровень максимального сигнала ПЗС при подсветке источником света постоянной яркости, а также уровень темнового сигнала ПЗС. На основе анализа получаемых данных для каждой испытываемой ПЗС-линейки определялась критическая доза, т. е. доза, при поглощении которой указанные параметры выходят за допустимые границы, и процедура определения направления на источник света не может быть выполнена.

Испытания проводились в Российском научном центре рентгенорадиологии с использованием пучка излучения гамма-терапевтического аппарата РОКУС-АМ на базе Co^{60} .

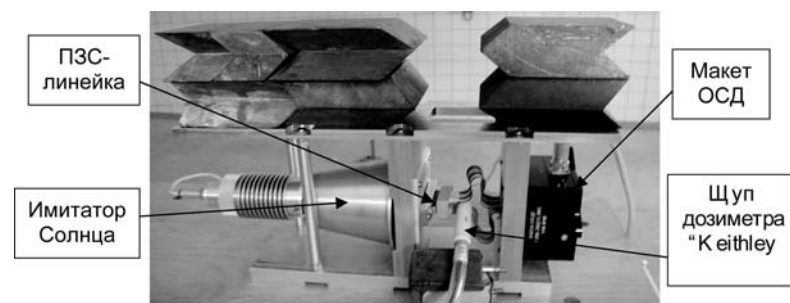


Рис. 2. Конструкция с закрепленными макетом ОСД и имитатором Солнца для испытаний ПЗС-линеек

Для проведения испытаний использовался лабораторный макет прибора ОСД, позволяющий менять образцы ПЗС-линеек в процессе эксперимента. В качестве источника света применялся имитатор Солнца (рис. 2).

Конструкция с закрепленными на ней прибором ОСД и имитатором Солнца располагалась под источником излучения, причем облучению подвергалась только ПЗС-линейка, остальная электроника прибора была закрыта свинцовыми блоками.

Перед началом облучения проводился замер экспозиционной дозы гамма-излучения на уровне ПЗС-линейки с использованием клинического дозиметра типа «Keithley 35040». При фиксированном расстоянии от прибора до источника излучения темп внесения дозы считался постоянным и составлял 1 рад/с.

Для проведения эксперимента использовались четыре ПЗС-линейки. Три образца ПЗС облучались во включенном (активном) состоянии, т. е. в течение всего эксперимента на образцы подавалось питание и происходило постоянное считывание информации. В промежутках между облучениями контролировался максимальный уровень сигнала образца ПЗС-линейки при работе с включенным имитатором Солнца. К сожалению, ряд особенностей электрических схем, используемых в макете ОСД при проведении эксперимента, не позволял контролировать изменение уровня темнового сигнала ПЗС. Один образец ПЗС облучался в выключенном (пассивном) состоянии, контроль его параметров проводился в промежутках между облучениями.

В ПЗС-линейках Sony ILX703A влияние радиационно-индуцированных дефектов приводит к уменьшению уровня смещения, что проявляется в виде уменьшения максимального уровня получаемого с ПЗС-линейки сигнала при определении направления на источник света имитатора Солнца.

На рис. 3 представлены графики изменения максимального сигнала ПЗС в зависимости от накопленной дозы для одного из образцов, облучавшегося во включенном состоянии, и для образца, облучавшегося в выключенном состоянии, на интервале внесения дозы от 9000 до 21500 рад. Интервал внесения дозы от 0 до 9000 рад отмечен монотон-

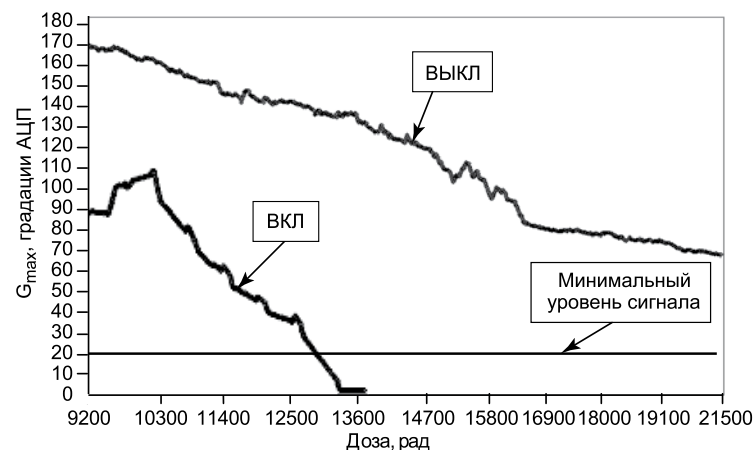


Рис. 3. Изменение максимальных значений сигналов образцов ПЗС-линейки Sony ILX703A

ным снижением максимального уровня сигнала для обоих образцов. Из графика видно, что снижение максимального уровня сигнала ПЗС-линеек Sony ILX703A с ростом суммарной поглощенной дозы происходит быстрее у образца, облучавшегося во включенном состоянии.

Горизонтальной линией на графике отмечено минимальное значение сигнала, при достижении уровня которого программно-алгоритмическое обеспечение прибора перестает вычислять направление на источник света. Суммарная накопленная доза, при которой максимальный уровень сигнала не превышает порогового значения, считается критической.

В табл. 1 приведены уровни поглощенных доз для облучаемых образцов ПЗС-линеек Sony ILX703A.

Таблица 1

№ образца	Режим работы	Суммарная поглощенная доза, крад
1	ВКЛ	9,2
2	ВЫКЛ	21,5
3	ВКЛ	13,2
4	ВКЛ	15,5

Образец № 1 облучался до внесения в него суммарной дозы, определяющей ожидаемый уровень воздействия на ПЗС-линейки, функционирующие в составе ОСД на КА. При испытаниях образцов № 2–4 ставилась задача определения уровня критической дозы, после внесения которой максимальное значение сигнала в кластерах ПЗС становилось меньше допустимого (см. рис. 3). Значения критических доз для указанных образцов приведены в табл. 1. Характеристики образца № 2, облучавшегося в выключенном состоянии, изменялись гораздо медленнее, чем характеристики остальных образцов. Облучение образца № 2 было остановлено после внесения в него суммарной дозы 21,5 крад, при этом образец был работоспособен и позволял прибору ОСД определять направление на источник света.

Принимая во внимание, что, в соответствии с существующими нормативными документами, решение о стойкости микросхемы к заданному уровню воздействия определяется по результатам облучения и последующего отжига, в течение нескольких месяцев проводилось наблюдение за процессом отжига радиационно-индуцированных дефектов в облученных образцах ПЗС. Значительную часть времени в процессе отжига ПЗС-линейки находились в выключенном состоянии при комнатной температуре. Каждые 7 дней осуществлялся контроль максимального уровня сигнала ПЗС-линеек при работе с имитатором Солнца, а также уровня их темнового сигнала. Два образца ПЗС были подвергнуты термическому отжигу при температуре 100 °С в течение 168 ч.

На рис. 4 представлен график зависимости максимального уровня сигнала образца № 3 ПЗС-линейки Sony ILX703A от времени. Данные были получены при работе ПЗС в составе макета ОСД с использованием имитатора Солнца. Видно, что в ходе отжига уровень максимального сигнала ПЗС начинает расти и в конечном итоге достигает значений, близких к наблюдаемым до начала облучения.

На остальных образцах ПЗС, подвергнутых отжигу, наблюдалась аналогичная картина. По результатам отжига, все образцы ПЗС-линеек Sony ILX703A признаны стойкими к суммарным поглощенным дозам ионизирующего излучения, значения которых приведены в табл. 1.

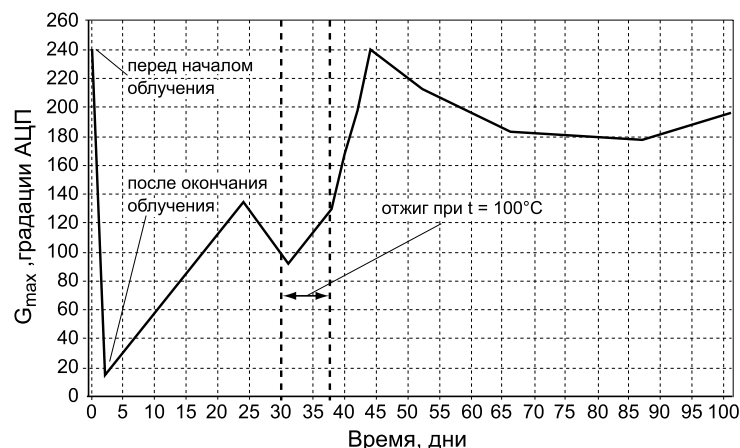


Рис. 4. График зависимости максимального уровня сигнала образца ПЗС-линейки Sony ILX703A, облученной во включенном состоянии, от дня наблюдения

В ходе испытаний ПЗС-линеек Sony ILX751B в каждый из четырех образцов, три из которых облучались во включенном состоянии, а один — в выключенном, была внесена поглощенная доза 15,5 крад. Влияние радиационно-индуцированных дефектов в ПЗС-линейках Sony ILX751B проявилось в росте темнового сигнала. В табл. 2 приведены значения темнового сигнала ПЗС-линеек, полученные при времени экспонирования 1 мс до облучения и после внесения в ПЗС поглощенной дозы.

При этом значительного изменения максимального уровня сигнала образцов ПЗС-линеек по мере внесения

Таблица 2

№ образца	Режим работы	Темновой сигнал до облучения, град. АЦП	Темновой сигнал после внесения в ПЗС 15,5 крад, град. АЦП
1	ВКЛ	1	37
2	ВЫКЛ	1	30
3	ВКЛ	1	39
4	ВКЛ	1	25

поглощенной дозы не было отмечено. После внесения в ПЗС-линейки 15,5 крад макет ОСД был способен определять направление на источник света при работе со всеми облученными ПЗС.

По окончании облучения в течение нескольких месяцев проводилось наблюдение за процессом отжига радиационно-индуцированных дефектов в ПЗС-линейках. В ходе отжига было отмечено снижение уровня темнового сигнала каждой из ПЗС-линеек. При использовании облученных ПЗС-линеек в макете ОСД направление на источник света определялось с заданной точностью. Все сказанное позволяет признать ПЗС-линейки Sony ILX751B стойкими к суммарной поглощенной дозе ионизирующего излучения 15,5 крад.

Испытания ПЗС-линеек при низкой интенсивности излучения

Как уже упоминалось, испытания электронных компонентов приборов при повышенных интенсивностях излучения позволяют быстро получить оценку радиационной стойкости, но достоверность такой оценки в случае компонентов космического назначения может быть низкой, в силу отличия условий испытаний от условий космического пространства. Речь здесь идет в первую очередь о скорости внесения дозы в испытуемый компонент. Исследование характера поведения критических параметров микросхем при накоплении дозы в условиях низкой интенсивности ионизирующих излучений требует экспериментов при темпах вноса дозы, близких к наблюдаемым в реальных условиях полета. Для проведения подобного рода экспериментов в ИКИ РАН создана «Гамма-установка низкоинтенсивного излучения», позволяющая проводить облучение электронных компонентов и микросхем при интенсивностях излучения от $2 \cdot 10^{-4}$ до $1 \cdot 10^{-2}$ рад/с.

Для проведения испытаний на установке низкоинтенсивного излучения были взяты по два образца каждого типа ПЗС-линеек Sony ILX 703A и ILX 751B. Образцы выбраны из тех же производственных партий, что и ПЗС-линейки, испытанные ранее в Российском научном центре рентгено-радиологии. Испытания ПЗС-линеек на установке проходили в составе макетной платы, осуществляющей управление

электрическими режимами работы ПЗС и контроль их параметров. При этом обеспечивалась максимальная близость электрических режимов работы ПЗС-линеек к штатным, используемым в ОСД.

Схема эксперимента для каждой модели ПЗС-линеек была одинаковой. Одна ПЗС находилась все время в активном состоянии (при поданном питании), вторая ПЗС-линейка — в пассивном (выключенном) состоянии, ее включение осуществлялось раз в сутки на несколько минут с целью контроля параметров. Контроль параметров ПЗС-линеек проводился в автоматическом режиме один раз в сутки. Интенсивность излучения составляла $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с.

Сравнение данных, накопленных в процессе испытаний ПЗС-линеек Sony ILX703A на низкоинтенсивной установке, с данными, полученными в процессе облучения таких же ПЗС-линеек при мощности дозы 1 рад/с, позволило оценить степень влияния интенсивности излучения на радиационную стойкость этих ПЗС-линеек.

При проведении испытаний на гамма-установке в ИКИ РАН контролировались те же параметры ПЗС, что и в процессе эксперимента при мощностях дозы 1 рад/с. Воздействие ионизирующего излучения привело к росту темнового сигнала и снижению максимального уровня сигнала в каждом из образцов ПЗС, при этом у образца, находившегося в активном состоянии при облучении, изменение наблюдаемых параметров происходило интенсивнее, чем у пассивного образца.

На рис. 5 представлены три кривые, описывающие динамику изменения максимального сигнала ПЗС-линейки Sony ILX703A при накоплении дозы в зависимости от интенсивности излучения и электрического режима работы ПЗС.

Цифрами на рис. 5 обозначены кривые: 1 — нормированные значения максимального сигнала ПЗС-линейки, облучаемой при мощности дозы 1 рад/с во **включенном** состоянии; 2 — нормированные значения максимального сигнала ПЗС-линейки, облучаемой при мощности дозы $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с во **включенном** состоянии; 3 — нормированные значения максимального сигнала ПЗС-линейки, облучаемой при мощности дозы $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с во **выключенном** состоянии.

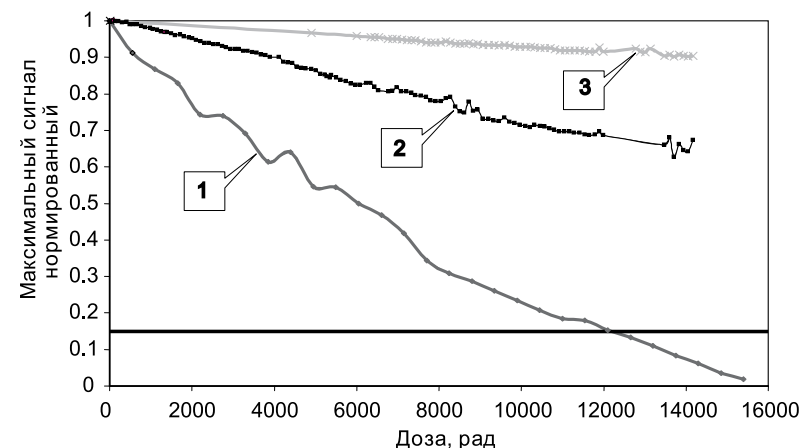


Рис. 5. Зависимость нормированного максимального уровня сигнала ПЗС-линейки Sony ILX703A от внесенной дозы

Горизонтальная линия на рис. 5 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 в Российском научном центре рентгенорадиологии, кривые 2 и 3 — при испытаниях образцов ПЗС на «Гамма-установке низкоинтенсивного излучения» в ИКИ РАН.

Как видно из данных рис. 5, при воздействии низкоинтенсивного излучения характеристики ПЗС-линейки деградируют 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. 5).

Влияние электрического режима работы на изменение характеристик ПЗС-линеек при внесении дозы также иллюстрирует рис. 6, на котором показано, как изменялся средний уровень темнового сигнала активной ПЗС (см. 1 на рис. 6) и пассивной ПЗС (см. 2 на рис. 6).

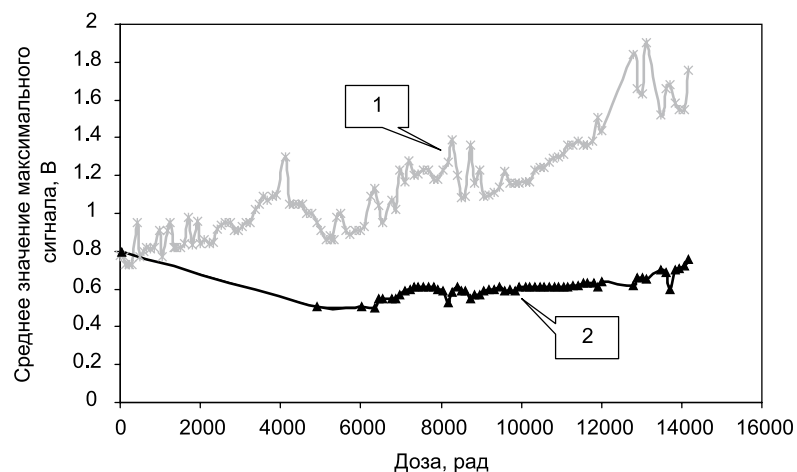


Рис. 6. Зависимость среднего уровня темного сигнала ПЗС-линейки Sony ILX703A от внесенной дозы

При испытаниях ПЗС-линеек Sony ILX751B на воздействие низкоинтенсивного излучения контролировались уровень темного сигнала, а также разность между максимальным уровнем сигнала в кластерах, образованных прохождением света через расположенную перед ПЗС светонепроницаемую маску с тремя щелями, и средним уровнем темного сигнала.

На рис. 7 представлены зависимости уровней темного сигнала активной (см. 1 на рис. 7) и пассивной (см. 2 на рис. 7) ПЗС Sony ILX751B от поглощенной дозы при интенсивности облучения $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с.

При сравнении данных рис. 7 и значений, приведенных в табл. 2, видно, что при уменьшении интенсивности излучения наблюдается уменьшение темпа роста темного сигнала ПЗС-линеек Sony ILX751B.

На рис. 8 представлены графики, характеризующие изменение нормированного значения разности между максимальным уровнем сигнала в кластерах и средним уровнем темного сигнала по мере внесения дозы для испытаний на источниках различной интенсивности.

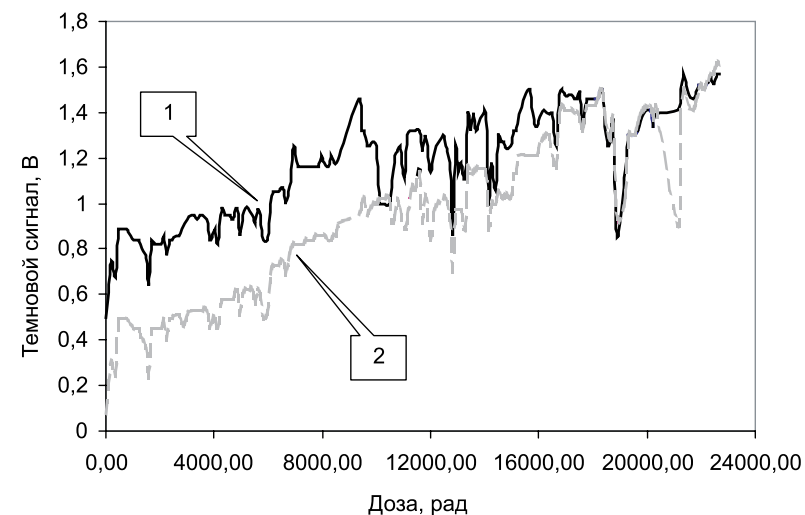


Рис. 7. Зависимость темного сигнала ПЗС-линеек Sony ILX751B от внесенной дозы

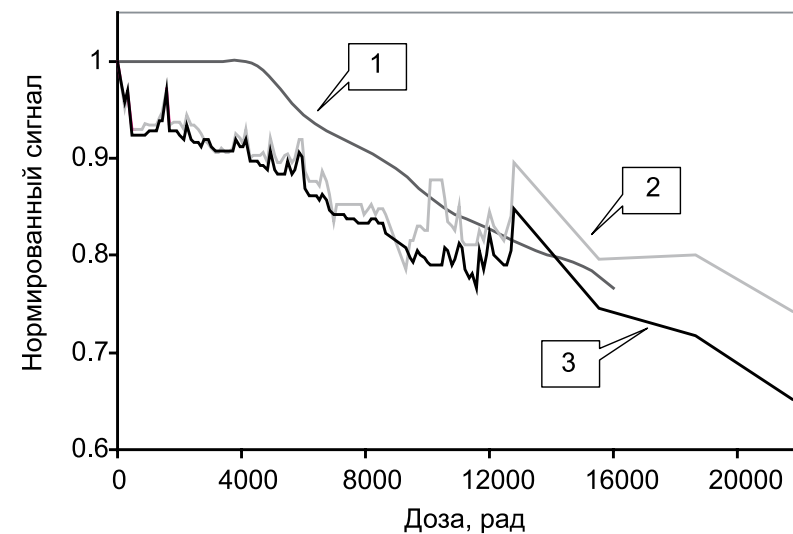


Рис. 8. Зависимость нормированного значения разности максимального сигнала и темного сигнала ПЗС Sony ILX751B от внесенной суммарной дозы

Цифрами на рис. 8 обозначены кривые: 1 — нормированные значения разности максимального уровня сигнала в кластерах и темного сигнала ПЗС-линейки, облучаемой при мощности дозы 1 рад/с во **включенном** состоянии; 2 — нормированные значения разности максимального уровня сигнала в кластерах и темного сигнала ПЗС-линейки, облучаемой при мощности дозы $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с во **включенном** состоянии; 3 — нормированные значения разности максимального уровня сигнала в кластерах и темного сигнала ПЗС-линейки, облучаемой при мощности дозы $1,2 \cdot 10^{-3}$ рад/с в **выключенном** состоянии.

Графики показывают, что значительных отличий в характере изменения наблюдаемых параметров при испытаниях образцов ПЗС Sony ILX751B на источниках различной интенсивности не отмечено, в отличие от ПЗС-линейки Sony ILX703A, радиационная стойкость которой повышалась при уменьшении интенсивности излучения.

Выводы

При проведении экспериментальных работ были получены следующие основные результаты.

1. Характеристики ПЗС-линеек подвержены деградации вследствие влияния радиационно-индуцированных дефектов.
2. На скорость изменения характеристик ПЗС может оказывать влияние как электрический режим их работы, так и интенсивность излучения.
3. Наибольшую радиационную стойкость показали образцы ПЗС-линеек, облучавшиеся при низком темпе вноса дозы в выключенном состоянии.
4. При испытаниях ПЗС-линеек Sony ILX703A наблюдалось существенное замедление деградации параметров при понижении интенсивности излучения, в случае ПЗС-линеек Sony ILX751B эффект понижения мощности дозы не оказывал значительного влияния на темп изменения контролируемых параметров.
5. Для использования в существующих проектах в составе ОСД пригодны как ПЗС-линейки Sony ILX703A, так и ПЗС-линейки Sony ILX751B.

ИСПЫТАНИЯ ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА НА ПРОТОННОМ УСКОРИТЕЛЕ

С.В. Воронков, Т.Ю. Дроздова

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Представлен сравнительный анализ математического моделирования протонного воздействия на работу оптического солнечного датчика и результатов испытаний ОСД на протонном ускорителе.

A comparative analysis of mathematical modeling the proton influence on the optical solar sensor operation together with results of the optical solar sensor testing on the proton accelerator are presented.

При выполнении программы полета космические аппараты и бортовая аппаратура подвергаются воздействию заряженных частиц, в том числе протонов солнечных космических лучей (СКЛ) и галактических космических лучей (ГКЛ). Оптический солнечный датчик предназначен для работы в системах управления ориентацией космических аппаратов. Испытания оптического солнечного датчика (ОСД) на протонном ускорителе проводились с целью получения оценки стойкости электронных компонентов прибора к возникновению одиночных сбоев при воздействии протонов космического пространства.

Вызванные попаданием протонов в микросхемы ОСД одиночные сбои могут приводить к нарушениям штатного функционирования прибора или его отказу. Кроме того, воздействие протонов на оптический блок ОСД приводит к образованию помеховых объектов на изображениях ПЗС-линейки, что в свою очередь может стать причиной возникновения ошибок при определении ориентации.

Исследования влияния протонного излучения на работу оптического солнечного датчика проводились в два этапа:

1. Испытания фотоприемного элемента прибора — ПЗС-линейки — в составе макета ОСД на стойкость к протонному излучению и оценка работоспособности прибора при протонном воздействии с помощью математического моделирования.

2. Испытания штатного оптического солнечного датчика на стойкость к воздействию протонного излучения с точки зрения возникновения одиночных сбоев и возможности определения направления на источник света с заданной точностью.

Первым этапом исследования влияния протонного воздействия на работу ОСД стали испытания лабораторного макета прибора, которые были выполнены на ускорителе протонов в Институте теоретической и экспериментальной физики (ИТЭФ).

К основным задачам, решаемым в ходе выполнения первого этапа эксперимента, относились следующие:

- проверка работоспособности светочувствительного элемента прибора — ПЗС-линейки — в условиях воздействия потока протонов;
- получение данных для математического моделирования и анализа последствий воздействия потока протонов на прибор в режиме штатной работы.

В ходе испытаний прибор ОСД подвергался воздействию потоков протонов с энергиями от 20 до 100 МэВ. Прибор работал в автоматическом режиме, кадры ПЗС-линейки сохранялись на компьютере контрольно-испытательной аппаратуры (КИА). В дальнейшем осуществлялась обработка полученных изображений с целью вычленения тех кадров, которые содержали сигналы, вызванные попаданием протонов на ПЗС-линейку. Путем обработки экспериментальных данных были построены распределения амплитуд сигналов, вызываемых протонами разных энергий при попадании их на ПЗС. Эти распределения характеризуют частоту появления сигналов соответствующих амплитуд при воздействии протонов в пересчете на общее число кадров. Анализ распределений показал, что с увеличением энергии воздействующих на прибор протонов вероятность появления сигналов в ячейках ПЗС-линейки уменьшается. Распределения амплитуд полученных сигналов, независимо от энергий протонов, имеют примерно один и тот же вид, средние значения распределений лежат в диапазоне 10...20 градаций 8-разрядного аналого-цифрового преобразователя (АЦП).

Переходя от результатов испытаний к работе датчика в условиях космоса при регистрации солнечного света, можно сказать следующее. В соответствии с алгоритмом работы прибора при каждом экспонировании рассчитывается значение порога для последующей отбраковки пикселей, сигналы в которых по амплитуде не превышают данное пороговое значение. Величина порога варьируется от кадра к кадру, но не может быть меньше 20 градаций АЦП. Из результатов эксперимента следует, что значительная часть протонов, попавших на ПЗС-линейку вне изображений щелей (кластеров), будет отсеяна по данному признаку. В дополнение к этому при обработке кадра производится отсев кластеров, ширина которых не превышает 5 пикселей ПЗС-линейки, а сигналы, вызванные попаданием протонов в ПЗС, занимают не более двух пикселей ПЗС-линейки. Таким образом, влияние на алгоритм определения ориентации могут оказать только протоны, вызвавшие появление сигналов в уже засвеченных Солнцем пикселях ПЗС, что может привести к смещению положений энергетических центров кластеров и ошибкам при определении направления на Солнце.

С целью проверки степени влияния сигналов, оставленных протонами, на алгоритм определения направления на Солнце было выполнена следующая процедура. Брался кадр, полученный с прибора ОСД при натурных съемках Солнца. На него накладывались кадры, содержащие образованные протонами сигналы, и производилось суммирование по абсолютному значению амплитуд сигналов соответствующих пикселей ПЗС-линейки. В случае если суммарный сигнал превышал максимальное число градаций АЦП (255), ему присваивалось значение 255 градаций АЦП. После этого суммированный кадр обрабатывался процессорной программой прибора, которая в результате формировала файл, содержащий значения углов направления на Солнце. Описанная процедура наложения и обработки кадров была последовательно выполнена для четырех солнечных кадров, каждый из которых соответствовал разным направлениям на Солнце.

Результаты моделирования показали, что максимальная ошибка определения направления на Солнце составляет 43 угл.с, подавляющее же большинство ошибок мало и не

превышает 5 угл.с. Учитывая, что точность солнечного датчика составляет 1 угл.мин, такими ошибками можно пренебречь.

Не стоит забывать и тот факт, что данные, полученные в результате эксперимента, являются результатом воздействия на прибор высокоинтенсивного пучка протонов. В условиях космического полета такие плотности потока наблюдаться не будут.

В ходе второго этапа испытаний, который также проводился на ускорителе ИТЭФ, воздействию протонного излучения подвергался штатный образец оптического солнечного датчика, который испытывался по штатной циклограмме работы с использованием имитатора Солнца.

К основным задачам, решаемым в ходе выполнения второго этапа эксперимента, относились следующие:

- проверка стойкости электроники ОСД к одиночным сбоям в условиях воздействия протонов;
- проверка работоспособности ПЗС-линейки и программно-алгоритмического обеспечения прибора в условиях воздействия потока протонов, подтверждение правильности математического моделирования воздействия по результатам первого этапа эксперимента.

Прибор ОСД с закрепленным на нем имитатором Солнца располагался на штативе (рис. 1), который позволял изменять угловое положение прибора относительно оси рассеянного пучка в процессе эксперимента. Облучение осуществлялось протонами с энергиями около 150 МэВ.

Управление прибором ОСД и имитатором Солнца выполнялось с помощью компьютера КИА, установленного в пультовой. Эксперимент проводился при трех положениях прибора.

При первом положении протоны падали на прибор под углом не более 10° к нормали оптической поверхности ПЗС-линейки, интенсивность потока протонов составляла около 3000 частиц/см² за импульс. Импульсы выводились из ускорителя каждые четыре секунды. Во время облучения прибор работал в штатном режиме. Облучение прибора при заданной интенсивности потока продолжалось до накопления суммарного флюенса $8,1 \cdot 10^6$ частиц/см².



Рис. 1. Прибор ОСД и имитатор Солнца

При втором угловом положении прибора во время облучения угол между направлением протонного излучения и оптической поверхностью ПЗС-линейки составил около 45° . При этом интенсивность потока протонов составила около 8100 частиц/см² за импульс. В указанном положении был набран флюенс протонов, равный $3,66 \cdot 10^6$ частиц/см².

В третьем угловом положении прибора ОСД направление протонного пучка было параллельно оптической поверхности ПЗС-линейки. Интенсивность потока протонов в заданном угловом положении составила около 7700 частиц/см² за импульс. На третьем этапе был набран флюенс, равный $3,48 \cdot 10^6$ частиц/см².

В итоге суммарный флюенс составил $1,52 \cdot 10^7$ частиц/см².

При облучении прибор выполнял штатную циклограмму определения направления на источник света имитатора Солнца. Результаты измерений показали, что значения среднеквадратического отклонения направления на источник света не превышают 1 угл.мин (максимальное значение

ошибки составило 48 угл.с) как при воздействии потока протонов, так и после окончания воздействия.

Непрерывность и неизменная частота выдачи информации прибором при облучении его потоком протонов с энергиями порядка 150 МэВ позволяют сделать заключение о работоспособности прибора ОСД в условиях протонного воздействия. За все время эксперимента ни одного сбоя в работе его электронных компонентов зафиксировано не было.

Анализ полученных в ходе эксперимента изображений сигнала ПЗС-линейки показал, что параметры отклика ПЗС-линейки на воздействие протонов значительно отличаются от параметров сигналов, образованных прохождением светового потока имитатора Солнца через маскирующую диафрагму. В указанных изображениях амплитуда сигналов ПЗС-линейки, обусловленных воздействием протонов, не превышает 60 градаций АЦП, а максимальная ширина составляет 5 пикселей. На рис. 2–4 представлены сигналы ПЗС-линейки, полученные при различных условиях эксперимента.

При расчете направления на источник света программно-алгоритмическое обеспечение ОСД позволит парировать отдельно расположенные помеховые объекты на ПЗС-линейке, образованные в результате воздействия протонов.

При совпадении координат сигнала, вызванного попаданием протона на ПЗС, и сигнала, вызванного прохождением света через маскирующую диафрагму, может возникнуть смещение расчетного энергетического центра изображения кластера. Однако вероятность такого события крайне мала, а незначительное смещение расчетного энергетического центра одной из 6...9 щелей не приведет к ухудшению точности определения направления на источник света хуже чем на 1 угл.мин.

Результаты проведенных испытаний показали:

1. Протоны космического пространства могут вызывать появление сигналов различных амплитуд на ПЗС-линейке ОСД. Диапазон амплитуд таких сигналов охватывает все 255 градаций АЦП, но наиболее вероятными являются значения в 10...60 градаций АЦП. Одиночные сигналы, имеющие амплитуды до 20 градаций АЦП, будут отсеяны программным обеспечением

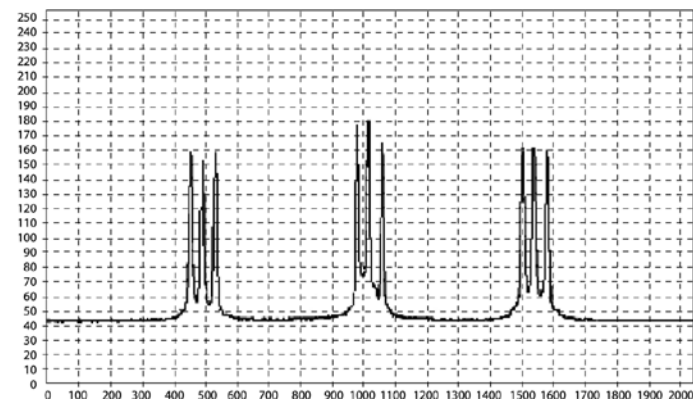


Рис. 2. Имитатор Солнца включен. Воздействия протонным потоком нет

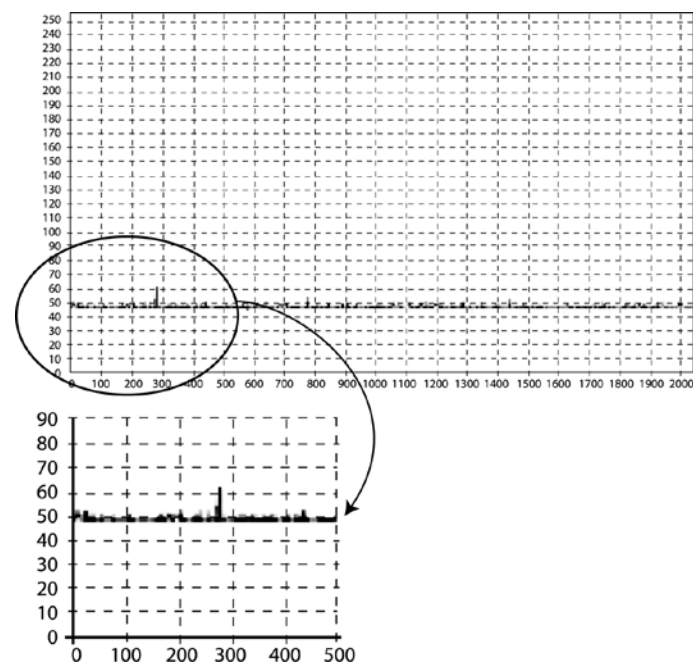


Рис. 3. Имитатор Солнца выключен. Есть воздействие протонным потоком

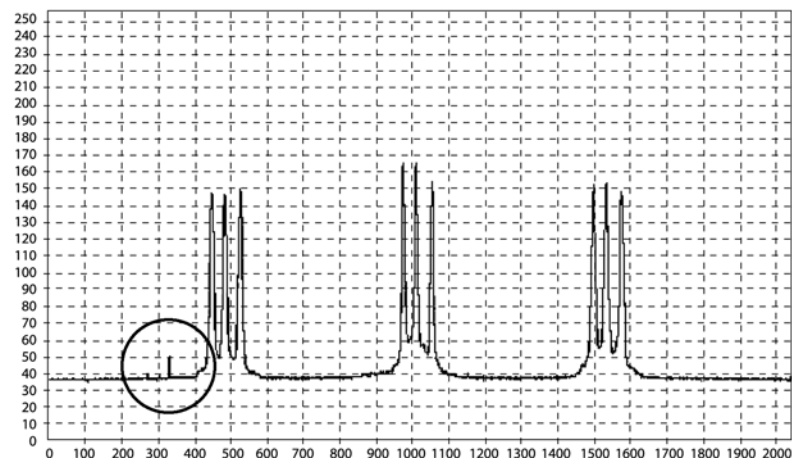


Рис. 4. Имитатор Солнца включен. Есть воздействие протонным потоком

прибора как недостаточно яркие. Так же будут отсеяны сигналы, избежавшие пороговой отсечки, но имеющие размер менее 5 пикселей ПЗС.

2. Ошибки при определении направления на Солнце могут внести лишь протоны, вызвавшие появление сигналов в засвеченных Солнцем ячейках ПЗС-линейки и тем самым приведшие к смещению энергетических центров изображений щелей, но, как показали расчеты, данные ошибки лежат в пределах точностных характеристик самого прибора.
3. В электронике прибора ОСД при суммарном флюенсе протонов $\sim 1,5 \cdot 10^7$ частиц/см² одиночных сбоев не зарегистрировано.
4. С точки зрения стойкости к протонам космического пространства, прибор ОСД может быть признан годным к эксплуатации в составе КА на околоземных орбитах в условиях воздействия радиационных поясов Земли, на геостационарных орбитах и в межпланетных перелетах в условиях воздействия СКЛ и ГКЛ.

Секция 4
**МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ
 СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ
 ДЛЯ ДЗЗ**

УДК 528.8

О ПРОВЕДЕННЫХ В ИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЯХ ЗЕМЛИ
(ИСТОРИЧЕСКИЙ ЭКСКУРС)

Я.Л. Зиман

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Кратко представлена история развития аэрокосмических исследований Земли в Институте космических исследований с 1971 г. по настоящее время.

Brief history of developing Earth research from space at the Space Research Institute since 1971 until now is presented.

В ИКИ первые работы по проблеме исследований Земли из космоса в видимой и ближней ИК-областях были проведены в инициативном порядке. Начало этих работ положил первый крупный космический эксперимент, подготовленный и проведенный на пилотируемой орбитальной станции «Салют» в 1971 г. (в рамках программы Л1–Л3, предусматривающей на первом этапе картографирование Луны), который включал синхронную кадровую фотосъемку земной поверхности и звездного неба.

В результате анализа полученных снимков был выявлен ряд задач хозяйственных отраслей и наук о Земле, которые целесообразно решать с помощью средств космической техники.

Снимки звездного неба позволяли определять инерциальную ориентацию КА с точностью в единицы угловых секунд. Совместный фотограмметрический анализ полученных снимков земной поверхности и звездного неба показал эффективность использования последних вместе с данными орбитальных измерений для определения элементов внешнего ориентирования снимков земной поверхности и географической координатной привязки снятых земных объектов.

Эксперимент, проведенный на станции «Салют», положил начало всем последующим работам нашего отдела по исследованиям Земли и других небесных тел в оптическом диапазоне электромагнитных волн, а также разработкам методов и технических средств навигационных определений.

После запуска американцами ИСЗ Landsat в 1972 г. в ИКИ начали разворачиваться работы по исследованиям Земли из космоса, включавшие на первом этапе натурное моделирование этих исследований с самолета. Созданный самолетный комплекс дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) включал многоспектральную фотографическую, оптико-электронную сканирующую видео- и спектрометрическую аппаратуру. Основным инициатором развертывания в институте работ по исследованиям Земли был зам. директора института Ю.К. Ходарев. Положительно отнесся к развитию этого направления и директор института академик Г.И. Петров.

Самолетная лаборатория Института с указанным комплексом проработала 8 лет, обеспечив новым видом информации все заинтересованные научные академические и отраслевые организации нашей страны и других стран — участников программы «Интеркосмос».

Следует отметить, что по нашей с Генрихом Аванесовым инициативе и при нашем непосредственном участии был создан вышеупомянутый самолетный комплекс ДЗЗ, и в рамках программы «Интеркосмос» образована рабочая группа международного сотрудничества по исследованиям Земли из космоса. Позднее мы же инициировали издание в Академии наук периодического журнала «Исследование Земли из космоса».

В 1972–1973 гг. по решению ЦК КПСС и Совета Министров в стране под эгидой двух правительственных организаций — Военно-промышленной комиссии (ВПК) и Государственного комитета по науке и технике (ГКНТ) — начала создаваться космическая система «Ресурс» исследования природных ресурсов Земли (ИПРЗ); были определены головные ведомства, на которые возлагались эти работы. На Академию наук и, в частности, на ИКИ, была возложена разработка методов и экспериментальных технических средств исследований Земли из космоса. Минобщешашу и Минэлектротехпрому было поручено обеспечить создание космических аппаратов системы «Ресурс» и их функционирование. Головными заказчиками подсистем «Ресурс-Ф» (фотографических исследований) и «Ресурс-О» (опе-

ративных исследований) были определены, соответственно, Главное управление геодезии и картографии (ГУГК) и Гидрометслужба.

Исследования по ИПРЗ проводились учеными Института совместно с отечественными и зарубежными партнерами и были развернуты в двух направлениях: в оптическом и в радиодиапазонах электромагнитных волн. Первое направление разрабатывалось нами в специально сформированном отделе исследований Земли из космоса, впоследствии переименованном в отдел оптико-физических исследований, или оптико-физический отдел (ОФО ИКИ); второе — в отделе прикладной космической физики, которым заведовал В.С. Эткин. Общее руководство работами осуществлял сменивший Г.И. Петрова директор Института академик Р.З. Сагдеев, или «РЗ», как все его звали.

В рамках первого направления были проведены теоретические исследования, разработка экспериментальных технических средств и программно-алгоритмического обеспечения обработки получаемой ими информации, натурное моделирование космических исследований самолетной лабораторией, основополагающие космические эксперименты.

К основным теоретическим исследованиям можно отнести:

- анализ задач исследований Земли из космоса и обоснование требований к космической информации;
- разработку теории оптимизации параметров видеоспектрометрической аппаратуры исследований Земли из космоса;
- разработку теории однородности и уникальности пространственных структур земных ландшафтов, фактически обосновавшей целесообразность создания и принципы построения геоинформационных систем;
- разработку теории, методики и предложений по аппаратной реализации спектро- и структурозональных космических съемок земной поверхности;
- разработку теории и методики сжатия на борту КА видеоданных дистанционного зондирования Земли и их восстановления при приеме на Земле.

Из основных приборных разработок и проведенных экспериментов можно отметить:

- самолетную лабораторию Института и проводимые ею экспериментальные съемки;
- первый производственный многозональный космический фотоаппарат МКФ-6, изготовленный на Народном предприятии «Карл Цейсс Йена» (ГДР), успешно прошедший летно-конструкторские испытания на космическом корабле «Союз-22» и свыше 10 лет работавший на пилотируемых орбитальных станциях «Салют» и «Мир» (научный руководитель д-тн Ю.М. Чесноков); разработка МКФ-6 и его внедрение в практику исследований Земли из космоса были удостоены Государственной премии СССР;
- первую отечественную оптико-электронную сканирующую восьмизональную систему «Фрагмент», передававшую четыре года по радиоканалу с КА «Метеор-Природа» оцифрованные изображения земной поверхности (главный конструктор д-р техн. наук, проф. Г.А. Аванесов); в этой системе был реализован ряд прогрессивных технологических решений, а полученные видеоданные обеспечили развертывание работ по автоматизированной обработке и интерпретации космической информации о Земле во многих организациях;
- единственный по сей день в стране видеоспектрометр, созданный совместно со специалистами Ленинградского института точной механики и оптики (главный конструктор — Г.А. Аванесов).

Проведя перечисленные исследования, приборные разработки и эксперименты, Институт выполнил возложенное на него задание, выдвинув и обосновав предложения по научной, методической и аппаратной реализации создаваемых в стране двух космических систем исследований Земли в видимой и ближней ИК-областях спектра электромагнитных волн — «Ресурс-Ф» и «Ресурс-О». Однако заказчики системы «Ресурс» не стремились использовать разработки ИКИ. Не вмешивались в сложившуюся ситуацию и курировавшие эти работы ВПК и ГКНТ; не способствовали становлению

системы «Ресурс», впрочем, как и космической метеорологической системы, решения Минобщемаша и его преемника — Росавиакосмоса. Ситуация в стране с исследованиями Земли из космоса заслуживает более подробного изложения.

Как было сказано выше, координация работ по ИПРЗ была возложена не на одну, а на две правительственные структуры — ВПК и ГКНТ. Первой было предписано обеспечить создание средств дистанционного зондирования Земли, второй — интерпретацию и использование получаемой информации в решении задач хозяйственных отраслей и наук о Земле. Под эгидой двух структур был создан специализированный Совет, в который вошли руководители ведомств, ответственных за те или иные аспекты проблемы, и организаций, призванных эти аспекты реализовывать. Председателем Совета вначале был академик Е. Федоров, а затем стал «РЗ». При отсутствии единого «хозяина» создаваемой системы, на Совете, естественно, развернулись баталии — кто «самее»: разработчики спутников и аппаратуры ДЗЗ или те, в чьих интересах все это делалось.

Я по своей должности присутствовал на заседаниях Совета и часто вспоминаю эти «спектакли». Помню, например, как при обсуждении вопроса об исследованиях акваторий в интересах морского рыболовства генеральный директор Всесоюзного научно-исследовательского института электромеханики (ВНИИЭМ) Н.Н. Шереметьевский с пафосом излагает, какой замечательный спутник они разрабатывают; рыбакам с этого спутника прямо на корабли по радиоканалу будет сбрасываться информация о солености вод, их температуре и участках сосредоточения планктона, что позволит определять районы, перспективные для ловли рыбы. После этого выступает зам. министра морского рыбного хозяйства Студенецкий (имени, к сожалению, не помню) и говорит: «Вы свой планктон и другие измерения оставьте для диссертаций, а нам давайте оперативную информацию о районах дислокации мирового рыболовецкого флота; где стоит этот флот, там и нам надо закидывать свои сети».

Заказчиками космической информации о Земле, ответственными за ее распространение среди всех заинтересованных организаций разных министерств и ведомств, были

определены два центра — Государственный научно-производственный центр «Природа» в ГУГКе и Государственный научно-исследовательский центр изучения природных ресурсов (Гос НИЦ ИПР) в Гидрометеослужбе. Но поскольку до создания космической системы ИПРЗ и получения необходимой, и не известно еще какой, космической информации было далеко, эти центры стали конфликтовать с ИКИ и между собой, пытаясь по своему разумению строить непонятно какую космическую систему. Самое удивительное, что эта их деятельность стала активно поддерживаться ВПК, а не ГКНТ, хотя именно последнему в решении этой проблемы постановлением ЦК КПСС и СМ СССР были подчинены ГУГК и Гидрометеослужба.

Приведу два примера конфронтации этих Центров с ИКИ.

После успешных ЛКИ фотоаппарата МКФ-6 на КК «Союз-22» и получения уникальных космических снимков земной поверхности, с Госцентром «Природа» был подписан протокол о внедрении этого аппарата в практику космических фотосъемок. Несмотря на это, директор Госцентра Ю.П. Киенко отказался ставить МКФ-6 на разрабатываемые в Самаре в ЦСКБ «Прогресс» КА «Ресурс-Ф», мотивируя это решение малым форматом (!) кадров, в то время как высокое разрешение получаемых этим аппаратом снимков позволяло их существенно увеличивать, практически без потери требуемого качества. К этому можно добавить, что для такого увеличения с одновременным синтезированием цветных спектрональных изображений вместе с МКФ-6 был создан многозональный синтезирующий проектор МСП-4.

Для спутников системы «Ресурс-Ф» Киенко заказал в БЕЛОМО разработку многозонального фотоаппарата с форматом кадров, в несколько раз превышающим соответствующие размеры в МКФ-6. Созданный мастодонт остался на земле, и ни один спутник «Ресурс-Ф», разрабатывавшийся по ТЗ Госцентра «Природа», в космосе не побывал.

Второй пример. ИКИ по договору с Гос НИЦ ИПР был разработан, изготовлен и передан заказчику экспериментальный образец видеоспектрометра со всей документацией, позволяющей провести его ЛКИ в космосе, и, в случае по-

ложительных результатов испытаний, приступить к изготовлению штатных приборов для установки их на КА «Ресурс-О». Ответственный сотрудник Гос НИЦ ИПР Доброзраков, принявший у нас этот прибор, не знаю, по чьему-то распоряжению или по самостоятельно принятому решению, не испытал его, положил на склад. Узнав, что видеоспектрометр не используется, мы попросили нам его вернуть, но без объяснения причин получили отказ. Как говорят, сухой остаток — до сих пор на наших спутниках, в отличие от зарубежных, видеоспектрометров не было и нет.

Конечно, такое решение важной государственной проблемы приводило к малоэффективному использованию выделяемого финансирования. Сейчас ситуация изменилась, но нельзя сказать, что к лучшему. Разъедающая страну коррупция не обошла и исследования Земли из космоса. Руководство Российского космического агентства по причинам, о которых можно только догадываться, принимает решения, фактически тормозящие становление в стране этих исследований и приводящие к дальнейшему непродуктивному расходованию государственных средств.

В качестве примеров принимаемых «мудрых» решений можно привести ситуацию с метеорологическими и природно-ресурсными спутниками. Такие спутники традиционно разрабатывались во ВНИИЭМ. В частности, этой фирмой были созданы низкоорбитальные спутники, отвечавшие требованиям к системе «Ресурс-О», и метеорологический геостационар «Электро». Все эти спутники достаточно успешно функционировали в космосе. А недавно, совершенно неожиданно, прикрываясь принятым решением, можно догадываться каким образом срежиссированных конкурсов, разработка спутников «Ресурс» передается ЦСКБ «Прогресс», а метеорологического геостационара — НПО им. С.А. Лавочкина. Что же касается спутников «Ресурс-Ф», то, как было сказано выше, они так и не были созданы. Подводя итоги, можно констатировать, что за 35 лет, прошедших со дня выхода соответствующего директивного решения, у нас в стране так и не была создана космическая система ИПРЗ; нет даже космической метеорологической системы, к созданию которой приступили полвека тому назад.

Возвращаясь «к нашим баранам», можно сказать, что после запуска в космос системы «Фрагмент» директор института академик Р.З. Сагдеев решил перенацелить отдел на исследование кометы Галлея, закрыв финансирование исследований Земли. Так, в первой половине восьмидесятых годов в ИКИ были свернуты работы по ДЗЗ, и только спустя два десятилетия они возобновились в отделе в инициативном порядке. Разработанными в последние годы многозональными ТВ-системами проведены наземные панорамные и экспериментальные аэросъемки, а созданные летные образцы этой аппаратуры поставлены во ВНИИЭМ для подготавливаемого к полету КА «Метеор-М».

КОМПЛЕКС СРЕДСТВ ДЛЯ КООРДИНАТНО-
ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 1

*Г.А. Аванесов, Я.Л. Зиман, А.А. Фориш, С.А. Дятлов,
Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина, А.С. Василейский*

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва

Приведены описание и основные технические характеристики комплекса координатно-временного обеспечения, предназначенного для использования в составе экспериментальной системы ориентации спутника метеорологического назначения «Метеор-М» № 1.

Both description and main technical characteristics of the Coordinate & Clock Reference System is given. The system should be included in the experimental attitude control system of the “Meteor-M” Nr. 1 weather SC.

В Институте космических исследований ведутся работы по созданию интегрированных приборов ориентации космических аппаратов (КА). Уже разработано два интегрированных прибора — БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60, — в которых объединены звездный датчик ориентации и датчики угловой скорости (ДУС). Следующим шагом станет встраивание в эти приборы приемника спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS. На первом этапе в качестве прототипа интегрированного прибора создан комплекс координатно-временного обеспечения (ККВО) для метеорологического и природно-ресурсного КА «Метеор-М» № 1.

Этот комплекс будет использоваться в экспериментальном режиме для навигационного обеспечения системы управления КА и оперативной координатной привязки данных полезной нагрузки. ККВО входит в состав экспериментальной системы ориентации (ЭСО) КА «Метеор-М» № 1.

Комплекс координатно-временного обеспечения предназначен для определения параметров ориентации, движения центра масс (ПДЦМ) КА; точного времени; формирования секундной метки, привязанной к всемирному координированному времени UTC.

В ККВО входит прибор звездной ориентации БОКЗ-М и аппаратура спутниковой навигации АСН-М-М (рис. 1).

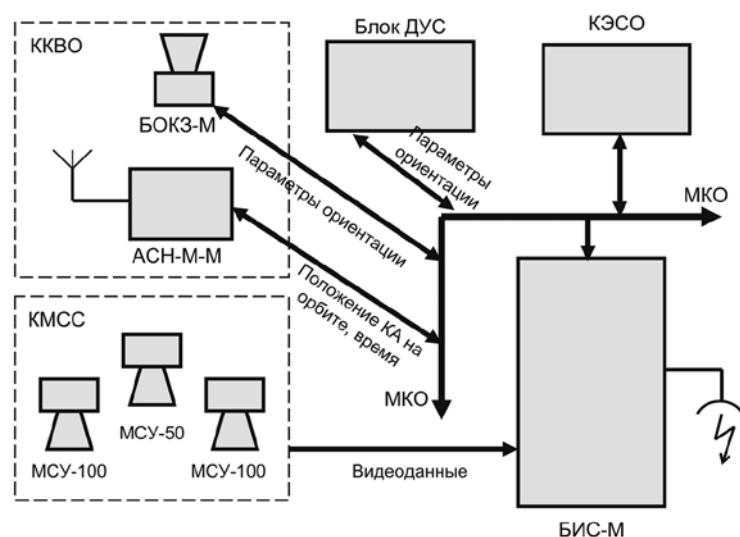


Рис. 1. ККВО на борту аппарата «Метеор-М» № 1

В комплексе также используется информация со штатных датчиков угловой скорости, формально не входящих в ККВО.

Прибор БОКЗ-М предназначен для определения параметров трехосной ориентации КА в инерциальной системе координат по изображениям произвольных участков звездного неба.

Основные характеристики прибора БОКЗ-М

Точность, $\sigma_{x,y}/\sigma_z$	1,5/15 угл.с
Максимальная угловая скорость	0,5 град/с
Частота обновления информации	0,3 Гц
Поле зрения	8×8°
Масса	4 кг
Мощность потребления	9 Вт
Размеры	370×230×230 мм
Интерфейс	MIL-STD-1553B

Система АСН-М-М предназначена для решения следующих задач: определение и выдача в реальном времени па-

раметров движения центра масс КА, формирование и выдача импульсного сигнала секундной метки, «привязанного» к всемирному координированному времени UTC.

Система АСН-М-М состоит из антенно-фидерного тракта, в который входят устройство антенное (УА) и устройство усилительное (УУ), разработанные в ОАО «РИРВ», и блока навигационных модулей (БНМ), разработанного в РКК «Энергия» (рис. 2). Расположение блоков АСН-М-М на КА «Метеор-М» № 1 представлено на рис. 3. Блок УА устанавливается на специальном кронштейне на верхней (противоположной направлению на Землю) поверхности гермоотсека КА, блок УУ — снаружи гермоотсека ниже УА, блок БНМ — на приборной платформе.

Устройство антенное системы АСН-М-М имеет конусную конструкцию и обеспечивает прием радиосигналов спутниковых навигационных систем (СНС) ГЛОНАСС/GPS из верхней полусферы относительно направления на центр Земли. УУ представляет собой малозумящий усилитель, обеспечивающий предварительное усиление и частотную селекцию принятых УА радиосигналов СНС в диапазоне L1 и передачу их в БНМ. Блок БНМ включает следующие модули: приемо-вычислительный (МПВ) типа К161 (ОАО «РИРВ»); процессорный (МП); интерфейсный МКО MIL-STD-1553; вторичного источника питания.



Рис. 2. Внешний вид системы АСН-М-М

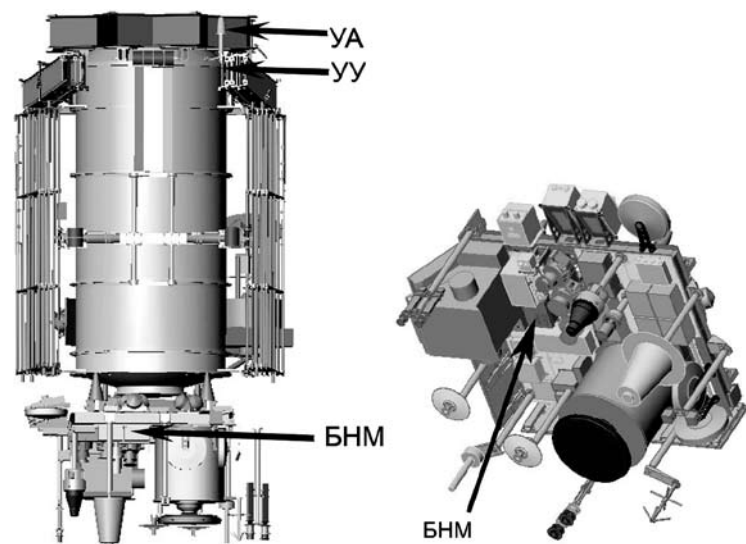


Рис. 3. Расположение блоков АСН-М-М на борту КА «Метеор-М» № 1

Приемо-вычислительный модуль обеспечивает в реальном времени поиск сигналов радиовидимых навигационных спутников, прием и обработку этих сигналов, определение навигационных параметров и формирование импульсного сигнала секундной метки. Приемо-вычислительный модуль использует 16 универсальных каналов слежения за сигналами СНС ГЛОНАСС и/или GPS с использованием кодов СТ (для ГЛОНАСС) и С/А (для GPS). Для уменьшения величины ошибок навигационных определений в системе реализованы измерения радионавигационных параметров по дальномерному коду и по фазе несущей частоты. Данные сформированных навигационных измерений передаются из приемо-вычислительного модуля в процессорный модуль по внутреннему последовательному интерфейсу. Процессорный модуль в реальном времени производит обработку данных измерений, направленную на их фильтрацию, осуществляет прогнозирование орбиты на заданные моменты времени, расчет параметров движения центра масс и передачу этой

информации вместе с признаками достоверности по запросу компьютера экспериментальной системы ориентации по МКО.

Основные характеристики АСН-М-М

Принимаемый сигнал	L1 С/А, L1 СТ
Число каналов	16
Частота навигационных измерений	1 Гц
Точность навигационных измерений МПВ:	
• определения местоположения (1σ)	25 м
• определения скорости (1σ)	0,05 м/с
Точность оценки ПДЦМ модулем МП:	
• определения местоположения (1σ)	10 м
• определения скорости (1σ)	0,03 м/с
Погрешность привязки секундных меток	1 мкс
Стабильность внутреннего генератора	10 нс/с
Вероятность срыва слежения в полете	0,4%
Время готовности АСН-М-М к работе	не более 20 мин
Масса (БНМ/УУ/УА)	3,8/0,33/0,28 кг
Энергопотребление	15 Вт
Интерфейс	MIL-STD-1553B

Навигационная информация, выдаваемая системой АСН-М-М, передается по дублированному МКО в компьютер экспериментальной системы ориентации (КЭСО), где используется вместе с данными об ориентации КА, формируемыми прибором БОКЗ-М (см. рис. 1). Кроме того, эта информация перехватывается подключенным к шине МКО периферийным адаптером бортовой информационной системы БИС-М и передается совместно с данными от прибора БОКЗ-М в систему БИС-М. Система БИС-М замешивает навигационную информацию в поток видеоданных, формируемых многозональными съемочными устройствами (МСУ-50, МСУ-100) комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС) и передаваемых затем по радиоканалу на наземные приемные станции. Формируемый системой АСН-М-М импульсный сигнал секундной метки передается четырем независимым потребителям — компьютеру экспериментальной системы ориентации (основной и резервный каналы), прибору БОКЗ-М и периферийному адаптеру системы БИС-М.

Наземная обработка навигационных данных и данных об ориентации ККВО с видеоинформацией, формируемой КМСС, позволяет в автоматическом режиме оперативно осуществлять фотограмметрическую реконструкцию изображений, определение географических координат изобразившихся объектов земной поверхности, нанесение на полученные изображения координатной сетки, трансформирование изображения в заданную картографическую проекцию, а также синтез многоканальных изображений.

В настоящее время ККВО прошел наземную отработку и проходит наземные испытания в составе КА «Метеор-М» № 1, который планируется запустить в космос в 2009 г.

ФОРМИРОВАНИЕ И ПЕРЕДАЧА ПАКЕТОВ ИНФОРМАЦИИ ПО ВЫСОКОСКОРОСТНОМУ КАНАЛУ СВЯЗИ

А.М. Кузьмичёв, А.С. Рахимьянов

Филиал ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ Прогресс» — НПП «ОПТЭКС»,
Москва

Рассматриваются принципы формирования и передачи видеоинформационных пакетов по высокоскоростному каналу. Сжатая видеоинформация попадает в модуль формирования пакетов, реализованный в ПЛИС СнК. Коммутация видеоинформации осуществляется схемой управления очередностью считывания из 13 двухкилобайтных FIFO, которая проводит опрос FIFO на наличие хотя бы в одном из них целого пакета. Из заполненных FIFO происходит последовательное считывание информационных пакетов в общую 8-разрядную шину данных и их дальнейшая запись в четыре двухкилобайтных FIFO, где происходит преобразование 8-разрядной шины в 36-разрядную. При заполнении FIFO четырьмя пакетами генерируется сигнал готовности к считыванию и поступает из ПЛИС в микросхему передатчика в линию. Микросхема передатчика в линию выдает сигнал разрешения CE и тактирующие импульсы частотой 33 МГц, по которым производится считывание пакетов ВИ из FIFO в микросхему передатчика в линию по 36-разрядной шине данных.

The given report considers principles of video information packages formation and transfer in the high-speed channel. The compressed video information gets to the module of formation of packages constructed in SOC based on FPGA. Packages of video data formed have 8 digit format. Switching of the compressed video information is carried out by the scheme of management of sequence of reading from thirteen 2 kB FIFO-buffer. The scheme of management of sequence of reading spends interrogation FIFO on presence at least in one of them of the whole package. From filled FIFO informational packages are reading consecutive to common 8-digit data-bus, with next converting 8-digit bus to 36-digit by filling to four 2 kB size FIFO-buffers. After FIFO-buffer filling by four packages readiness signal are generating in FPGA with next getting to transmitter chip. Transmitter chip generate CE readiness signal and synchronization impulses of 33 MHz, for rewriting video information from FIFO-buffer to transmitter chip by 36-digit bus.

Межблочное разделение подсистемы цифровой обработки видеоинформации в системах приёма и преобразования информации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на первичную в блоках оптико-электронных преобразователей и вторичную в блоках обработки видеоинформации не позволяет сократить количество линий связи и массу аппаратуры, а также повысить надёжность системы в целом.*

Суммарный объем данных, передаваемых с выходов блоков оптико-электронного преобразования многоканальной аппаратуры космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, достигает величин 10 Гбит/с.

Решения, принятые ранее при реализации многоканальных СППИ, в настоящее время уже не удовлетворяют требованиям перспективных систем дистанционного зондирования Земли.

При разработке СППИ нового поколения необходимо отказаться от традиционного способа реализации межблочного разделения функций цифровой обработки и упаковки видеоинформации, так как становятся более трудоемкими разработка, изготовление, испытания и регулировка блоков системы, а также, что немаловажно, существенно увеличивается количество используемых в аппаратуре СППИ электро-радиоэлементов, габариты и общая масса блоков.

* Условные обозначения: ВИ — видеоинформация; СППИ — система приёма и преобразования информации; ОЭП — оптико-электронный преобразователь; КА — космический аппарат; ДЗЗ — дистанционное зондирование Земли; ЭРИ — электрорадиоэлементы; ЦПВИ — цифровые потоки видеоинформации; ПЛИС — программируемые логические интегральные схемы; СнК — технология «система на кристалле»; ТОС — тракт обработки сигнала; ИОЭП — интегральные оптико-электронные преобразователи; АЦП — аналого-цифровой преобразователь; ФПЗС — фотоприёмник с зарядовой связью; ВОЛС — волоконно-оптические линии связи; ВРЛ — высокоскоростная радиолиния; FIFO — элемент блочной памяти (first in first out); ОПРД — оптический передатчик; ОПРМ — оптический приёмник; СВИ — сжатая видеоинформация; СЛИ — служебная информация; СШ — пакеты шивки; СЕ — clock enable; GS — микросхемы приёмников и передатчиков фирмы GigaSTaR; НС — начало строки; СИ — синхроимпульс.

В результате анализа существующих структурных решений и возможностей современной элементной базы были разработаны принципы построения цифровой обработки ВИ в перспективных системах СППИ КА ДЗЗ с исключением межблочного разделения ее функций. Это позволило оптимизировать как саму цифровую обработку ВИ, так и в целом СППИ КА ДЗЗ.

Оптимизация СППИ может быть осуществлена при объединении этапов обработки цифровых потоков видеоинформации в программируемых логических интегральных схемах высокой степени интеграции, с использованием технологии «система на кристалле» непосредственно в ячейках тракта обработки сигнала блоков интегральных оптико-электронных преобразователей. В одной ПЛИС должны одновременно обрабатываться несколько потоков ВИ, поступающих с выходов АЦП одной или ряда зон компенсации [1].

При этом с учётом обработки большего количества каналов фотоприёмников с зарядовой связью в одной ПЛИС СнК увеличится частота в линиях передачи ЦПВИ на выходах блока и сократится общее количество каналов передачи сжатой ВИ на выходах ИОЭП. В этом случае рационально использовать современные подходы к передаче ЦПВИ, например их передачу посредством ВОЛС (размещение на ячейках ТОС высокоскоростных передатчиков и модуля ВОЛС обеспечивает передачу пакетов СПИ с выходов ячеек ТОС ИОЭП СППИ непосредственно на входы подсистемы накопления и хранения ВИ высокоскоростной радиолинии КА ДЗЗ).

В данной статье рассматриваются принципы формирования пакетов ВИ и структура многоканального устройства передачи цифровых потоков по высокоскоростному каналу. С выходов ПЛИС СнК считываются пакеты видеоинформации из FIFO на выходы микросхемы передатчика GigaSTaR (GS) по 36-разрядной шине данных (рис. 1). Процесс считывания из ПЛИС СнК в GigaSTaR осуществляется сигналом НС. Тактирование выходной части схемы обработки трех полузона осуществляется сигналом СИ.

Преобразованные в микросхеме данные передаются на частоте 1,32 ГГц на вход модуля ОПРД, разработанного НПП

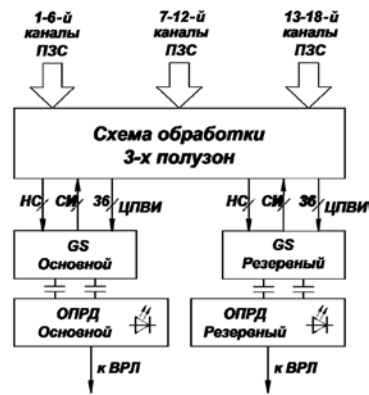


Рис. 1. Структурная схема тракта обработки сигнала интегрального опто-электронного преобразователя

«ОПТЭКС». Модуль ОПРД выполнен в стальном корпусе, а непосредственно на корпусе модуля — оптический разъём FC-FC типа. По волоконной линии связи, подключённой к разъёму модуля, цифровые пакеты ВИ передаются непосредственно на входы приёмников ОПРМ, входящих в состав аппаратуры подсистем накопления ВРЛ.

Видеоинформация поступает на вход ПЛИС (рис. 2) с выходов АЦП трёх полузон по 18 каналам. Информация каждой полузоны проходит предварительную обработку, производится коррекция изображения каждой полуматрицы, упорядочивание строк ВИ матриц полузоны, поматричное и построчное сжатие ВИ. Структура ПЛИС СнК ячейки ТОС отображена на рис. 2. Пакеты данных видеоинформации, формируемые в ПЛИС СнК, имеют 8-разрядный формат. Длина передаваемых пакетов данных равна 1024 байт (1012 байт СВИ и 12 байт служебной информации) [2]. Для использования передатчика GigaSTaR [3] ВИ должна быть преобразована в 36-разрядную шину, где первые 32 разряда используются для передачи ВИ, а оставшиеся четыре — для кодирования вида информации.

Коммутация СВИ осуществляется схемой управления очередностью считывания из 13 двухкилобайтных FIFO трёх полузон (рис. 3). Сжатая видеоинформация каждой полузо-

ны поступает на входы трёх FIFO (в 10-е, 11-е и 12-е FIFO), происходит запись пакетов шивки каждой полузоны СШ, в 13-м FIFO осуществляется запись пакетов СЛИ.

Схема управления очередностью считывания проводит опрос FIFO на наличие хотя бы в одном из них целого пакета. Из заполненных FIFO информационные пакеты последовательно считываются через управляемые буфера в общую 8-разрядную шину данных и записываются в регистры. Каждый байт пакета записывается в один из четырех 8-разрядных регистров. Записанная в регистрах информация

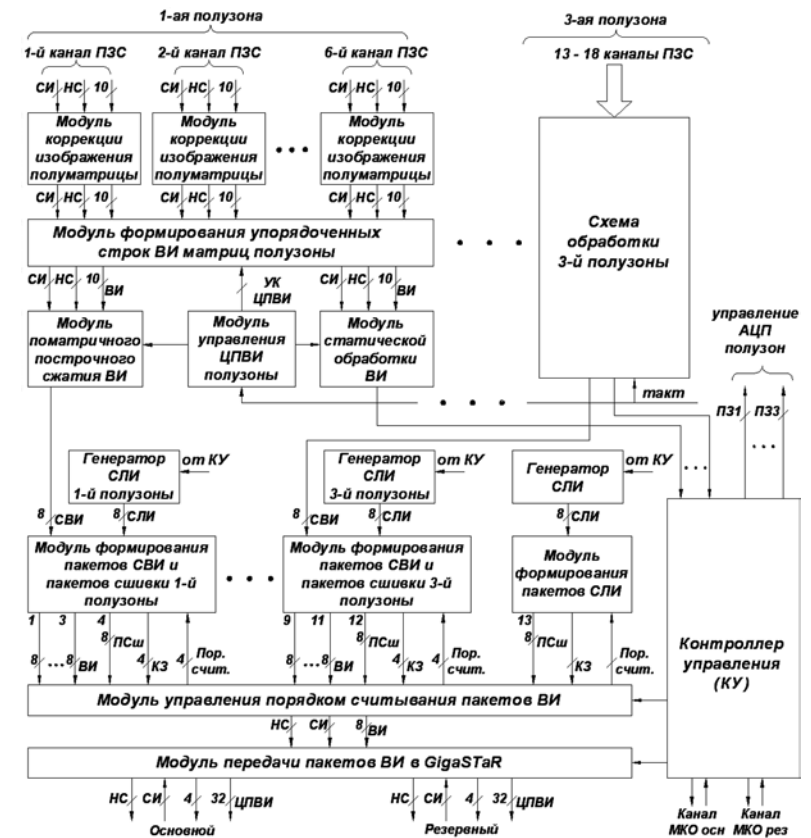


Рис. 2. Структурная схема ПЛИС СнК ячейки ТОС

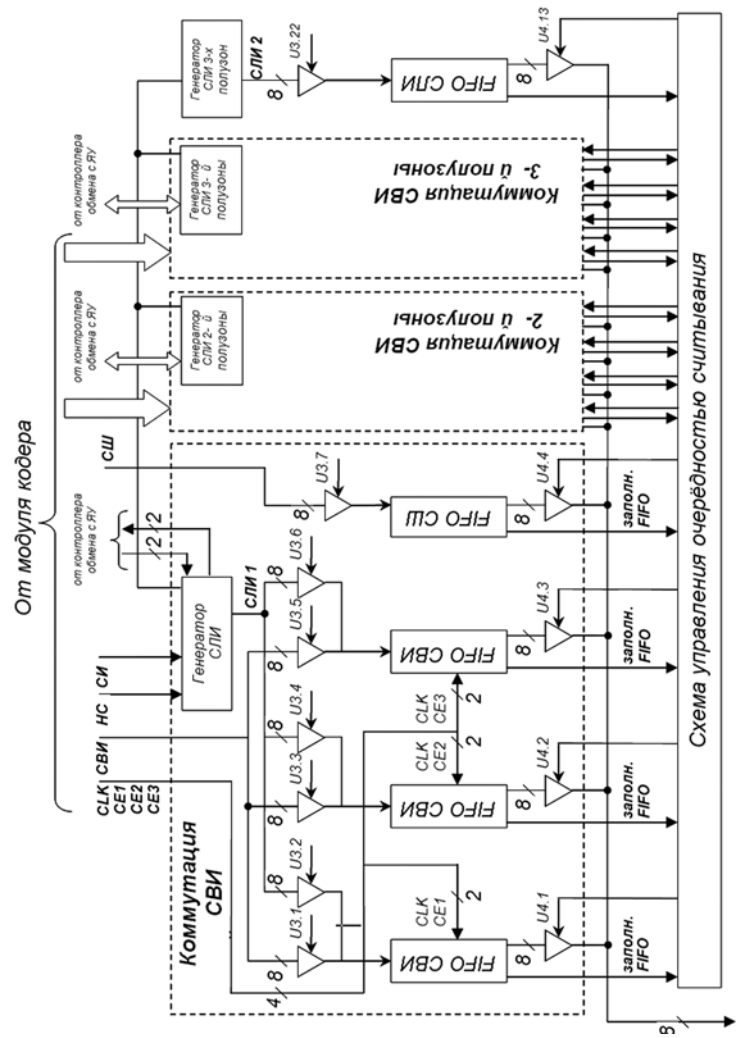


Рис. 3. Модуль формирования пакетов СВИ и пакетов СШ

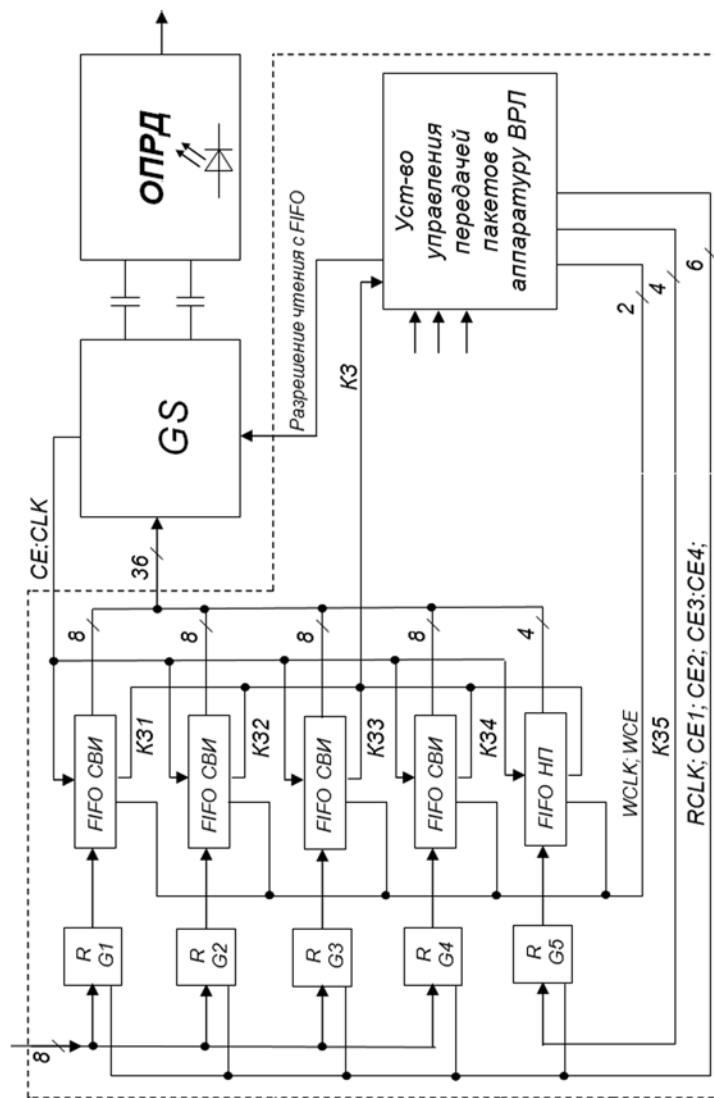


Рис. 4. Модуль передачи пакетов ВИ в GigaStar

одновременно перезаписывается в пять двухкилобайтных FIFO, реализованных на базе блочной памяти ПЛИС СнК. Запись в регистры осуществляется сигналами CE1, CE2, CE3, CE4 и тактируется сигналом RCLK, перезапись из регистров в FIFO осуществляется сигналом WCE и тактируется сигналом WCLK.

При заполнении FIFO четырьмя пакетами формируется сигнал готовности пакетов к передаче, поступающий в микросхему GigaSTaR. Микросхема выдает сигнал разрешения CE и тактирующие импульсы (частотой 33 МГц), по которым считываются пакеты ВИ из FIFO в микросхему GigaSTaR (рис. 4).

Пакеты ВИ, поступающие в микросхему GigaSTaR по 36-разрядной шине данных, преобразуются в последовательный поток данных, передаваемых по одной витой паре на частоте 1,32 ГГц в микромодуль ОПРД, который передает информацию в ВРЛ по оптическому каналу.

Формирование и передача пакетов по высокоскоростному каналу позволяет уменьшить количество межблочных жгутов в аппаратуре ДЗЗ.

Литература

1. Кузьмичев А.М., Жевако В.В., Рахимьянов А.С. Оптимизация структуры многоканальных оптико-электронных преобразователей высокого разрешения // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли: Материалы конф. М.: МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2007. С. 75–80.
2. Кузьмичёв А.М. Цифровая обработка видеoinформации в системе приёма и преобразования изображения КА ДЗЗ «Ресурс-ДК». Сжатие и упаковка видеoinформации в ячейках сжатия блоков цифровой обработки и упаковки БС-С1П // Тр. НИИР. Сб. науч. ст. № 3. М., 2008. С. 50–57.
3. Рахимьянов А.С., Кузьмичев А.М. Особенности использования высокоскоростного интерфейса GigaSTaR в межсистемных линиях связи многоканальной аппаратуры КА ДЗЗ // Микросистемная техника. Моделирование, технология, контроль: Сб. науч. тр. / Под ред. д-ра техн. наук, проф. С.П. Тимошенкова. М.: МИЭТ, 2007. С. 139–145.

ПРЕЦИЗИОННЫЕ ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ СКАНИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ МСУ-ГС

Э.И. Рожавский¹, П.П. Мусеев²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

² ООО «НПП «Астрон Электроника», Орел

В статье рассматриваются однокоординатное и двухкоординатное сканирующие устройства для развертки изображения многозональной сканирующей системы, работающей на геостационарной орбите Земли. Показан состав сканирующих устройств, представлены результаты измерения их закона сканирования.

Single- and two-coordinate image scanning devices for the multiregional scanning system operating on the Earth geostationary orbit are discussed in the paper. The structure of the scanning devices is shown and the results of the scanning law measurements are presented.

Для обеспечения развертки изображения в видимом и инфракрасном каналах многозональной сканирующей системы МСУ-ГС, созданной в ФГУП «Российский Научно-исследовательский институт космического приборостроения», применяются прецизионные оптико-механические сканирующие устройства (ОМСУ) — однокоординатный привод кадровой развертки (ПКР-Т) и двухкоординатный блок строчно-кадровой развертки (БСКР-Т). Данные ОМСУ разработаны в Специальном конструкторском бюро космического приборостроения Института космических исследований Российской академии наук для использования в составе МСУ-ГС на геостационарной орбите. Основным отличием ОМСУ от известных российских аналогов [1, 2] является применение моментных двигателей, датчиков углового положения СКВТ (синусно-косинусный вращающийся трансформатор) и на элементах Холла [3, 4].

На рис. 1 показано однокоординатное ОМСУ ПКР-Т, которое выполняет линейную развертку кадра с углом сканирования 13,05°. Сканирующее зеркало в процессе развертки движется с угловой скоростью $13,88 \cdot 10^{-4}$ рад/с. Управляющая электроника устройства обеспечивает выполнение закона сканирования с систематической погрешностью 2,5 угл.с и



Рис. 1. Однокоординатное оптико-механическое сканирующее устройство ПКР-Т

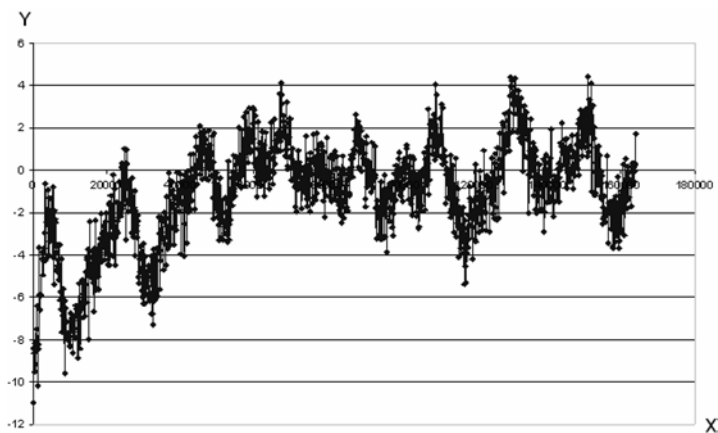


Рис. 2. Отклонение развертки образца однокоординатного сканирующего устройства ПКР-Т от закона сканирования: Y — отклонение от закона сканирования, угл.с; X — время сканирования, мс

случайной погрешностью (среднеквадратическое отклонение — СКО) 0,7 угл.с. На рис. 2 показано отклонение развертки одного из образцов ОМСУ ПКР-Т от закона сканирования.

Конструктивно ОМСУ ПКР-Т состоит из оптико-механического блока и блока электроники.

В состав оптико-механического блока ПКР-Т входит корпус, сканирующее зеркало, двигатель, датчик углового положения и два узла вращения. Корпус ОМБ имеет форму цилиндра $\text{Ш}128 \times 277$ мм с фланцами для крепления устройства к привалочной плоскости системы. Сканирующее зеркало выполнено составным узлом, который представляет собой полый цилиндр $\text{Ш}118 \times 160$ мм с полуосями для установки его в корпус ОМБ. Зеркало закрепляется внутри полого цилиндра на трех сферах. Масса узла сканирующего зеркала (без массы полуосей) составляет 1,2 кг. Момент инерции — не более $16,1 \cdot 10^{-3}$ кг·м². Движение узла сканирующего зеркала обеспечивается моментным двигателем, который устанавливается с одного края узла; с противоположного края размещаются два датчика углового положения СКВТ с разной редукцией, позволяющие определять угловое положение сканирующего зеркала с высокой точностью [5]. Узлы вращения выполнены из дуплексных подшипников качения с предварительным натяжением, которые установлены по краям узла сканирующего зеркала. Для подключения к блоку электроники ПКР-Т из оптико-механического блока выводятся три коротких кабеля с разъемами типа РС-10 на концах, обеспечивающие электрические соединения с двигателем и датчиками углового положения.

Блок электроники ОМСУ ПКР-Т выполнен на печатных платах с размещенными на них электронными узлами вторичного источника питания, управления приводом, электроники датчика углового положения (размеры блока $245 \times 250 \times 55$ мм). Все эти электронные узлы имеют включаемое по внешним командам холодное резервирование. Управление приводом производится при использовании программируемых логических интегральных схем фирмы АСТЕЛ. Для обмена сигналами между ПКР-Т и МСУ-ГС используются интерфейсные линии RS-422.

Оптико-механическое сканирующее устройство ПКР-Т включается подачей на его входы питающего напряжения. При работе обеспечивается сканирование по сеансам продолжительностью до 3,5 мин с периодичностью 30 мин. Движение сканирующего зеркала синхронизируется внешней частотой 100 Гц. Максимальная величина потребляемой мощности по первичному питанию составляет 10 Вт. Суммарная масса ОМСУ ПКР-Т — 9,8 кг.

На рис. 3 показано ОМСУ БСКР-Т, которое обеспечивает выполнение двухкоординатного закона сканирования (по строке и по кадру), со следующими параметрами: по строке — угол сканирования $\pm 5,3^\circ$, линейная развертка, угловая скорость 0,0838 рад/с, систематическая погрешность выполнения закона сканирования 20 угл.с, случайная погрешность (СКО) 3,5 угл.с; по кадру — угол сканирования 20° , пошаговая развертка, количество положений 35, систематическая погрешность выполнения закона сканирования 20 угл.с, случайная погрешность (СКО) 7 угл.с.

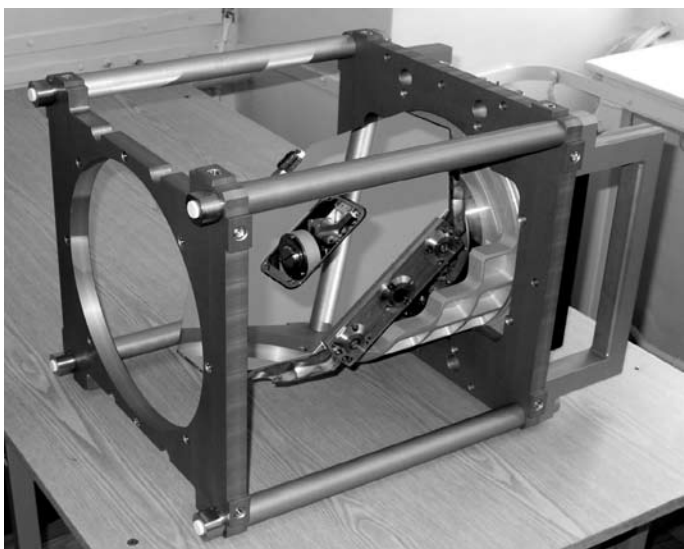


Рис. 3. Двухкоординатное оптико-механическое сканирующее устройство БСКР-Т

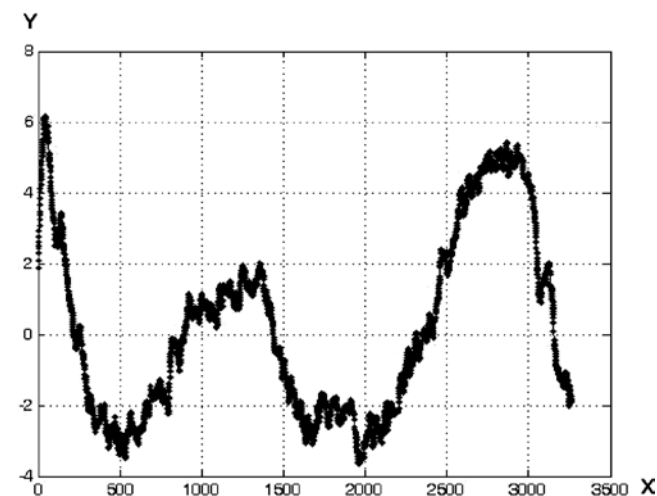


Рис. 4. Отклонение развертки по нечетной строке образца двухкоординатного сканирующего устройства БСКР-Т от закона сканирования: Y — отклонение от закона сканирования, угл.с; X — время развертки, мс

На рис. 4 и 5 показаны отклонения нечетной и четной строчной развертки от закона сканирования двухкоординатного сканирующего устройства БСКР-Т.

Двухкоординатное ОМСУ БСКР-Т выполнено единым конструктивным блоком с габаритными размерами $290 \times 290 \times 308$ мм. В состав БСКР-Т входят корпус, сканирующее зеркало, датчики углового положения кадра и строки, двигатели кадра и строки, узлы вращения кадра и строки, а также электронные платы вторичного электропитания, управления кадровой и строчной разверткой, преобразования сигналов датчиков углового положения по кадру и строке.

Сканирующее зеркало имеет размер $356 \times 235 \times 36$ мм и массу с рамкой крепления $\sim 3,7$ кг. Зеркало изготовлено из ситалла с взаимноперпендикулярными облегчающими отверстиями. В центре зеркала устанавливается балансирующий груз.

В ОМСУ БСКР-Т имеется устройство зачекочки сканирующего зеркала, которое жестко фиксирует зеркало в край-

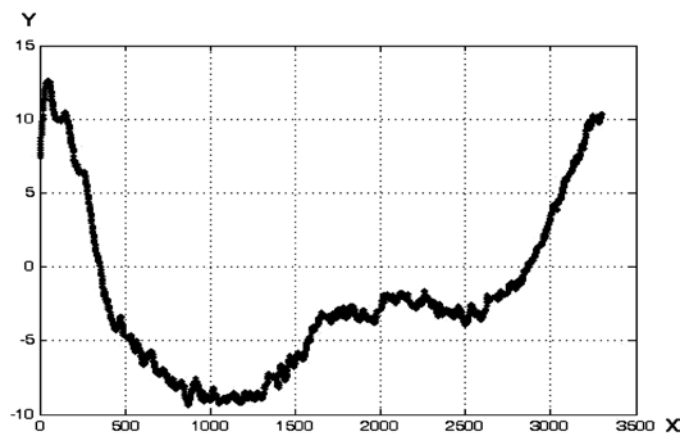


Рис. 5. Отклонение развертки по четной строке образца двухкоординатного сканирующего устройства БСКР-Т от закона сканирования: Y — отклонение от закона сканирования, угл.с; X — время развертки, мс

нем положении. Это устройство используется при транспортировке ОМСУ и выводе его на орбиту в составе многозональной сканирующей системы МСУ-ГС. После подачи питания на ОМСУ БСКР-Т зеркало автоматически расфокусируется.

В качестве датчика углового положения сканирующего зеркала по кадру применяется СКВТ, привязка которого к приборной системе координат устройства производится при помощи датчиков реперных точек на элементах Холла, а положение сканирующего зеркала по строке измеряется датчиком на элементах Холла с возможностью самокалибровки в процессе работы.

Двигатель кадра выполнен в виде одного кольцевого моментного двигателя, а двигатель строки — в виде двух секторных моментных двигателей.

Узлы вращения кадра и строки используют парные дуэплексные подшипники качения с предварительным натяжением.

Все электронные узлы имеют холодное резервирование. Двигатели, датчики углового положения типа СКВТ уста-

новлены без резервирования, датчики углового положения на элементах Холла имеют холодный резерв. Переключение с основного комплекта электроники на резервный производится по внешней команде.

Литература

1. Вевюрко И.А., Медушев С.В., Ремизов В.Е., Стома С.А. Прецизионный электропривод с интерферометрическим измерителем перемещений и цифровым программным управлением: Тр. ВНИИЭМ. М.: ВНИИЭМ, 1985. Т. 78. С. 5–33.
2. Медушев С.В., Ремизов В.Е., Стома С.А. Постоянные магниты в прецизионных приводах оптико-электромеханических сканирующих устройств // Электротехника. 1989. № 11. С. 53–59.
3. Рожавский Э.И., Моисеев П.П., Котцов В.А. Опыт разработки сканирующего устройства видеоспектрометра ОМЕГА с уменьшением его габаритов // Вопросы миниатюризации в современ. космич. приборостроении: Сб. докл. выездного семинара / Под. ред. Р.Р. Назирова, Россия, Таруса, 2–4 июня 2004. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 104–111.
4. Моисеев П.П., Рожавский Э.И., Дранезо А.П. Применение малогабаритных датчиков углового положения в сканирующих устройствах космического назначения // Известия ОрелГТУ. Сер. Машиностроение. Приборостроение. Орел: ОрелГТУ. 2006. № 1. С. 15.
5. Глаголев И.П., Дорохин Ю.П., Мамич В.Ф., Смирнов В.А., Фатеев В.Д. Двухканальный прецизионный преобразователь угла // Измерительная техника. 1991. № 4. С. 8.

КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ ПОРТРЕТЫ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Б.М. Балтер, В.В. Егоров, В.А. Котцов, М.В. Стальная

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Описывается метод анализа пространственной изменчивости объектов зондируемой поверхности по данным гиперспектральной съемки. Метод базируется на использовании корреляционных портретов – матриц межканальных корреляций значений спектральной яркости. Дается алгоритм построения карт изменчивости исследуемой территории, который состоит в вычислении корреляционного портрета участка поверхности с известной изменчивостью, выбираемого в качестве эталона с последующим отысканием участков-аналогов на изображении тестовой территории. Приводятся примеры использования таких карт для обнаружения очагов лесных пожаров и изучения геологической структуры территории.

The correlation portraits method for study of the spatial changeableness of sensed surface using hyperspectral survey data is described. Method is based on the correlation portraits using i.e. matrix of the interchannel correlations for the spectral brightness values. It is given the algorithm of the changeableness maps creation. It based on the calculation of correlation portrait for the site with known changeableness that used as a standard for following detection of sites- analogues on the image of studied territory. The examples of using such maps for the forest fire detection and study of geological structures are given.

Введение

Гиперспектрометры космического и авиационного зондирования находят все более широкое применение в дистанционном зондировании (ДЗ) Земли. Это связано с тем, что в последние годы были разработаны новые образцы таких сенсоров, способных не только осуществлять квазинепрерывную развертку спектра принимаемого излучения, но и обеспечивать высокое пространственное разрешение (единицы метров) и достаточно широкую полосу захвата на местности (десятки километров) [1, 2]. Однако, как показывает обзор литературы, посвященной вопросам обработки данных

гиперспектрального зондирования, полезная информация из них извлекается крайне неэффективно — выделяются и обрабатываются лишь отдельные узкие участки спектра, остальная же информация просто игнорируется. В работах [3–5] описан метод обработки данных гиперспектрального зондирования, основанный на обработке всего регистрируемого спектра сигнала, восходящего от зондируемого объекта. Этот метод предусматривает формирование матриц (корреляционных портретов) межканальных корреляций размером $N \times N$, где N — число спектральных каналов сенсора. При этом в силу того, что принимаемый сигнал имеет нормальное распределение своих мгновенных значений, его достаточной статистикой является энергетический спектр, а вся информация об изменчивости параметров состояния зондируемых объектов содержится в их корреляционных портретах [3–6]. Вместе с тем применение этого метода для обработки данных космического и авиационного зондирования поверхности Земли и планет Солнечной системы развито недостаточно. Возможно, это обусловлено тем, что содержащаяся в корреляционных портретах информация пока не доступна для количественной обработки и требует привлечения для интерпретации специалистов-экспертов, хорошо знакомых с зондируемой территорией.

В связи с этим целью статьи является изложение методов использования корреляционных портретов для изучения пространственной изменчивости состояния зондируемых поверхностей и выделения на них зон, представляющих наибольший интерес с точки зрения обнаружения искомым объектов, процессов и явлений.

Корреляционные портреты и способы их формирования

В работе [4] впервые был описан метод обработки спектральных данных ДЗ, предусматривающий вычисление матриц межканальных корреляций, элементы которых определяются как

$$r_{ij} = \frac{\langle (B_i - \bar{B}_i)(B_j - \bar{B}_j) \rangle}{\sigma_i \sigma_j},$$

где B_i и B_j — значения спектральной плотности энергетической яркости (СПЭЯ) i -го и j -го спектральных каналов гиперспектрометра, соответственно; \bar{B}_i и \bar{B}_j — средние значения СПЭЯ для тех же каналов; σ_i и σ_j — величины стандартных отклонений; символ $\langle \dots \rangle$ означает процедуру усреднения по множеству. Обычно при отображении такой матрицы, значения элементов которой изменяются от -1 до $+1$, используется цветовой клин. В нем уровень, равный -1 , кодируется фиолетовым цветом, а $+1$ — красным. При черно-белом отображении -1 кодируется черным цветом, а $+1$ — белым. В случае построения корреляционных портретов по данным реальных спектральных измерений (одна реализация) процедура усреднения по множеству заменяется усреднением по времени, что справедливо лишь для однородных (изотропных) рядов данных.

Из приведенной выше формулы следует, что корреляционный портрет генерируется пространственной изменчивостью гладких спектральных линий. В нем игнорируется информация о среднем по пространству значении спектра на каждой длине волны и даже о дисперсии.

Пример такой матрицы (корреляционного портрета) приведен на рис. 1.

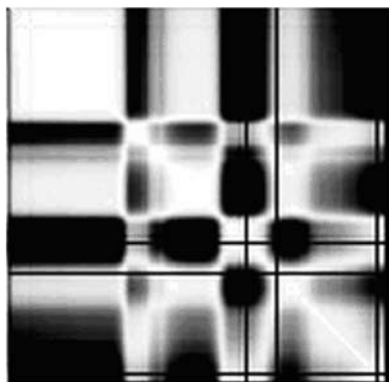


Рис. 1. Корреляционный портрет одного из участков трассы Марса, снятого гиперспектрометром ОМЕГА в ходе эксперимента «Марс-Экспресс». (http://www.esa.int/SPECIALS/Mars_Express/SEMUC75-V9ED_0.html)

Белый цвет — коэффициент корреляции 1, черный — 0. Черные линии на изображении соответствуют длинам волн поглощения воды и CO_2 .

В работе нами использовалось три варианта формирования корреляционных портретов.

1. *Портреты, образованные двумя имитированными спектральными линиями двух объектов, реализации которых подвергнуты влиянию флуктуаций.* Флуктуации могут быть независимыми или же обусловленными изменением относительного вклада в пиксел каждого из двух рассматриваемых объектов (рис. 2). В последнем случае интенсивности линий связаны ограничением: сумма вкладов должна быть равна единице. Величина вклада влияет на структуру корреляционных портретов.

2. *Портреты, образованные линиями реальных веществ (взятыми из спектральных библиотек), но с имитированными флуктуациями (рис. 3).*

3. *Портреты, полученные по данным реальной гиперспектральной съемки (рис. 4).*

Несмотря на некоторое сходство корреляционных портретов (рис. 4а, б), связанное скорее всего с зарастанием

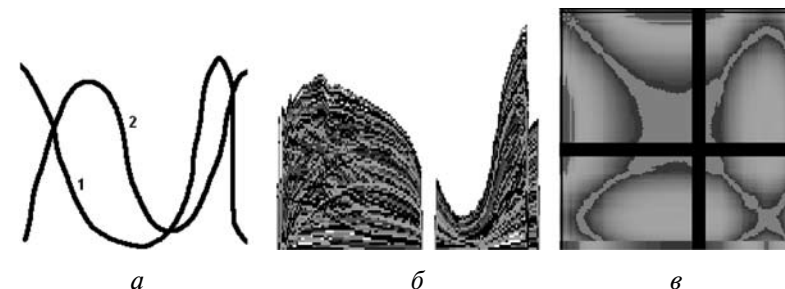


Рис. 2. Пример формирования корреляционного портрета для случая имитированной смеси двух объектов в пределах элемента разрешения (пиксела) гиперспектрометра: *а* — спектральные образы (линии) двух объектов (1 и 2); *б* — набор спектров спектральных линий, подвергнутых флуктуациям; *в* — корреляционный портрет для набора *б*

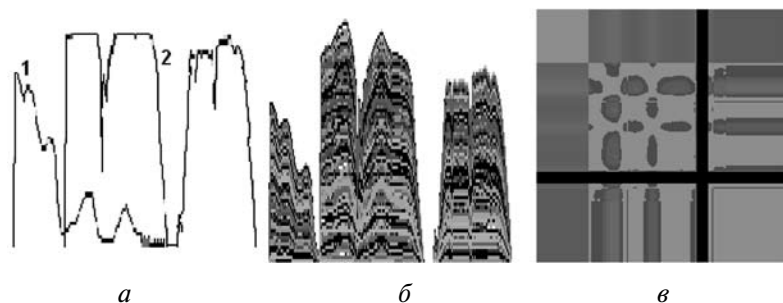


Рис. 3. Корреляционные портреты, формируемые по второму варианту: *a* — спектральные линии (воды — 1) и (CO_2 — 2); *б* — набор флуктуирующих спектров смеси; *в* — корреляционный портрет

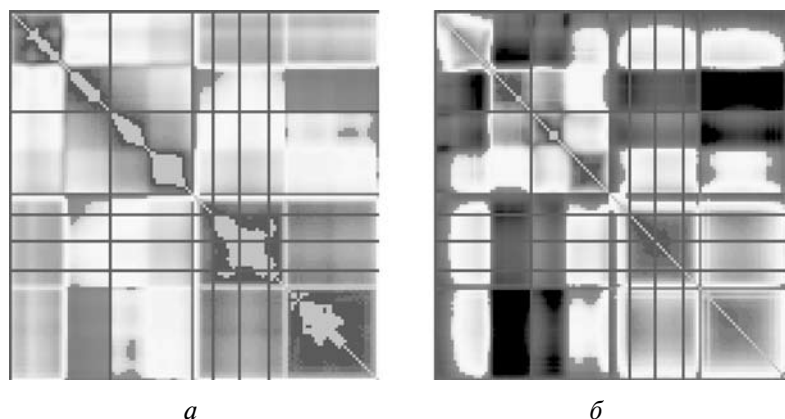


Рис. 4. Корреляционные портреты поля под паром (*a*) и поля пшеницы (*б*), полученные по данным гиперспектральной съемки на полигоне Barton Bendish (Англия) с помощью авиационного гиперспектрометра Нумар [7]

пара, они все же отличаются друг от друга по своей вдольдиагональной структуре и уровням корреляции. Это означает, что при распознавании полей с использованием критерия меры сходства, о чем будет сказано ниже, эти два объекта будут классифицированы раздельно.

Картирование сходства корреляционных портретов

Суть данной процедуры состоит в следующем. Если известен участок земной поверхности с несколькими характерными спектрами (обучающий участок), причем пропорция входящих в его структуру объектов сильно варьирует от пиксела к пикселу, то корреляционный портрет участка может быть использован в качестве образца для поиска других участков с такой же пространственно-спектральной изменчивостью. Вокруг каждого пиксела рабочего (классифицируемого) участка поверхности выбирается область заданного размера и по ней строится корреляционный портрет. Затем рассчитывается мера сходства этого портрета с корреляционным портретом-образцом, и значение этой меры отображается условным цветом или уровнем серого для каждого пиксела. В результате формируется изображение, называемое картой сходства корреляционных портретов. В силу ее чувствительности к амплитуде вариаций спектра, четко выделяются границы между объектами на изображении. Но это границы не между любыми объектами, а только между теми, которые содержат примерно те же спектральные линии, что и обучающий участок. Для изображений, для которых, в силу высокого пространственного разрешения, не характерно смешивание разных объектов в одном пикселе, и корреляционные карты относительно невыразительны.

На всех корреляционных картах рабочего участка отмечаются примерно одни и те же границы, и выбор обучающего участка сводится, таким образом, к формированию своего рода фильтра, который усиливает одни границы и ослабляет другие. Поэтому корреляционные карты приходится рассматривать не самостоятельно, а в сравнении друг с другом. Ниже (рис. 5) проводится сопоставление корреляционных карт, построенных на основе обучающих участков разного типа или по одному обучающему участку, но на основе сходства разных областей корреляционного портрета. Можно утверждать, что такая «дифференциальная диагностика» весьма чувствительна к пространственным вариациям тонких спектральных различий классифицируемых объектов на гиперспектральных изображениях.

Рассмотрим несколько примеров использования метода картирования корреляционных портретов для распознавания объектов исследуемой территории.

На рис. 5 приведены результаты использования упомянутого выше метода для обнаружения пожаров в Калифорнии. Из анализа этого рисунка следует, что очевидный очаг пожара (левый фрагмент), выбранный для формирования портрета-образца, имеет на изображении своего более мелкого аналога (выделен белой рамкой на правом верхнем фрагменте), который не обнаруживается визуально, но детектируется за счет схожести корреляционных портретов обучающего и тестового участков.

На рис. 6 приведен пример построения карты сходства корреляционных портретов.

Хорошо видно, что эта карта (рис. 6в), выделяя участки со сходными с обучающим участком структурами пространственно-спектральной изменчивости, одновременно отображает особенности геологической структуры данной территории на рис. 6б.

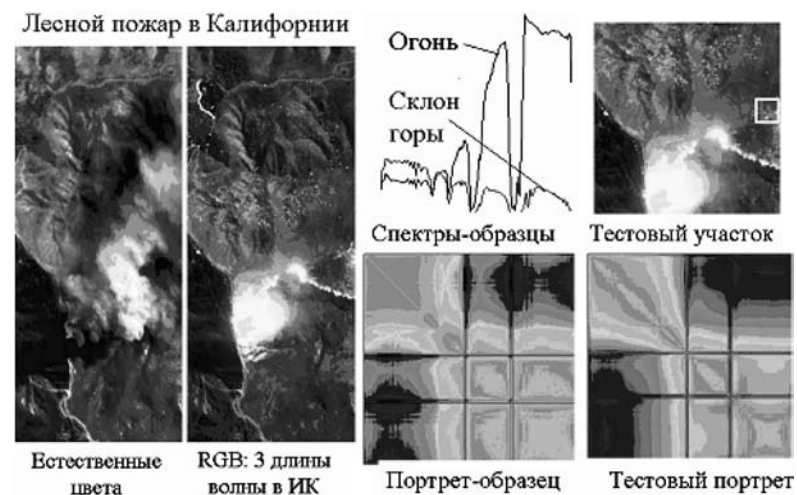


Рис. 5. Пример использования корреляционных портретов для обнаружения зарождающихся лесных пожаров

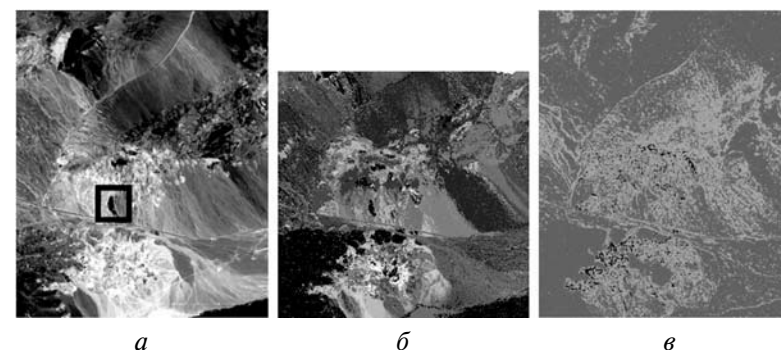


Рис. 6. Классификатор в областях высокой пространственной изменчивости: *a* — изображение исследуемой территории, полученное с помощью гиперспектрометра AVIRIS (рамкой отмечен обучающий участок); *б* — геологическая карта, построенная на основе интерпретации этого изображения; *в* — карта корреляционного сходства с обучающим участком

Процесс сравнения корреляционных портретов и обнаружения искомого объекта на изображении может быть автоматизирован, например, с помощью метода нейросетевого распознавания, посредством обучения нейросети портрету-образцу с последующим предъявлением ей корреляционных портретов различных тестовых участков и принятия решения об обнаружении объекта при достижении минимума их «невязки».

Выводы

1. Метод корреляционных портретов является эффективным инструментом обработки данных гиперспектрального дистанционного зондирования, поскольку использует содержащуюся в них не только спектральную, но и пространственную информацию.
2. Корреляционный портрет генерируется пространственной изменчивостью гладких спектральных линий. В нем игнорируется информация о среднем по пространству значении спектра на каждой длине волны и даже о дисперсии. Несмотря на это, корре-

ляционные портреты позволяют выделять реально существующие пространственные структуры. Это свидетельствует о наличии значительного количества потенциально полезной информации, не сводящейся к средним значениям и дисперсиям и обычно отображаемой при обработке данных.

3. Применение карт сходства корреляционных портретов позволяет обнаруживать пространственные структуры, связанные с тонкими вариациями состояния объекта зондирования.

Литература

1. *Балтер Б.М., Балтер Д.Б., Белов А.А.* и др. Проект спутникового гиперспектрометра, предназначенного для малого космического аппарата // Исслед. Земли из космоса. 2007. № 5. С. 43–55.
2. *Kremer H.J.* Observation of the Earth and its environment survey of missions and sensors/ DLP. Oberpfaffenhofen. 1993. 476 p.
3. *Пона А., Балтер Б.М., Ганзориг Г.* и др. Особенности корреляционной структуры спектра оптического сигнала, восходящего от зондируемых объектов (на примере морской поверхности) // Исслед. Земли из космоса. 1988. № 3. С. 23–30.
4. *Балтер Б.М., Егоров В.В., Кузьмин А.А., Чекалина Т.И.* Применение спектрально-корреляционных методов и теории катастроф в изучении пространственной неоднородности земной поверхности // Исслед. Земли из космоса. 1991. № 5. С. 10–15.
5. *Chekalina T.I., Popova I.V., Balter B.M., Egorov V.V.* Correlation portraits and neural networks for spaceborne high-resolution spectrometry // Proc. ISSR Intern. Symp. Maui, Hawaii, Nov. 15–20, 1992. V. 2. P. 1137–1149.
6. *Исумару А.* Распространение и рассеяние волн в случайно-неоднородных средах / Пер. с англ. М.: Мир, 1981. 317 с.
7. *Saich P., Lewis P., Disney M., Thackrah G.* Comparison of HyMap/E-SAR data with models for optical reflectance and microwave scattering from vegetation canopies // Proc. Intern. Symp. «Retrieval of Bio- and Geophysical parameters from SAR data for Land Applications». Sheffield Sept. 2001 (ESA SP-475, Jan. 2000).

СИНТЕЗ ВИДЕОДАНЫХ МНОГОЗОНАЛЬНЫХ СЪЕМОЧНЫХ СИСТЕМ РАЗЛИЧНОГО ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Б.С. Жуков

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Метод синтеза видеоданных различного пространственного разрешения (ММТ) иллюстрируется на примере синтеза изображений гарей, полученных спектрометрией MODIS на ИСЗ Terra в каналах видимого и ближнего ИК-диапазонов с разрешением 250 м, в каналах коротковолнового ИК-диапазона с разрешением 500 м и в каналах среднего и теплового ИК-диапазонов с разрешением 1 км. В результате синтеза гари картированы с разрешением 250 м, и для них получены полные спектры, охватывающие все каналы MODIS, что позволяет надежно распознать гари и оценить степень повреждения растительности.

Application of the Multi-sensor Multi-Resolution Technique (MMT) is illustrated by the example of fusing the MODIS/Terra images of fire scars that were obtained in the visible and near infrared channels with a resolution of 250 m, in the shortwave infrared channels with a resolution of 500 m and in the middle and thermal infrared channels with a resolution of 1 km. As a result, fire scars were mapped with a resolution of 250 m and their spectra within the entire MODIS spectral range were obtained. This allows fire scars reliable identification and vegetation damage estimation.

Введение

В космических исследованиях Земли увеличение информативности дистанционных измерений возможно с помощью комплексирования съемочных систем различных спектральных диапазонов (от видимого до СВЧ) и/или увеличения в том же диапазоне числа спектральных зон, в которых проводятся наблюдения. Среди современных космических съемочных систем наиболее высокое пространственное разрешение (от долей метра до десятков метров), требуемое для зондирования суши, могут обеспечить панхроматические и многозональные сканеры видимого и ближнего ИК-диапазонов и радиолокаторы с синтезированной апертурой.

Применимость таких перспективных съемочных систем как видеоспектрометры, тепловые сканеры и СВЧ-радиометры ограничивает их низкое пространственное разрешение (от десятков и сотен метров для видеоспектрометров и тепловых сканеров до десятков километров для СВЧ-радиометров), поскольку большинство (или даже все) пикселей в данных этих приборов могут быть «смешанными», т. е. содержать несколько различных классов объектов.

В связи с этим возникает проблема синтеза многосенсорных видеоданных различного пространственного и спектрального разрешения с тем, чтобы совместить детальную пространственную информацию, содержащуюся в видеоданных съемочных систем высокого пространственного разрешения, и дополнительную спектрорадиометрическую информацию, которая может содержаться в видеоданных съемочных систем более низкого пространственного разрешения. При этом видеоданные высокого разрешения дают возможность проанализировать состав смешанных пикселей в видеоданных более низкого разрешения.

В данной статье обсуждается использование для этой цели метода, предложенного в работах [1, 2] и развитого в работе [3].

1. Описание метода

Рассматриваемый метод основан на совмещении видеоданных всех съемочных систем на общем базисе — совокупности классов, распознаваемых на изображениях, которые получены съемочной системой наиболее высокого разрешения, обеспечивающей требуемую детальность классификации. Далее на этом базисе проводится разложение видеоданных более низкого разрешения, причем информация высокого разрешения используется для анализа состава пикселей низкого разрешения.

Съемочную систему высокого разрешения, данные которой используются для определения исходной системы классов, будем условно называть «классифицирующим прибором» (КП). Этот прибор должен иметь необходимые пространственное разрешение и спектрорадиометрические измерительные характеристики для распознавания требу-

емых классов. В качестве КП могут использоваться, например, многоспектральные сканеры, а также радиолокаторы с синтезированной апертурой. Съемочные системы низкого разрешения (например, видеоспектрометры, тепловые ИК-сканеры, СВЧ-радиометры) рассматриваются как один многоканальный «измерительный прибор» (ИП), причем не требуется, чтобы все каналы ИП имели одинаковое разрешение. Функцией ИП является «измерение» дополнительных характеристик классов объектов, распознанных КП. Например, классами объектов, распознаваемых КП, могут быть различные сельскохозяйственные угодья, а данные ИП могут использоваться для измерения дополнительных количественных и качественных характеристик этих угодий, например, влажности, состояния и содержания биохимических компонентов в растительности, состава, влажности и солености почвы и др. Функции КП и ИП могут выполнять также различные каналы одного и того же прибора, имеющие различное пространственное разрешение.

Рассматриваемый метод синтеза видеоданных, полученных системой КП/ИП, в упрощенном виде проиллюстрирован на рис. 1.

Метод включает следующие основные этапы.

1. *Классификация данных КП.* На первом этапе в результате классификации изображений КП получается классификационная карта $k(u, v)$, где каждому пикселу высокого разрешения (u, v) присвоен код k соответствующего ему класса. В зависимости от поставленной задачи могут использоваться различные алгоритмы классификации с обучением или без него [4]. В данной работе используется кластерный алгоритм ISODATA.

2. *Определение вклада классов в сигналы пикселей ИП.* Вклад $c_j(U, V; k_0)$ класса k_0 в сигнал пикселя (U, V) канала j измерительного прибора находится с учетом функции рассеяния точки (ФРТ) ИП и определяемой по классификационной карте доли площади, занимаемой классом k_0 в пикселе (U, V) :

$$c_j(U, V; k_0) = \sum_{k(u, v) \in k_0} \rho_j(U, V; u, v),$$

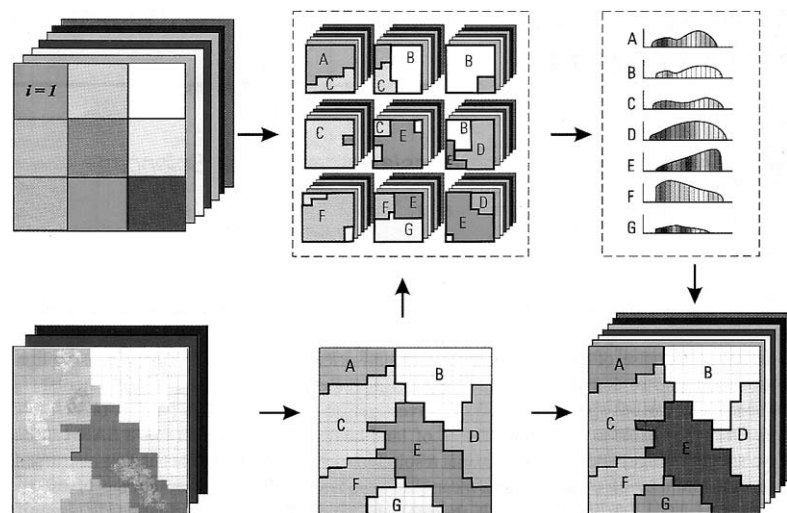


Рис. 1. Схема синтеза видеоданных, полученных видеоспектрометром низкого разрешения (ИП) — вверху и многозональным сканером высокого разрешения (КП) — внизу

где нормализованная на единицу ФРТ $\rho_j(U, V; u, v)$ характеризует вес, с которым сигнал от участка, соответствующего пикселу КП (u, v) , вносит вклад в сигнал пиксела (U, V) в канале j измерительного прибора. Предполагается, что ФРТ учитывает все эффекты, влияющие на разрешение данных ИП: разрешение съемочной системы, передаточные характеристики атмосферы, эффект геометрической трансформации данных при совмещении изображений. Обычно ФРТ аппроксимируется гауссовой функцией.

3. *Оценка средних ИП-спектров классов.* ИП-спектры классов $S_j(k)$, усредненные по их площади на обрабатываемом фрагменте изображения, оцениваются независимо в каждом канале ИП путем обращения методом наименьших квадратов системы уравнений модели линейной смеси:

$$H_j(U, V) = \sum_{k=1}^K c_j(U, V; k) S_j(k) + \varepsilon_j(U, V), \quad (1)$$

где $\varepsilon_j(U, V)$ — ошибка модели линейной смеси, включающая как приборные ошибки (радиометрический шум, ошибки геометрического совмещения данных и др.), так и эффекты спектральной неоднородности классов в зонах ИП. Оцененные ИП-спектры классов $S_j(k)$ вместе с их исходными КП-спектрами образуют синтезированные спектры классов. Для того чтобы уменьшить ошибки восстановления спектров малых классов, при решении рекомендуется использовать методы регуляризации [3].

4. *Синтез ИП-изображения высокого разрешения.* Рассмотрим воображаемую съемочную систему, имеющую спектральные зоны ИП и пространственное разрешение КП, которую будем условно называть измерительным прибором высокого разрешения (ИПВ). В предлагаемом методе ИПВ-изображение аппроксимируется присвоением пикселям классификационной карты оцененных ИП-спектров соответствующих классов:

$$\tilde{H}_j(u, v) = S_j(k(u, v)). \quad (2)$$

Таким образом, в ИПВ-изображении синтезируется спектрорадиометрическая информация ИП и текстурная информация высокого разрешения КП. Отличие изображения (2) от реального ИПВ-изображения состоит в том, что в (2) сигнал ИПВ постоянен в пределах каждого класса. В реальном ИПВ-изображении возможны также вариации ИП-сигнала внутри классов, поскольку классы, которые кажутся однородными при использовании данных КП, могут быть неоднородными в спектральных зонах ИП.

Во избежание усреднения ИП-сигналов классов по всей площади классов на изображении этапы (2–4) алгоритма применяются не ко всему изображению, а последовательно к его отдельным фрагментам с использованием «скользящего окна». При этом окно перемещается по геометрически совмещенному КП/ИП-изображению с шагом 1 ИП-пиксел в обоих направлениях. При каждом положении окна восстанавливаются ИП-спектры представленных в этом окне классов с использованием только ИП-пикселей этого окна. Полученное в результате ИПВ-изображение сохраняется в пределах центрального ИП-пиксела в окне. После сдви-

га окна на 1 ИП-пиксел сохраняется ИПВ-изображение в пределах следующего ИП-пиксела и т. д. В результате, восстанавливается полное ИПВ-изображение.

Для того чтобы гарантировать, что при загрузлении ИПВ-изображения до исходного разрешения будет получено исходное ИП-изображение, решение системы уравнений (1) следует проводить методом наименьших квадратов при условии сохранения ИП-сигнала центрального пиксела в окне (U_0, V_0) :

$$H_j(U_0, V_0) = \sum_{k=1}^K c_j(U_0, V_0; k) S_j(k). \quad (3)$$

Вариант метода, где система уравнений (1) решается при условии (3), назван консервативным синтезом, в отличие от неконсервативного, где условие (3) не используется. При малом уровне приборных ошибок лучшие результаты дает консервативный синтез, а при большом уровне ошибок — неконсервативный, позволяющий фильтровать шум при сохранении резкости ИПВ-изображения [3].

При синтезе в скользящем окне масштаб внутриклассового усреднения ограничивается только размерами окна. При выборе размеров окна необходимо учитывать, что их уменьшение ведет к уменьшению масштаба пространственного усреднения ИП-спектров классов, однако при этом уменьшается и допустимая детальность классификации. Оптимальный размер окна обычно составляет от 5×5 до 7×7 ИП-пикселей.

Применимость метода для решения конкретных задач определяется выполнением следующих условий:

- данные КП должны быть достаточны для распознавания классов, требуемых поставленной задачей;
- классы должны быть разделимы в данных ИП, т. е. должно выполняться условие

$$\det \mathbf{A}_j \neq 0, \quad (4)$$

$$\text{где } \mathbf{A}_j = \left\{ A_j(k, k') = \sum_{U, V} c_j(U, V; k) c_j(U, V; k') \right\}.$$

Для этого, в частности, необходимо, чтобы число классов в окне не превышало числа ИП-пикселей, а при консервативном синтезе было, по крайней мере, на единицу меньше. Кроме того, не допустима ситуация, когда два (или более) класса содержатся только в одном ИП-пикселе. В случае, когда в каком-либо окне условие (4) не выполняется, наименьший по площади класс объединяется со спектрально наиболее близким классом до тех пор, пока классы не становятся разделимыми. В этом случае для объединенных классов оценивается их средневзвешенный ИП-спектр.

Рассматриваемый метод противоположен методу спектральной декомпозиции, предложенному в [5] и широко применяемому в практике дистанционного зондирования. В методе спектральной декомпозиции априорно или по однородным областям на изображении задаются спектры чистых классов $S_j(k)$ и затем, путем решения системы уравнений (1), определяются пропорции $c(U, V, k)$ классов k в пикселях (U, V) . В отличие от этого, в рассматриваемом методе пропорции классов в пикселях ИП определяются по видеоданным высокого разрешения, полученным КП, и далее используются для определения спектров классов $S_j(k)$, т. е. синтез проводится без использования априорной или дополнительной информации.

2. Пример применения метода

Проиллюстрируем рассматриваемый метод на примере синтеза видеоданных спектрорадиометра MODIS на ИСЗ Terra, имеющего два канала — 0,65 и 0,86 мкм — с разрешением 250 м, 5 каналов в диапазоне 0,4...2,2 мкм с разрешением 500 м и 29 каналов в диапазоне 0,4...14 мкм с разрешением 1 км. С этой целью использовалось изображение катастрофических пожаров в Португалии, полученное MODIS в августе 2003 г.

Гари легко распознаются в канале 0,86 мкм среди зеленой растительности по их низкой отражательной способности (рис. 2а). При этом, однако, трудно отличить гари от водоемов, которые также имеют низкую отражательную способность во всем видимом и ближнем ИК-диапазоне и также выглядят темными на представленном изображении.

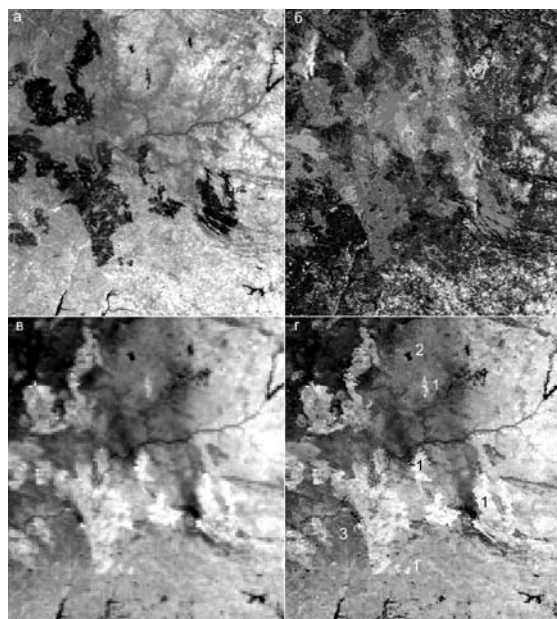


Рис. 2. Синтез изображений разного разрешения, полученных спектрометрией MODIS: *а* — изображение в канале 0,857 мкм с разрешением 250 м; *б* — классификационная карта на 64 класса; *в* — изображение в канале 11 мкм с разрешением 1 км; *г* — синтезированное изображение в канале 11 мкм с размером пиксела 250 м; 1 — гари; 2 — водоем; 3 — растительность

Использование информации других спектральных диапазонов позволяет решить эту проблему. Известно, что в коротковолновом ИК-диапазоне отражательная способность гарей значительно выше, чем у водоемов (<http://speclib.jpl.nasa.gov>), а в среднем и тепловом ИК-диапазонах гари значительно теплее как окружающего почвенно-растительного фона, так и водоемов (даже если пожар уже потух, нагревание солнечным излучением имеющих низкое альбедо и высокую поглощательную способность гарей приводит к повышению их температуры).

Рассматриваемый метод позволяет синтезировать информацию, содержащуюся во всех каналах MODIS. С этой

целью изображения, полученные в каналах 0,65 и 0,86 мкм с разрешением 250 м, классифицировались с помощью кластерного алгоритма ISODATA на 64 класса (рис. 2*б*). По полученной системе спектральных классов путем применения консервативного алгоритма в движущемся окне 7×7 ИП-пикселей осуществлялось разложение изображений в остальных каналах MODIS, имеющих более низкое пространственное разрешение.

Хотя при классификации изображений в каналах 0,65 и 0,86 мкм гари и водоемы плохо разделяются, использование движущегося окна позволяет избежать смешивания объектов этих классов, если они разделены расстоянием, превышающим размер окна.

На рис. 2*в* показано исходное изображение, полученное в канале 11 мкм с разрешением 1 км, а на рис. 2*г* — синтезированное изображение высокого разрешения в том же канале. Изображение на рис. 2*г* имеет значительно лучшую резкость и позволяет различать даже небольшие гари с повышенной температурой и водоемы с пониженной температурой.

На рис. 3 сопоставляются синтезированные спектры картированных с разрешением 250 м участков гарей, водоемов и зеленой растительности, которые помечены на рис. 2*г*. Спектры охватывают все каналы MODIS в видимом и ближнем (0,4...0,95 мкм), коротковолновом (1,2...2,15 мкм), среднем (3,7...4,5 мкм) и тепловом (8,5...12 мкм) ИК-диапазонах, расположенные в окнах прозрачности атмосферы (за исключением зашумленных каналов). Эти спектры содержат значительно больше информации, чем спектральные отсчеты в каналах 0,65 и 0,86 мкм, использовавшихся при первоначальной классификации. В частности, гари и водоемы надежно различаются по яркости в коротковолновом, среднем и тепловом ИК-диапазонах. Различие спектров гарей в этих диапазонах позволяет также судить о степени повреждения растительности.

Заключение

Рассматриваемый метод позволяет синтезировать видеоданные, полученные различными съемочными системами или в различных каналах одной съемочной системы, имеющих

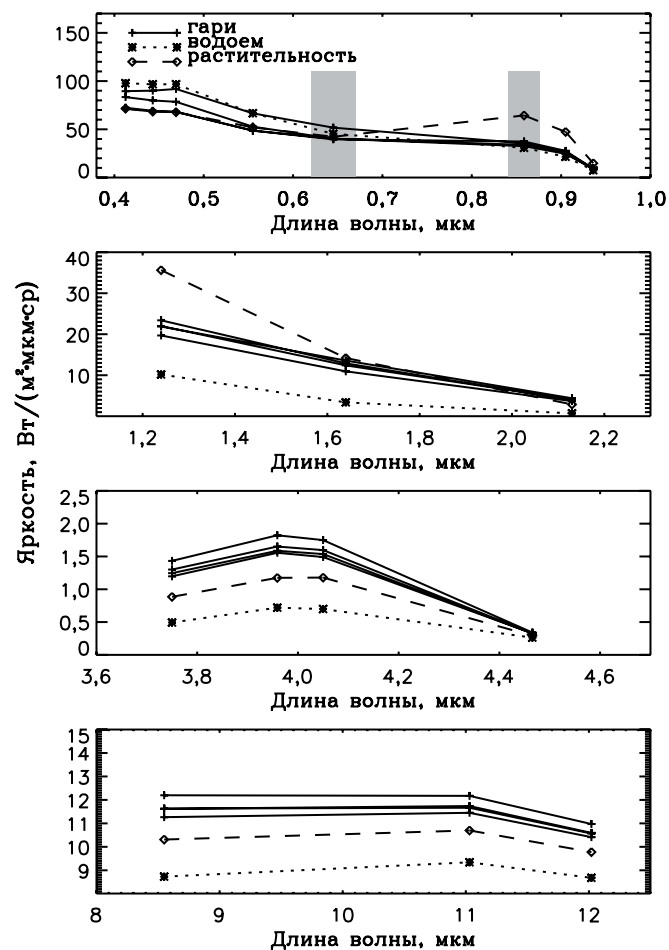


Рис. 3. Синтезированные спектры гарей, водоема и растительности; затенением указаны использовавшиеся при классификации спектральные зоны

разное разрешение. На примере изображений, полученных спектрометриком MODIS, показано, что такой синтез дает возможность не только более полно охарактеризовать спектральные классы, распознаваемые по видеоданным высокого разрешения, но и уточнить исходную классификацию.

Литература

1. Zhukov B., Oertel D. A technique for combined processing of the data of an imaging spectrometer and of a multispectral camera // Proc. SPIE. 1995. V. 2480. P. 453–465.
2. Жуков Б.С., Эртель Д.А. Метод синтеза многосенсорных данных различного пространственного разрешения // Исслед. Земли из космоса. 1996. № 4. С. 42–50.
3. Zhukov B., Oertel D., Lanzl F. et al. Unmixing-based multi-sensor multi-resolution image fusion // IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing. 1999. V. 37. N. 3. P. 1212–1226.
4. Richards A. Remote Sensing Digital Image Analyses. An Introduction. Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, 1986.
5. Adams J.B., Smith M.O., Johnson P.E. Spectral mixture modelling: a new analysis of rock and soil types at the Viking Lander I site // J. Geophys. Res. 1986. V. 91. N. B8. P. 8098–8112.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОБРАБОТКА ВИДЕОДАНЫХ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ С КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М»

Б.С. Жуков¹, Я.Л. Зиман¹, И.В. Полянский¹,
С.Б. Жуков², О.В. Бекренев³, Л.И. Пермитина³

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

² Автономная некоммерческая организация — АНО «Космос-НТ», Москва

³ Научный центр оперативного мониторинга Земли — НЦ ОМЗ ФГУП «РНИИ КП», Москва

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС) на КА «Метеор-М» № 1 позволит получать видеоданные в полосе захвата шириной более 900 км с разрешением 60 м в трех спектральных зонах, оптимизированных для исследований суши, и с разрешением 120 м в трех зонах, оптимизированных для исследований акваторий. Предварительная обработка видеоданных КМСС до уровня L1B включает их декоммутацию, радиометрическую коррекцию, временную и географическую привязку и межканальное геометрическое совмещение. При этом используются результаты наземной радиометрической и геометрической калибровки КМСС, которые будут проверяться и при необходимости уточняться в полете.

Satellite Multispectral Imaging System (KMSS) on the Meteor-M Nr. 1 spacecraft will acquire images in a swath of more than 900 km with a resolution of 60 m in three spectral bands optimized for land research, and with a resolution of 120 m in three spectral bands — for the ocean studies. KMSS data pre-processing up to the Level L1B includes this data decommutation, radiometric correction, timing, geographical referencing and inter-channel geometric co-registration. The pre-processing will be performed using on-ground radiometric and geometric calibration files that will be validated and if necessary updated in-flight.

Введение

На борту космического аппарата (КА) «Метеор-М» № 1 установлен комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС), который позволяет выполнять обзорные съемки земной поверхности со средним пространственным разрешением в видимом и ближнем ИК-диапазонах для экоприродного мониторинга в научных, природоохранных и хозяй-

ственных целях [1, 2]. Описывается разработанное в ИКИ РАН, АНО «Космос-НТ» и НЦ ОМЗ программно-алгоритмическое обеспечение предварительной обработки данных КМСС до уровня L1B.

1. Основные характеристики КМСС

В состав КМСС входят три многозональных съемочных устройства (МСУ), выполненных в виде отдельных конструктивных блоков:

- два МСУ-100, предназначенных для съемки поверхности суши;
- одно МСУ-50, предназначенное для съемки акваторий.

Основные характеристики камер КМСС приведены в табл. 1.

Таблица 1. Основные характеристики камер КМСС

Параметры	Камера	
	МСУ-100	МСУ-50
Фотоприемники	3 линейных ПЗС	
Число элементов в строке	3×7926	3×7926
Захват, км ($H = 830$ км)	960 (двумя камерами)	940
Проекция элемента на поверхность, м ($H = 830$ км)	60	120
Спектральные зоны, нм	535...575 630...680 700...900	370...450 450...510 580...690
Частота строк, Гц	156,25	156,25
Информационный поток, Мбит/с	30	30
Радиометрическое разрешение, бит	8	8
Динамический диапазон ПЗС	5000	5000
Масса, кг	2,9	2,3
Максимальное энергопотребление, Вт	6,8	6,8
Число камер	2	1

На рис. 1 приведена геометрическая схема съемки КМСС. Два прибора МСУ-100 устанавливаются на прибор-

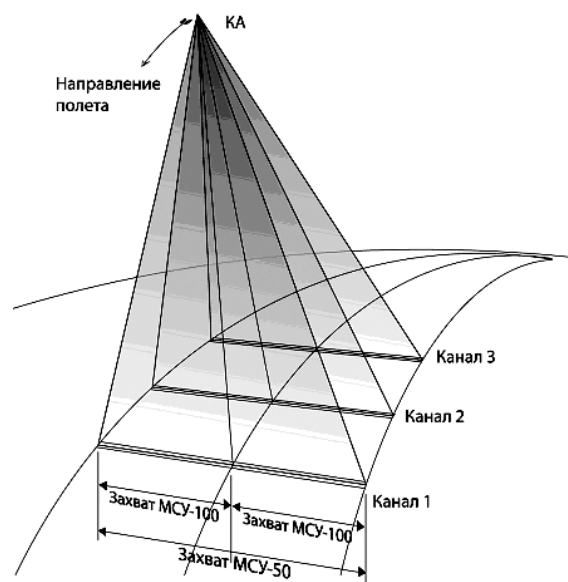


Рис. 1. Геометрия съемки КМСС

ную платформу КА таким образом, что их оптические оси отклоняются от «вертикальной» оси космического аппарата на угол $\pm 14^\circ$ в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты. В результате обеспечивается формирование суммарной полосы обзора МСУ-100, примерно равной полосе обзора МСУ-50 (960 и 940 км соответственно). Поскольку расстояние между центрами чувствительных элементов линейных ПЗС разных спектральных каналов в фокальной плоскости МСУ-50 и МСУ-100 составляет 15,24 мм, одни и те же объекты на земной поверхности наблюдаются в разных спектральных каналах с временной задержкой 18,6 с и под разными углами в орбитальной плоскости: $-16,95, 0$ и $+16,95^\circ$ для МСУ-50; $-8,67, 0$ и $+8,67^\circ$ для МСУ-100.

Для географической привязки видеоданных КМСС будут использоваться навигационные измерения, выполняемые штатными системами измерения положения и ориентации КА, а также в экспериментальном режиме — комплексом координатно-временного обеспечения (ККВО) [3].

2. Структура программно-алгоритмического обеспечения предварительной обработки видеоданных КМСС

Принятая информация с КА «Метеор-М» № 1 поступает со станции приема НЦ ОМЗ на сервер предварительной обработки, где из общего потока выделяются данные КМСС и разбиваются на эпизоды. Под эпизодом понимается фрагмент маршрута, в течение которого соблюдается последовательность порядковых номеров строк видеоданных (штатно одному маршруту будет соответствовать только один эпизод, появление нескольких эпизодов возможно только при нештатной работе бортовых систем или приёмного комплекса). Для каждого эпизода формируются следующие файлы:

- приборный файл, содержащий строки упакованных данных КМСС;
- навигационный файл, содержащий информацию о времени, положении, скорости и ориентации КА на момент получения каждой строки по данным служебных систем КА «Метеор-М» № 1;
- файл данных ККВО;
- файл заголовка, содержащий всю информацию о сеансе измерений.

Предварительная обработка видеоданных КМСС проводится по эпизодам и включает следующие этапы (рис. 2):

- 1) разбиение эпизода на кадры, радиометрическая коррекция и создание зональных изображений;
- 2) временная и географическая привязка изображений с использованием информации о положении и ориентации КА;
- 3) геометрическое совмещение зональных изображений на заданной географической сетке.

Обработка видеоданных КМСС проводится с помощью консольных приложений: `KMSS_RadGeo`, реализующего первые два этапа обработки, и `KMSS_Coreg`, реализующего третий этап.

Входной информацией для программы `KMSS_RadGeo` являются приборный и навигационный файлы и файл заголовка, а выходной информацией — радиометрически скорректированные зональные изображения (файл-матрицы) с

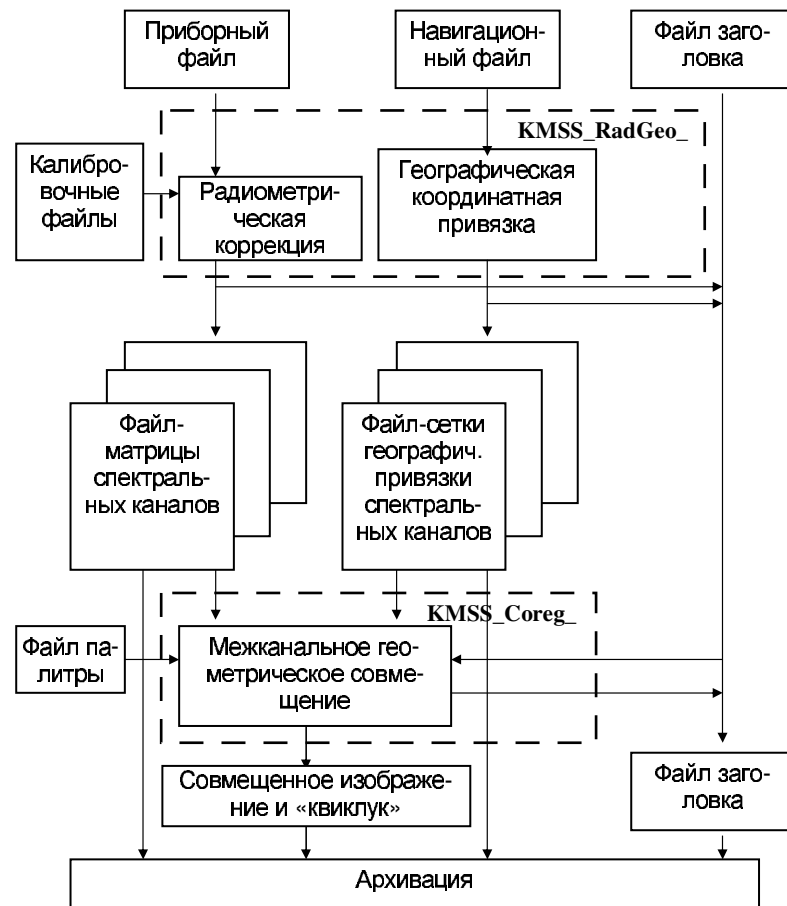


Рис. 2. Схема предварительной обработки данных КМСС

разбивкой по кадрам и соответствующие им файл-сетки географической привязки. Эта информация является входной для приложения *KMSS_Coreg*, которое формирует совмещенное изображение и сжатое цветосинтезированное изображение «квиклук». Информация обо всех этапах обработки добавляется в файл заголовка.

Выходные файлы, соответствующие каждому кадру, архивируются.

В следующих разделах рассматриваются алгоритмы радиометрической коррекции, географической привязки и геометрического совмещения изображений. Вопросы функционирования технологической цепочки потоковой обработки данных КМСС в НЦ ОМЗ обсуждаются в работе [4], а тематическое использование данных КМСС, прошедших предварительную обработку, — в работе [5].

3. Радиометрическая коррекция видеоданных КМСС

Входной информацией для процедуры радиометрической коррекции являются:

- приборный файл камеры МСУ50/100;
 - калибровочные файлы (см. статью* в настоящем сборнике, с. 562).
- Из приборного файла выделяются:
- строки трех зональных изображений $DN(x, y, ch)$, т. е. цифровые значения пикселей x для строки y в канале ch ;
 - время экспонирования τ в относительных единицах ($\tau = 1, 2, 3$);
 - коэффициенты усиления для каждого канала $k(ch)$.

Параметры τ и $k(ch)$ постоянны в пределах маршрута.

Преобразование цифрового сигнала пикселей изображения в абсолютную яркость проводится по соотношению:

$$B(x, y, ch) = \frac{DN(x, y, ch) - DC(x, y, ch)}{c(x, ch)},$$

где $B(x, y, ch)$ [Вт/(м²·мкм·ср)] — абсолютная яркость пикселя; $c(x, ch)$ — актуальные (т. е. соответствующие реальным условиям съемки) коэффициенты чувствительности элементарных детекторов; $DC(x, y, ch)$ — актуальный темновой сигнал элементарных детекторов.

Актуальный коэффициент чувствительности равен:

$$c(x, ch) = c_0(x, ch) \frac{\tau}{\tau_0} \frac{k(ch)}{k_0(ch)},$$

* Васильевский А.С., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Куркина А.Н., Полянский И.В. Относительная радиометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС).

где $c_0(x, ch)$ — калиброванный коэффициент чувствительности для детекторов x канала ch камеры; τ_0 и $k_0(ch)$ — время экспонирования и коэффициенты усиления при калибровке чувствительности каналов камеры.

Актуальный темновой сигнал определяется, согласно [7], как

$$DC(x, y, ch) = \frac{k(ch)}{k_d(ch)} (DC_0(x, ch) - DC_{dark,0}(m(x), ch)) + DC_{dark}(m(x), y, ch),$$

где $DC(x, ch)$ — калиброванный темновой сигнал для элементарных детекторов x канала ch камеры; $DC_{dark,0}(m, ch)$ — средний калиброванный сигнал темновых детекторов четности m ; $DC_{dark}(m, y, ch)$ — определяемый в полете средний сигнал темновых детекторов четности m для строки y ($m = 0$ или 1 соответственно для четных и нечетных детекторов); $k_d(ch)$ — коэффициент усиления, использовавшийся при наземной калибровке темнового тока.

Коррекция темнового сигнала в полете позволяет как адаптироваться к его вариациям, например, вследствие изменения температуры, так и учесть эффект различия коэффициента усиления и напряжения сдвига при калибровке и при реальной съемке. При этом учитывается, что используемые в камерах КМСС линейные ПЗС-приемники имеют два несколько отличающихся по своим характеристикам выходных регистра с чередованием считывания сигналов, накопленных элементарными детекторами.

Массивы $c_0(x, ch)$, $DC_0(x, ch)$, $DC_{dark,0}(m, ch)$ для каждой камеры вместе с соответствующими значениями τ_0 , $k_0(ch)$, $k_d(ch)$ входят в состав калибровочных файлов (см. статью в настоящем сборнике, с. 562). Они определяются по результатам наземной калибровки, проверяются и при необходимости уточняются в полете.

Для сокращения объема данных зональные изображения, калиброванные в абсолютных яркостях, преобразуются в 16-битные файл-матрицы по соотношению

$$I(x, y, ch) = \text{INT}[10B(x, y, ch) + 0,5],$$

где функция INT возвращает целую часть аргумента.

Калиброванные зональные изображения разбиваются на кадры с учетом номинального сдвига каналов так, что кадры имеют примерно равный линейный размер (в метрах) вдоль и поперёк направления полёта.

4. Временная и географическая привязка зональных изображений

Временная и географическая привязка каждого зонального изображения в кадре осуществляется на сетке с шагом 100 пикселей, обеспечивающей при билинейной интерполяции точность геометрической привязки не хуже 7 м (по сравнению с прямым расчетом географических координат каждого пикселя). Для каждого узла сетки географической привязки определяются:

- время съемки;
- географические координаты узла (в град.);
- вектор направления из узла на КА;
- вектор направления из узла на Солнце.

Все координаты и компоненты векторов определяются в геоцентрической вращающейся (географической) системе координат WGS-84.

Входными параметрами для вычисления указанных характеристик узла являются приведенные в навигационном файле для соответствующей строки:

- время T , отчитываемое в сутках, прошедших с полуночи 12/30/1899;
- радиус-вектор \mathbf{r}_0 положения КА в географической системе координат (ГСК);
- $\mathbf{A}_{\text{ГСК} \leftarrow \text{КА}}$ — матрица преобразования из системы координат КА в географическую систему координат.

Географические координаты узла рассчитываются с использованием заданных в географической системе координат вектора положения КА \mathbf{r}_0 и единичного вектора \mathbf{e} в направлении наблюдения:

$$\mathbf{e}(x, y, ch) = \mathbf{A}_{\text{ГСК} \leftarrow \text{КА}}(y) \mathbf{A}_{\text{КА} \leftarrow \text{ПСК}} \mathbf{e}_{\text{ПСК}}(x, ch),$$

где $\mathbf{A}_{\text{ГСК} \leftarrow \text{КА}}(y)$ — матрица преобразования из системы координат КА в географическую систему координат для строки

у (содержится в навигационном файле); $A_{КА-ПСК}$ — матрица преобразования из приборной системы координат (ПСК) заданной камеры в систему координат КА (содержится в калибровочных файлах); $e_{ПСК}(x, ch)$ — вектор направления наблюдения для детектора x канала ch в приборной системе координат камеры (компоненты вектора $e_{ПСК}$ содержатся в калибровочных файлах).

Географические координаты узла находятся как широта и долгота узла (φ, λ) точки пересечения направления наблюдения с эллипсоидом всемирной геодезической системы WGS-84.

Для расчета вектора направления на Солнце в географической системе координат на моменты съемки узлов используется алгоритм [6], обеспечивающий точность в пределах $0,01^\circ$ на интервале времени до 2100 г.

5. Геометрическое совмещение зональных изображений

Геометрическое совмещение зональных изображений и формирование «квиклук» осуществляется программой KMSS_Coreg. Совмещение проводится на сетке эллипсоида WGS-84 с заданным шагом по широте и долготе.

Входными параметрами для программы KMSS_Coreg являются:

- имя кадра;
- разрешение совмещенного изображения;
- имя файла палитры и показатель качества для формирования «квиклук».

Дополнительно в качестве входных параметров программы KMSS_Coreg могут задаваться наименьшие и наибольшие значения широты и долготы формируемого совмещенного изображения. В случае, если эти параметры не заданы, вместо них автоматически используются наименьшие и наибольшие значения широты и долготы узлов сетки географической привязки.

Имя кадра используется для определения имен файлов-матриц и файлов-сеток географической привязки зональных изображений, а также файла заголовка, соответствующих заданному кадру.

Файл палитры содержит информацию, используемую при преобразовании получаемых значений зональной яркости совмещенного изображения в цветовое пространство RGB цветосинтезированного изображения «квиклук». Файл палитры определяет, в какую компоненту цветового пространства RGB (красная, зеленая или синяя) будет преобразовано каждое из исходных зональных изображений и каковы значения яркости зональных изображений, соответствующие максимальным значениям цветовых компонент. Задаваемый в качестве входного параметра показатель качества определяет уровень потерь при финальном сжатии изображения «квиклук» в соответствии со стандартом JPEG.

Принцип работы программы KMSS_Coreg состоит в трансформировании каждого из зональных изображений на сетку, определяемую заданными наименьшими и наибольшими значениями широты и долготы формируемого совмещенного изображения и заданным разрешением. Шаги сетки совмещенного изображения по широте и долготе выбираются так, чтобы обеспечить заданное разрешение в центре кадра.

Для формирования трансформированного зонального изображения осуществляются:

расчет координат центров пикселей трансформированного изображения в системе координат исходного изображения путем линейной интерполяции по сетке географической привязки;

расчет сигнала пикселей трансформированного изображения усреднением по исходному изображению в пределах прямоугольника с центром в расчетном центре пикселя и размерами, определяемыми разрешением трансформированного изображения.

После формирования совмещенных зональных изображений осуществляется их преобразование в изображения-компоненты цветового пространства RGB с использованием файла палитры. Полученные компоненты формируют цветосинтезированное изображение «квиклук». Финальное сжатие изображения «квиклук» осуществляется в соответствии со стандартом JPEG с заданным показателем качества.

Заключение

Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение предварительной обработки видеоданных КМСС отлажено на модельных изображениях и данных наземных тестовых съемок. Его окончательная отработка и отладка будет проводиться на этапе летно-конструкторских испытаний КА в потоковом режиме при обработке видеоданных КМСС в НЦ ОМЗ.

Литература

1. *Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Куделин М.И.* и др. Комплекс многозональной съемочной аппаратуры, разрабатываемый для КА «Метеор-М» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса: Тез. докл. 3-й Всерос. открытой конф. Москва, ИКИ РАН, 14–17 нояб. 2005. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 72.
2. *Жуков Б.С., Василейский А.С., Железнов М.М., Жуков С.Б., Бекренев О.В., Пермитина Л.И.* Задачи обработки многозональных видеоданных КМСС на КА «Метеор-М» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса. Вып. 4. Т. 1. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 222–228.
3. *Василейский А.С., Горбунов А.В., Форш А.А.* и др. Комплекс координатно-временного обеспечения системы управления полетом КА серии «Метеор-М» // Авиация и космонавтика-2006: Тез. докл. 5-й Международной конф. Москва, МАИ, 23–26 окт. 2006. М.: Изд-во МАИ, 2006. С. 268–269.
4. *Пахомов Л.А., Бекренев О.В., Пермитина Л.И., Аквилонова А.Б., Жуков Б.С., Василейский А.С.* Развитие информационной системы НЦ ОМЗ для обработки данных перспективного российского КА «Метеор-М» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса: Тез. докл. 5-й Юбилейной открытой всерос. конф. Москва, ИКИ РАН, 12–16 нояб. 2007. М.: ИКИ РАН, 2007.
5. *Жуков Б.С., Василейский А.С., Железнов М.М., Жуков С.Б., Бекренев О.В., Пермитина Л.И.* Задачи обработки многозональных видеоданных КМСС на КА «Метеор-М» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса. Вып. 4. Т. 1. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 222–228.
6. *Меес Ж.* Астрономические формулы для калькуляторов. М.: Мир, 1988.

АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ОТРАБОТКИ ПРИБОРОВ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ

Е.В. Коломеец

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Представлены результаты разработки аппаратно-программного комплекса (АПК) для наземной отработки приборов КМСС. Приведена структурная схема АПК и его составных частей. Рассмотрен принцип работы имитаторов видеосигнала. Перечислены основные возможности программно-алгоритмического обеспечения для отработки аппаратных интерфейсов КМСС.

The results of developing the hard- and software system (APK) for ground processing the Satellite multispectral imaging system's instruments (KMSS) are presented. The block diagram of APK and its elements is given. Principle of the videosegnal imitator operation is considered. Main capabilities of software developed for processing the KMSS hardware interfaces are listed.

Введение

На протяжении последних нескольких лет в оптико-физическом отделе ИКИ РАН совместно с АНО «Космос-НТ» было создано несколько типов многозональных сканирующих устройств (МСУ) для съемки земной поверхности из космоса. Назначение МСУ, его характеристики и принципы взаимодействия в составе комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС) с аппаратурой КА «Метеор-М» рассматривались в статьях [1, 2].

Наряду с этим, несколько ранее, была завершена разработка опытного образца авиационного комплекса дистанционного зондирования (АКДЗ), предназначенного для стереосъемок земной поверхности с самолетов. Назначение такого комплекса — создание топографических карт в масштабе М 1:5000–1:50 000.

И в том, и в другом случае речь шла о работе с приборами, использующими принцип цифровой съемки, основанный на регистрации и передаче изображения объекта, попадающего в поле зрения оптического объектива, посредством

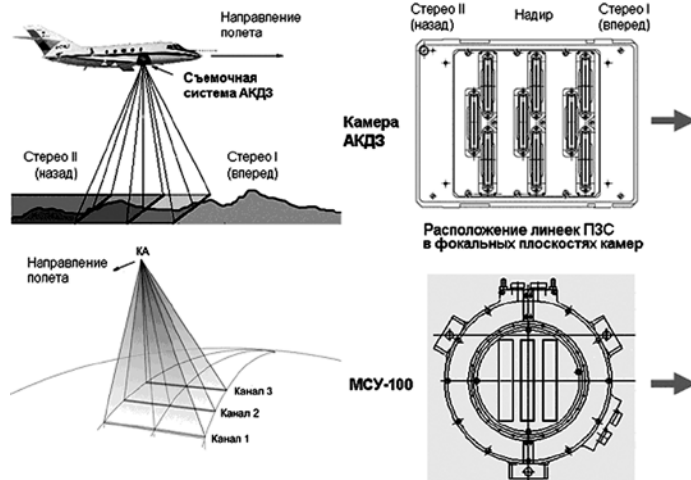


Рис. 1. Принцип формирования изображения АКДЗ и МСУ

линейных ПЗС-детекторов (или ПЗС-линеек). На рис. 1 показан принцип формирования изображения полосы земной поверхности строчной камерой АКДЗ и МСУ при перемещении летательного аппарата относительно Земли.

Таким образом, перед разработчиками аппаратуры встал вопрос о наземной отработке приборов, проверке их работоспособности и возможности записи на твердые носители потоков видеоданных высокоскоростных каналов обмена (в перспективе до 1 Гбит/с) в режиме реального времени с целью их дальнейшей обработки.

При этом визуальный контроль принимаемых видеоданных и возможность изменения набора параметров управления приборов решались средствами специального программного обеспечения.

Состав аппаратно-программного комплекса многозональной спутниковой съемки (АПК КМСС) и назначение его составных частей

Современный АПК построен на базе персональной электронно-вычислительной машины платформы Intel и состоит из следующих функциональных частей:

- пульта оператора;
- управляющего компьютера, в состав которого входят:
 - системная плата с ЦПУ;
 - плата расширения интерфейса видеоданных стандарта CameraLink;
 - плата контроллера шины мультиплексного канала обмена (МКО);
 - плата контроллера накопителей шины данных PCI на жестких дисках;
- блока адаптера видеоинтерфейса (АВИ) CameraLink и целевой аппаратуры;
- имитаторов видеосигнала (ИВС);
- специального программного обеспечения АПК.

Структурная схема АПК КМСС приведена на рис. 2.

Три камеры МСУ подключаются к аппаратуре АПК КМСС через блок интерфейсов по интерфейсам питания, телеметрии и мультиплексного канала обмена в соответствии с ГОСТ Р 52070–2003. Сопряжение интерфейса видеотракта и платы ввода видеоданных в управляющий компьютер осуществляется через адаптер видеоинтерфейса (АВИ).

Передача настроек сеанса, а также обмен служебной информацией реализован через магистральную шину МКО.

Для проверки видеотракта приборов КМСС при проведении испытаний и при входном контроле используется

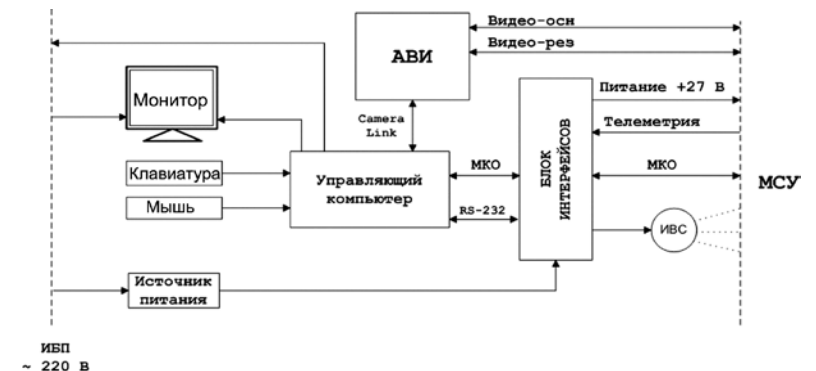


Рис. 2. Структурная схема АПК КМСС

имитатор видеосигнала (ИВС), представляющий собой универсальный осветитель, установленный на бленде входного объектива МСУ.

Принципы работы видеотракта и стандарты

Основные характеристики АПК КМСС

Интерфейс видеоданных	CameraLink
Интерфейс управления	ГОСТ Р 52070–2003 (МКО)
Информационный поток	86 Мбит/с
Время непрерывной съемки	до 24 ч
Архитектура управляющего компьютера	Intelx86
Тип операционной системы	Microsoft Windows XP

Для обеспечения работы камер в режиме непрерывной передачи видеоданных с их последующим вводом в управляющий компьютер перед разработчиками стоял вопрос об изготовлении платы ввода видеоданных или покупки существующих промышленных. После проведения необходимого анализа было решено включить в состав АПК КМСС плату ввода видеоданных Meteor-2 CL канадской фирмы Matrox Imaging, работающей по стандарту интерфейса CameraLink. Остановимся на этом подробнее.

Протокол CameraLink

Протокол **CameraLink** был создан компаниями Basler, Cognex, Coreco, DALSA, Data Translation, Datacube, EPIX, Euresys, Foresight Imaging, Integral Technologies, Matrox Imaging, National Instrument, PULNiX America. Необходимость создания этого протокола была обусловлена тем, что совершенно разные компании занимались производством скоростных видеокамер и плат ввода видеоданных (это хорошо видно и из вышеприведенного списка), поэтому существовали разные разъёмы, протоколы и программные решения для осуществления связи между видеокамерами и управляющими компьютерами. При повышении скорости передачи данных эти проблемы стали ещё более актуальными. Чтобы упорядочить и стандартизировать эти разработки, был создан прото-

кол **CameraLink**, а также универсальный кабель с высокочастотным разъёмом для подключения скоростных видеокамер к платам ввода видеоданных. Максимальная длина кабеля может составлять 10 м.

Интерфейс CameraLink

Компания National Semiconductor создала технологию **ChannelLink**, основанную на **LVDS (RS-644)**, для своих плоских мониторов. Затем эта технология была развита в универсальный скоростной метод передачи данных, который и лег в основу интерфейса **CameraLink**. Чип ChannelLink состоит из пары отправитель — получатель. Отправитель (driver) получает 28 одиночных сигналов данных и один тактовый. Данные сериализуются 7:1, то есть 28 бит, поданных на вход устройства, превращаются в 7-битный последовательный код на четырех выходных шинах. Затем четыре потока данных и один тактовый поток отправляются по пяти парам LVDS. Получатель (receiver) принимает четыре потока данных LVDS и один тактовый LVDS, а затем «разворачивает» сигнал в 28 бит и тактовый сигнал и передаёт по параллельной выходной шине на плату.

Спецификация **CameraLink** предусматривает использование одной, двух или трёх микросхем ChannelLink. В таблице перечислены основные скоростные характеристики интерфейса **CameraLink** в зависимости от текущей конфигурации.

Пропускная способность интерфейса CameraLink

Конфигурация	Количество микросхем ChannelLink	Пропускная способность	
		Мбайт/с	Гбит/с
Базовая	1	255	2,04
Средняя	2	510	4,08
Полная	3	680	5,44

Таким образом, плата ввода видеоданных Meteor-2 CL, работающая в базовой конфигурации интерфейса CameraLink, обеспечивает связь между управляющим компьютером АПК КМСС и целевой аппаратурой через блок адаптера видеоинтерфейса.

Имитатор видеосигнала

Имитатор видеосигнала (ИВС) предназначен для формирования квазиравномерного светового потока в поле зрения приборов КМСС при проведении как автономных, так и комплексных испытаний в составе бортового комплекса научной аппаратуры и обеспечивает контроль сквозного прохождения информации по цепи «свет – сигнал».

Имитатор видеосигнала представляет собой источник пространственного светового поля, устанавливаемый на фланце входной бленды приборов КМСС.

Конструкция имитатора, показанная на рис. 3, представляет собой плоскую плату 4 с расположенными на ней девятнадцатью светодиодами 3, световой поток от которых направляется на рассеивающий полупрозрачный экран 5, перекрывающий поле зрения приборов. Вся конструкция заключена в светоизолирующий корпус 1, снабженный фланцем, сопрягаемым с фланцем бленды одной из камер КМСС. Питание на светодиоды подается через разъем 2, установленный на торцевой поверхности корпуса.

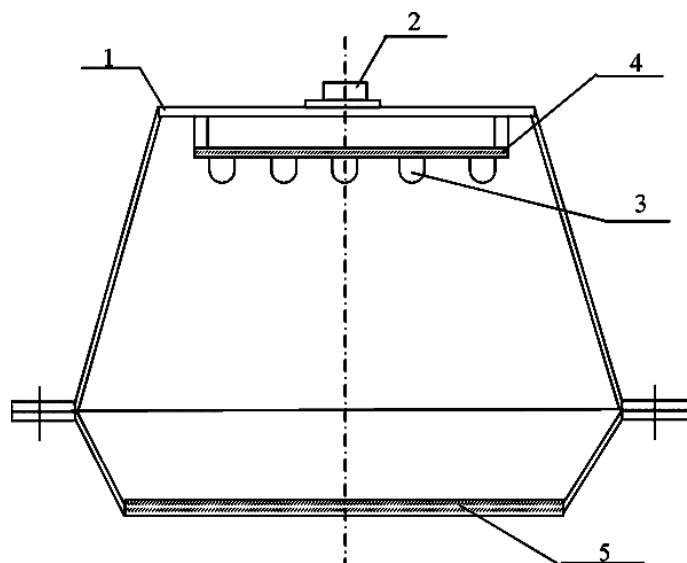


Рис. 3. Устройство имитатора видеосигнала (ИВС)

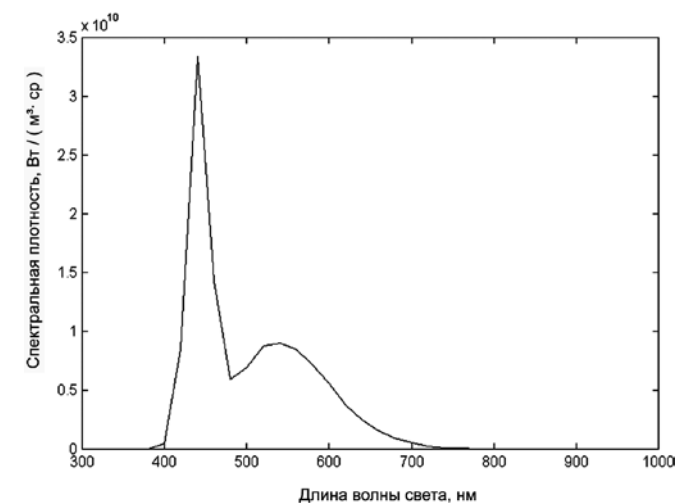


Рис. 4. Спектральная характеристика светодиода L-5023UWC

Для цветовой коррекции формируемого светового потока светодиоды разбиты на пять групп, скомплектованных из излучателей разного спектрального состава.

Спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) люминесцентного светодиода L-5023UWC (рис. 4) охватывает широкий спектр видимого светового диапазона.

Специальное программное обеспечение АПК КМСС

Специальное программное обеспечение АПК КМСС (СПО АПК КМСС) представляет собой многопоточное 32-разрядное приложение Microsoft Windows, разработанное с использованием интегрированной среды разработки Borland C++ Builder версии 6.0.

Основные функциональные возможности:

- автоматическое управление питанием КМСС;
- сбор данных телеметрии;
- управление КМСС в штатном режиме работы;
- регистрация и отображение видеоданных для их последующей обработки.

Вид главного окна СПО АПК КМСС представлен на рис. 5.

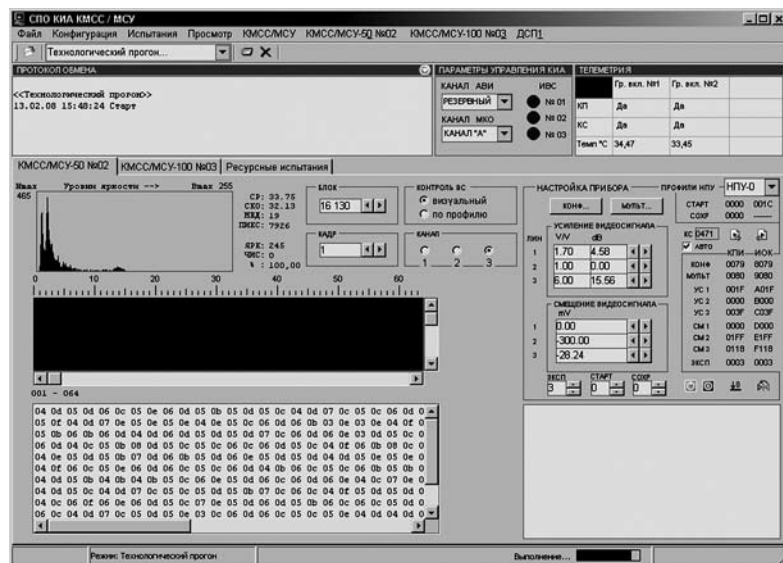


Рис. 5. Главное окно СПО АПК КМСС

Выводы

В настоящее время созданный аппаратно-программный комплекс позволяет решать широкий спектр задач по наземной обработке приборов дистанционного зондирования Земли авиационного и космического применения.

Литература

1. *Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Куделин М.И.* и др. Комплекс многозональной съемочной аппаратуры, разрабатываемый для КА «Метеор-М» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса: Тез. докл. 3-й Всерос. открытой конф. Москва, ИКИ РАН, 14–17 нояб. 2005. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 72.
2. *Жуков Б.С., Василейский А.С., Железнов М.М., Жуков С.Б., Бекренев О.В., Пермитина Л.И.* Задачи обработки многозональных видеоданных КМСС на КА «Метеор-М» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса: Тез. докл. 3-й Всерос. открытой конф. Москва, ИКИ РАН, 14–17 нояб. 2005. М.: ИКИ РАН, 2005. С. 222.

РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ ГРАДУИРОВКА КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ

В.А. Ваваев, М.В. Ваваев, И.В. Полянский

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Рассмотрены измерительные свойства многоспектральных съемочных устройств МСУ-100 и МСУ-50, входящих в комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС). Описана технологическая последовательность радиометрической градуировки спектральной чувствительности каналов МСУ по эталону спектральной плотности энергетической яркости. Приведены результаты радиометрической градуировки штатных образцов и оценена их точность.

Measuring features of the MSU-100 and MSU-50 multispectral imaging cameras of the Satellite Multispectral Imaging System (KMSS) are considered. A processing sequence of the MSU spectral sensitivity radiometric calibration by the spectral radiance reference gage is described. Results of the flight models radiometric calibration are presented together with their accuracy estimates.

В отделе оптико-физических исследований ИКИ РАН ведутся работы по созданию многозональных съемочных устройств (МСУ), предназначенных для установки на околоземные космические аппараты с круговыми орбитами. На сегодня разработан и установлен на борту метеорологического спутника серии «Метеор-М» комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС). КМСС включает в себя два прибора МСУ-100 и один прибор МСУ-50, которые различаются по пространственному разрешению и спектральным диапазонам чувствительности.

На рис. 1 изображена упрощенная схема видеотракта МСУ. Входное излучение собирается объективом, в фокальной плоскости которого установлены три линейки на основе прибора с зарядовой связью (ПЗС). На входном окне каждой линейки ПЗС закреплен полосовой оптический фильтр, вырезающий соответствующий спектральный диапазон, заданный техническими требованиями. Электрический сигнал с выхода ПЗС каждого спектрального канала усиливается (с коэффициентом усиления K_u) и преобразуется в

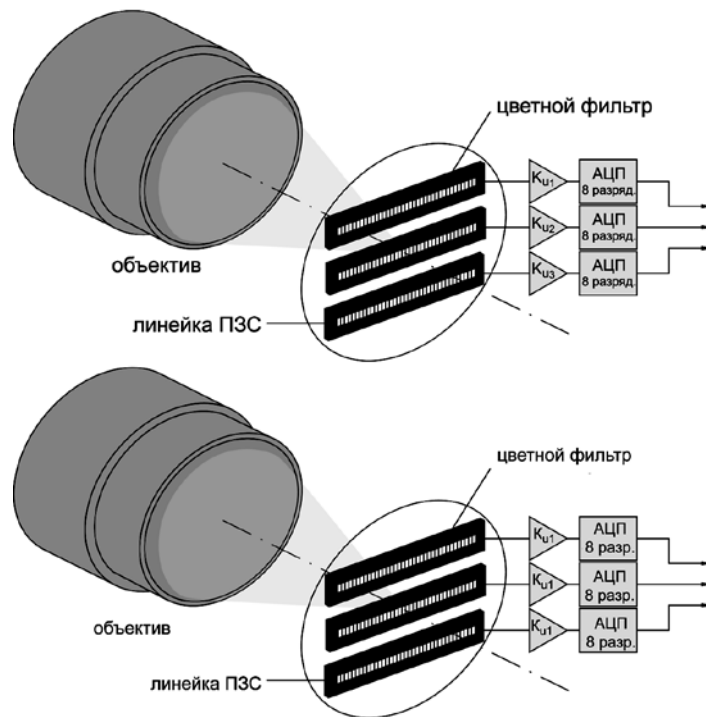


Рис. 1. Блок-схема видеотракта МСУ

восьмиразрядный цифровой код. Выбор возможных спектральных зон зависит от спектральной чувствительности линейки ПЗС, которая ограничивается общим диапазоном 360...1000 нм. Камера МСУ устанавливается на космическом аппарате таким образом, чтобы при его движении по орбите линейки ПЗС сканировали поле зрения объектива поперек направления движения.

Из схемы видеотракта (рис. 1) видно, что МСУ является классической съемочной камерой, в которой выходной сигнал элемента ПЗС зависит от яркости наблюдаемого объекта поверхности и не зависит ни от расстояния до объекта, ни от его площади (при условии, что площадь изображения объекта больше площади элемента ПЗС). Каждый канал МСУ обладает конкретными значениями эффективного от-

носительного отверстия объектива, общего спектрального пропускания оптики и чувствительности элементов линейки ПЗС, которые влияют на общую чувствительность камеры к входной яркости. Для учета указанных конструктивных и технологических особенностей видеотракта предусмотрена процедура градуировки. После проведения процедуры градуировки камера приобретает радиометрические свойства, обеспечивающие возможность сравнительного и комплексного анализа участков поверхности Земли, измеряемых одновременно (или последовательно) различной бортовой аппаратурой данного космического аппарата «Метеор-М», а в дальнейшем и других, аналогичных космических аппаратов. Это первая главная цель радиометрической градуировки.

Кроме этого, результаты наземной предполетной градуировки и калибровки (о калибровке смотри ниже) используются для выполнения операции коррекции видеоданных, получаемых с орбиты при эксплуатации комплекса КМСС. Коррекция данных предусматривает программную компенсацию систематических погрешностей, которые не могут быть исключены аппаратным путем.

Процедура градуировки всех трех каналов МСУ устанавливает однозначное соответствие между выходным сигналом в виде восьмиразрядного кода и измеряемой монохроматической яркостью для каждого мгновенного поля зрения элемента ПЗС. Результат градуировки выражается через таблицу абсолютной спектральной чувствительности канала МСУ к стандартной единице монохроматической яркости. В нашем случае, для градуировки абсолютной шкалы чувствительности МСУ используется эталон единицы спектральной плотности энергетической яркости (СПЭЯ)*, эта единица измеряется в $[Вт/м^3 \cdot ср]$. Линейка ПЗС каждого канала МСУ имеет 8000 элементов, которые вырезают из поля зрения объектива свое элементарное поле зрения. Так как элементарные поля зрения имеют различные характеристики чувствительности, то градуировочная таблица должна быть выполнена для каждого элементарного поля зрения.

* Эталон единицы СПЭЯ хранится во Всероссийском научно-исследовательском институте оптико-физических измерений (ВНИИОФИ).

Эта особенность градуировки характерна для современных многоэлементных фотоприемников на основе ПЗС, у которых число элементов непрерывно увеличивается, а размер элемента при этом уменьшается. Прямые сравнения элементов фотоприемника с эталоном становятся практически нереальными. Для видеотракта, у которого характеристика свет-сигнал линейна в рабочем диапазоне, а относительная спектральная характеристика чувствительности неизменна для всех элементов, проблема (при любом количестве элементов фотоприемника) решается следующим образом.

Градуировка чувствительности линейного или матричного фотоприемника выполняется для одного базового участка, специально выбранного по координатам и размерам. Все остальные элементы градуируемого канала привязываются к эталону через результаты относительной калибровки прибора. Калибровка является нормировочной процедурой, в процессе которой производятся относительные сравнения значения параметра текущего элемента фотоприемника со значением параметра базового элемента (или группы элементов). По результатам калибровки рассчитывается набор безразмерных коэффициентов. Например, в нашей схеме в качестве базового участка для градуировки используется среднее значение по 5...10 элементам с известными координатами в центральной зоне линейки ПЗС. Подробно процедура калибровки рассматривается в статье* настоящего сборника (с. 562).

Нелинейность характеристики свет-сигнал увеличивает погрешность градуировки и последующей коррекции данных (особенно в нижней части шкалы). Поэтому при градуировке выбирается строго линейный участок динамического диапазона, где нелинейность имеет порядок случайных шумов. В силу специфики работы ПЗС и его усилительного тракта, как правило, нелинейность характеристики свет-сигнал наблюдается в верхней части динамического диапазона электрического сигнала (при насыщении потенциальной ямы элемента ПЗС) в режиме минимального усиления.

* *Василейский А.С., Жуков В.С., Жуков С.В., Куркина А.Н., Полянский И.В.* Относительная радиометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки.

Оптимальный выбор коэффициента усиления видеотракта позволяет минимизировать ошибки за счет нелинейности передаточной характеристики свет-сигнал при сохранении достаточного отношения сигнал/шум. Если обеспечить необходимую линейность передаточной характеристики невозможно аппаратным путем, то производится измерение нелинейности с целью последующего ее учета в процедурах калибровки прибора, а затем и коррекции полученных изображений.

Собственно процедура градуировки разделяется на два этапа:

- измерение относительной спектральной чувствительности базового участка линейки ПЗС каждого канала;
- абсолютизация относительной спектральной чувствительности (базового участка линейки ПЗС каждого канала) на длине волны с максимальной чувствительностью к монохроматическому излучению.

Абсолютная спектральная характеристика чувствительности элемента поля зрения — это функциональная зависимость монохроматической чувствительности этого элемента поля зрения от длины волны входного монохроматического излучения.

Монохроматическая чувствительность — отношение приращения выходного кода к вызвавшему его приращению монохроматического входного светового сигнала. Входной сигнал для МСУ представляет собой монохроматическую яркость (или лучистость) в данной спектральной точке диапазона электромагнитного излучения. Единица измерения яркости — $[Вт/(м^2 \cdot ср)]$.

Относительная спектральная характеристика чувствительности элемента поля зрения — это спектральная характеристика элемента, нормированная к своему максимальному значению на соответствующей длине волны.

В реальности МСУ, как радиометр, реагирует на интегральную яркость в диапазоне спектральной чувствительности каждого канала.

Блок-схема измерения относительной спектральной характеристики чувствительности МСУ приведена на рис. 2.

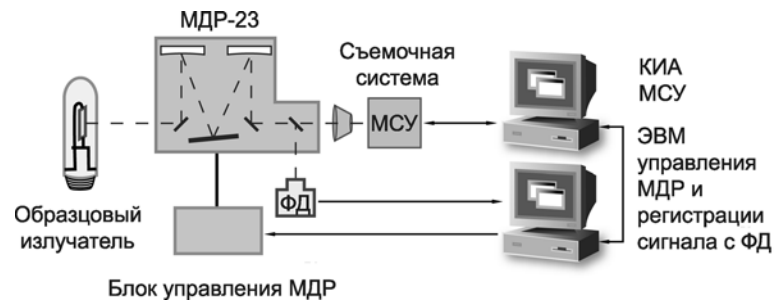


Рис. 2. Блок-схема измерения относительной спектральной характеристики чувствительности МСУ

Прибор МСУ (объектив отделен от камеры для получения возможности фокусировки) устанавливается за монохроматором и включается в непрерывный режим работы. Параллельно работает опорный канал на измерительном фотодиоде (ФД) с известной спектральной характеристикой чувствительности $S_d(\lambda)$. Как видно из схемы, персональный компьютер управляет монохроматором МДР-23, и измерения по программе проходят весь спектральный диапазон с заданной дискретностью (обычно это 5 или 2 нм). Каждая точка спектральной характеристики вычисляется по формуле:

$$S(\lambda) = U_{\text{МСУ}}(\lambda) \frac{S_d(\lambda)}{U_d(\lambda)},$$

$$s(\lambda) = \frac{S(\lambda)}{S(\lambda_m)},$$

где $S(\lambda)$ — промежуточная ненормированная характеристика; $s(\lambda)$ — относительная спектральная характеристика канала МСУ; $U_{\text{МСУ}}(\lambda)$ — выходной код МСУ; $S_d(\lambda)$ — спектральная характеристика чувствительности измерительного фотодиода; $U_d(\lambda)$ — выходной код измерительного фотодиода.

При каждом значении длины волны монохроматического излучения программа обрабатывает данные столько измерений, сколько требуется для уменьшения случайной составляющей и приближения к фотонному шуму. Обычно это ми-

нимум 100 измерений на каждом шаге. Время прохода одного канала в этой автоматизированной схеме составляет ~1 ч.

Как правило, для абсолютизации чувствительности съемочных систем применяется диффузный излучатель (типа шара Ульбрихта) с известной абсолютной СПЭЯ [1]. Диффузный излучатель градуируется по своей достаточно сложной схеме переноса СПЭЯ от образцовой лампы к шару, при этом добавляется погрешность 5...8%. Методика, применяемая для градуировки камер МСУ, была модифицирована таким образом, чтобы исключить диффузный излучатель из схемы абсолютизации спектральных измерений. В рассматриваемой далее схеме МСУ получает единицу СПЭЯ непосредственно от образцовой лампы.

Блок-схема абсолютизации относительной спектральной чувствительности приведена на рис. 3. Особенностью второго этапа является необходимость фокусировки эталонной площадки ленты образцовой лампы на базовый участок линейки ПЗС, т. е. должны регистрироваться сигналы именно от того участка ленты, который паспорттировался в ВНИИОФИ. Рассмотрим эту проблему немного подробнее.

Линейка ПЗС камеры МСУ, с размером элемента 7×7 мкм, регистрирует соответствующую полосу изображения. На рис. 4 приведено изображение ленты образцовой лампы, снятое матричной камерой (проекция линейки показана с увеличением в 25 раз). Анализ поля свечения ленты лампы показывает, что оно имеет существенную неоднородность, связанную с неравномерным нагревом и теплоотводом, а также различным коэффициентом серости светящейся

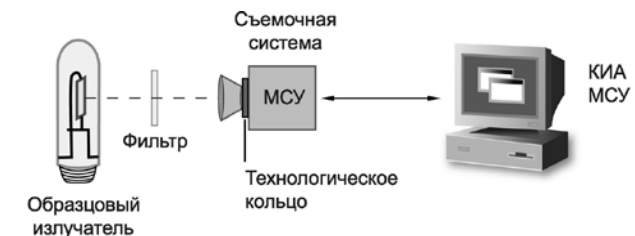


Рис. 3. Блок-схема абсолютизации монохроматической чувствительности МСУ

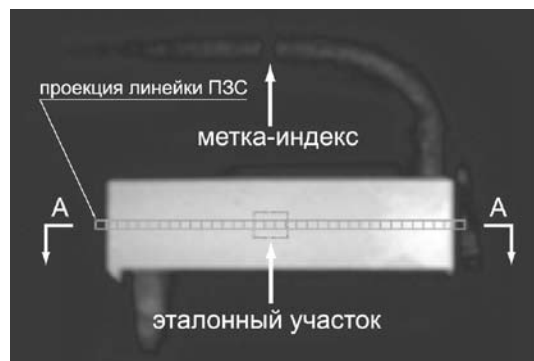


Рис. 4. Изображение ленты измерительной лампы

поверхности вольфрама. При этом общая неоднородность яркости ленты может достигать 50 %. Система зрения камеры МСУ реализует координатную привязку эталонного участка ленты в районе индекса (на рис. 4 — это прямоугольный участок в центре ленты) с погрешностью не более элемента, что на порядок точнее допуска при градуировке образцовой лампы от эталона СПЭЯ в ВНИИОФИ.

Процесс абсолютизации можно разделить на следующие технологические операции:

- фокусировка изображения ленты на линейку МСУ;
- согласование диапазонов излучения образцовой лампы и чувствительности канала;
- съемка и вычисление максимальной абсолютной чувствительности.

Рассмотрим каждую операцию более подробно.

1. Так как МСУ предназначено для съемок из космоса, его оптическая система фокусируется на бесконечность. Для того чтобы перефокусировать МСУ на расстояние порядка 1...2 м, между объективом и корпусом прибора вставляется технологическое кольцо соответствующей толщины. Процесс точной фокусировки МСУ на эталонный участок ленты производится вручную путем перемещения прибора вдоль оптической оси и контролируется визуально по изображениям профиля сигнала на экране компьютера.

2. Образцовая лампа излучает слишком много энергии в стандартном режиме тока накала, что приводит к насыщению элементов линейного детектора ПЗС. Уменьшить поток излучения можно, как минимум, двумя способами:

- уменьшить ток через образцовый излучатель,
- поставить на пути лучей ослабляющий фильтр, например, из цветного стекла.

Первый способ предполагает обязательную поверку лампы во ВНИИОФИ в нужном токовом режиме и получение сертификата соответствия единице СПЭЯ (свидетельства). Второй способ подразумевает самостоятельное измерение абсолютной спектральной характеристики пропускания фильтра.

И первый, и второй способы имеют дополнительные погрешности. В первом случае лампа работает в нестандартном режиме при низких токах накала, при этом увеличивается неравномерность яркости ленты лампы и снижается отношение сигнал/шум при эталонировании. Поэтому свидетельство на лампу выдается с меньшей точностью, чем для лампы в стандартном режиме тока накала. При использовании второго способа ошибку увеличивает собственно погрешность измерения спектральной характеристики фильтра, а также неравномерность параметров фильтра по площади и зависимость этих параметров от температуры. Однако, как известно, практически в любом измерительном процессе возникают подобные проблемы. При градуировке МСУ используется разумное сочетание обоих способов ослабления излучения.

3. Производится непрерывная съемка ленты эталонной лампы с достаточной статистикой. Выделяется сигнал от элементов линейного детектора, на которые проецировался эталонный участок ленты образцового излучателя. Величина сигнала усредняется по времени и по элементам эталонного участка ленты (как правило, напротив метки-индекса), затем вычисляется максимальное значение абсолютной спектральной характеристики чувствительности МСУ на длине волны λ_m через интегральную чувствительность $S_{\text{инт}}$ этого участка к образцовому излучателю. Для того чтобы получить абсолютную максимальную чувствительность, используются следующие формулы [2]:

$$S_{\text{абс}}(\lambda_m) = \frac{S_{\text{инт}}}{K_{\text{исп}}},$$

где $S_{\text{инт}} = \frac{UK_{\text{тк}}}{\int_0^{\infty} R(\lambda) d\lambda}$ — интегральная чувствительность МСУ

к образцовому излучателю; $K_{\text{тк}} = \left(\frac{A+F}{F}\right)^2$ — коэффициент

приведения сигнала к фокальной плоскости (где A — толщина технологического кольца; F — фокусное расстояние

объектива МСУ); $K_{\text{исп}} = \frac{\int_0^{\infty} s(\lambda)R(\lambda) d\lambda}{\int_0^{\infty} R(\lambda) d\lambda}$ — коэффициент ис-

пользования потока источника приёмником с относительной спектральной характеристикой $s(\lambda)$; U — значение сигнала МСУ от элементов эталонного участка образцовой лампы; $S_{\text{абс}}(\lambda_m)$ — максимальное значение абсолютной спектральной характеристики чувствительности МСУ на длине волны λ_m ; $s(\lambda)$ — относительная спектральная чувствительность приемника; $R(\lambda)$ — спектральная плотность энергетической яркости источника (СПЭЯ из свидетельства на образцовую лампу).

После подстановки и упрощения получаем

$$S_{\text{абс}}(\lambda_m) = \frac{UK_{\text{тк}}}{\int_0^{\infty} s(\lambda)R(\lambda) d\lambda}.$$

Результаты градуировки в виде графиков абсолютной спектральной характеристики чувствительности приведены для МСУ-50 на рис. 5 и МСУ-100 на рис. 6 (три канала изображены для наглядности на одном графике).

Кроме комплекса КМСС, на платформе космического аппарата «Метеор-М» установлен сканирующий радиометр МСУ-МР видимого и инфракрасного диапазона, разработанный в РНИИ КП. В процессе эксплуатации эти устрой-

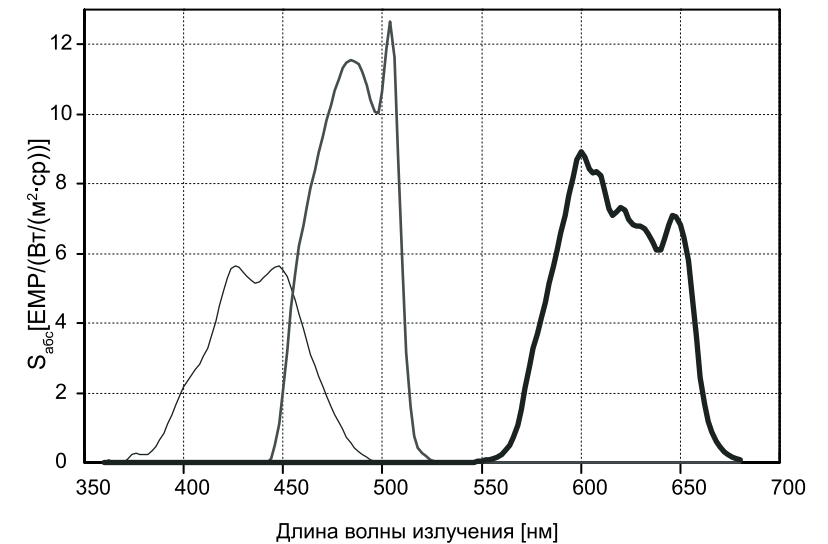


Рис. 5. Абсолютная спектральная чувствительность МСУ50

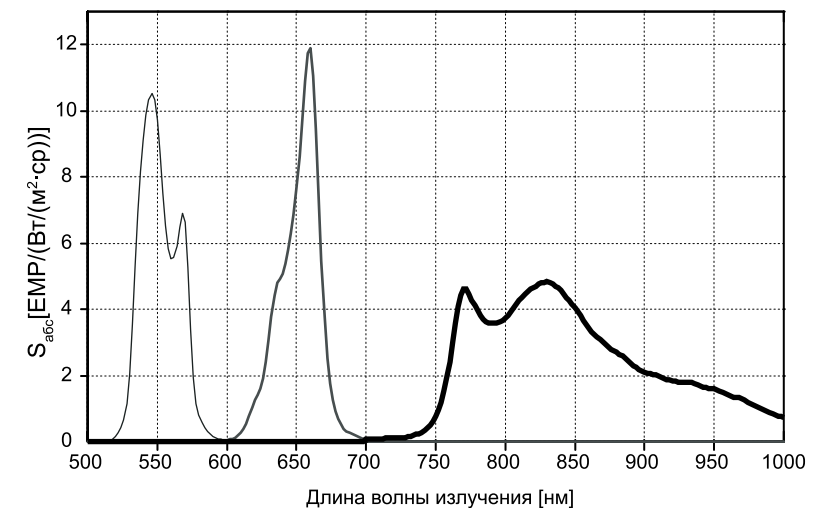


Рис. 6. Абсолютная спектральная чувствительность МСУ100

ства сканируют одноименные участки земной поверхности, но с различным пространственным разрешением. С целью взаимной привязки шкалы спектральной чувствительности приборов КМСС и МСУ-МР проведен этап градуировки приборов КМСС в части абсолютизации спектральной чувствительности. При этом в качестве эталона используется диффузный излучатель из состава радиометрического стенда «Камелия» РНИИ КП.

На рис. 7 показаны две схемы передачи эталона единицы СПЭЯ на МСУ. Для двух схем радиометрической градуировки можно вычислить дисперсии разности полученных единиц СПЭЯ для девяти различных каналов МСУ. Так как все измерения в указанных схемах — независимые, то, полагая ошибки в результатах измерений случайными, сумма дисперсий передачи эталона на МСУ в двух схемах должна быть равна дисперсии полученных разностей. Значение среднеквадратического отклонения полученных разностей по всем 9 каналам составляет 13,7 %. Тогда из равенства дисперсий следует, что перенос эталона единицы СПЭЯ на канал МСУ осуществляется со среднеквадратической погрешностью 8,6 %. Конечно, это — только оценка погрешности, так как,

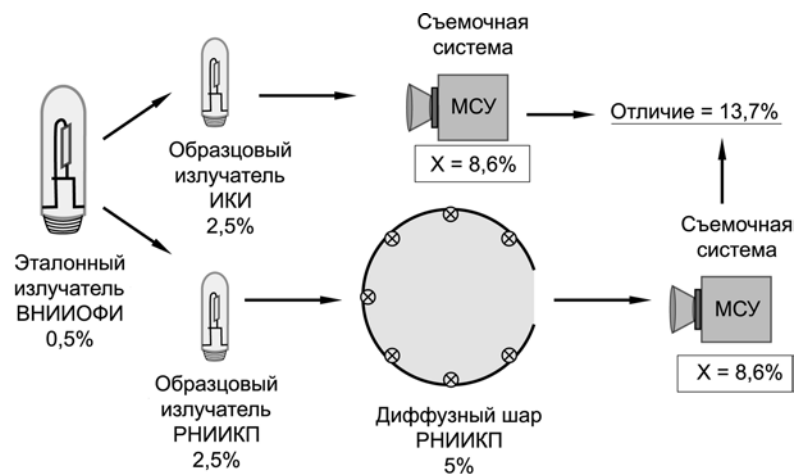


Рис. 7. Две схемы передачи эталона единицы СПЭЯ на МСУ

кроме случайных ошибок, в измерениях присутствуют и систематические ошибки, а статистика из девяти реализаций не является достаточно надежной.

Литература

1. Богданов А.А., Ковальский В.Я., Самойлов Л.Н., Саприцкий В.И., Сычев А.Г., Тарнопольский В.И. Энергетическая градуировка съемочных систем, используемых в дистанционных исследованиях Земли // Многозональные аэрокосмич. съемки Земли: Сб. ст. М.: Наука, 1981. С. 93–99.
2. Криксунов Л.З. Справочник по основам инфракрасной техники. М.: Сов. радио, 1978. С. 234–235.

ОТНОСИТЕЛЬНАЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ
КАЛИБРОВКА КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ
СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ (КМСС)

А.С. Василейский², Б.С. Жуков¹, С.Б. Жуков²,
А.Н. Куркина², И.В. Полянский¹

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

² Автономная некоммерческая организация — АНО «Космос-НТ», Москва

Относительная радиометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС), который будет установлен на КА «Метеор-М» № 1, проводилась путем регистрации темнового сигнала и методом съемки интегрирующей сферы при различных временах экспозиции. По полученным результатам для каждого элемента ПЗС в каждом канале определялись: среднеквадратическая величина шума, диапазон линейности, темновой сигнал и относительный коэффициент чувствительности, который далее использовался для расчета абсолютного коэффициента чувствительности по результатам абсолютной градуировки центральной группы элементов. Исследована зависимость этих параметров от температуры и коэффициента усиления сигнала. Результаты калибровки КМСС сохранялись в файлах радиометрической калибровки, которые будут использоваться для радиометрической коррекции видеоданных спутниковых съемок.

Relative radiometric calibration of the Satellite Multispectral Imaging System (KMSS), which will be installed on the Meteor-M Nr. 1 spacecraft, was carried out using dark signal measurements and integration sphere imaging at various exposure time. This allows calibration of the RMS noise amplitude, response linearity interval, dark signal and the relative sensitivity coefficient for all CCD elements in all KMSS channels and to calculate their absolute sensitivity coefficient using absolute calibration of a group of central CCD elements. These characteristics were investigated as functions of the both temperature and amplification coefficient. The calibration results are stored in the radiometric calibration files for further radiometric correction of the satellite images.

1. Задачи и особенности калибровки камер КМСС

В состав комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС) на КА «Метеор-М» № 1 входят две трехзональ-

ные камеры МСУ-100 с фокусным расстоянием 100 мм и одна трехзональная камера МСУ-50 с фокусным расстоянием 50 мм [1]. Спектральные зоны МСУ-100 (535...575, 630...680 и 700...900 нм) оптимизированы для исследований суши, а спектральные зоны МСУ-50 (370...450, 450...510 и 580...690 нм) — для исследований океана.

Задача радиометрической калибровки КМСС — установление связи между цифровыми сигналами $DN(x)$, регистрируемыми элементарными детекторами x в спектральных каналах каждой камеры КМСС, и значениями зональной яркости $B(x)$. Зональная яркость является средневзвешенным значением спектральной плотности энергетической яркости (СПЭЯ) $B(x, \lambda)$, где в качестве весовой функции используется функция спектральной чувствительности (ФСЧ) канала $S(x, \lambda)$:

$$B(x) = \frac{\int S(x, \lambda) B(x) d\lambda}{\int S(x, \lambda) d\lambda}. \quad (1)$$

Предполагается, что форма ФСЧ одинакова для всех элементарных детекторов одного канала.

При условии линейности характеристики свет — сигнал в рабочем диапазоне ПЗС $DN(x)$ и $B(x)$ связаны соотношением:

$$DN(x) = \int S(x, \lambda) B(x, \lambda) d\lambda + DC(x) = c(x) B(x) + DC(x), \quad (2)$$

где $DC(x)$ — темновой сигнал; $c(x)$ — абсолютный коэффициент чувствительности элементарного детектора x , который определяется как

$$c(x) = \int S(x, \lambda) d\lambda. \quad (3)$$

При калибровке камер МСУ-50/100 учитывались их следующие технические и конструктивные особенности:

- Темновой сигнал чувствительных элементов ПЗС может меняться со временем из-за изменений температуры и некоторой нестабильности электроники. Для обеспечения возможности учета этих изменений конструкция используемых ПЗС-линеек включает набор так называемых «темновых» детекторов, представляющих собой элементарные детекторы, полностью

идентичные остальным (так называемым «световым» или «рабочим»), но закрытые светонепроницаемым экраном. Измерение сигналов, генерируемых темновыми детекторами, позволяет оценивать для каждой строки изображения изменение темновых сигналов световых детекторов.

- При существенном повышении уровня темнового сигнала канала в полете возможно его уменьшение до оптимального уровня путем использования напряжения смещения, отличного от установленного при калибровке. При этом темновой сигнал для всех элементарных детекторов канала смещается на одну и ту же величину. Анализ сигналов темновых детекторов позволяет учесть и это смещение. При калибровке напряжение смещения устанавливается как функция коэффициента усиления.
- Линейный ПЗС-приемник, используемый в МСУ-50/100, снабжен двумя выходными регистрами с чередованием считывания накопленных элементарными детекторами сигналов. При этом образуются две группы элементарных детекторов («четные» и «нечетные»), обладающие существенно различающимися характеристиками по темновому сигналу и чувствительности. Это приводит к необходимости раздельной обработки сигналов, зарегистрированных «четными» и «нечетными» детекторами.

2. Процедуры калибровки

Методика радиометрической калибровки КМСС, включающая спектральную калибровку, измерения по интегрирующей сфере и абсолютную калибровку по эталонной лампе, описана в работе [2]. В данной работе рассматриваются следующие процедуры калибровки КМСС:

- анализ шумовых характеристик;
- калибровка темнового сигнала;
- проверка линейности характеристики свет-сигнал;
- калибровка относительного коэффициента чувствительности;
- расчет абсолютного коэффициента чувствительности.

При этом использовались результаты спектральной и абсолютной калибровки выбранного участка ПЗС-линеек (см. статью* в настоящем сборнике, с. 549).

Анализ шумовых характеристик

Проверка шумовых характеристик каналов осуществлялась по вариациям сигнала темновых изображений. С этой целью при фиксированных значениях параметров (температура, коэффициент усиления, напряжение смещения) получались изображения размером $N = 1000$ строк. Величина шума элементарного детектора x характеризовалась его среднеквадратической амплитудой:

$$\sigma(x) = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_y (I(x, y) - \bar{I}(x))^2},$$

где $I(x, y)$ — изображение; x — номер детектора (т. е. номер столбца изображения); y — номер строки изображения; $\bar{I}(x) = \sum_y I(x, y) / N$ — средний сигнал детектора.

При коэффициенте усиления $k = 1$ среднеквадратическая амплитуда шума элементарных детекторов не превышала 0,5, причем не выявлено ее систематической зависимости от температуры (коэффициент усиления указывается в линейных единицах). Не выявлено также зависимости величины шума от времени экспозиции. Все это говорит о том, что наблюдаемый шум не имеет теплового характера, а формируется в электронных цепях считывания сигнала ПЗС.

Зависимость величины шума от коэффициента усиления представлена на рис. 1 (здесь и ниже для иллюстрации используются результаты, полученные в канале 1 одной из камер МСУ-100). Указанная зависимость близка к линейной, за исключением флуктуаций при небольших значениях k , которые можно объяснить квантованием сигнала.

Шумовые характеристики темновых детекторов аналогичны световым. Однако для темновых детекторов представляет интерес не столько шум отдельных детекторов, сколько

* Ваваев В.А., Ваваев М.В., Полянский И.В. Радиометрическая градуировка комплекса многозональной съемки (КМСС).

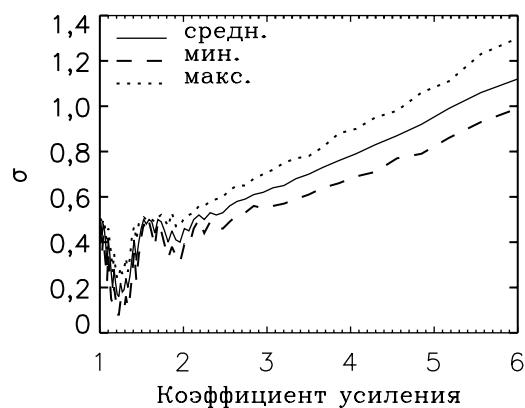


Рис. 1. Зависимость среднего, минимального и максимального значения среднеквадратической амплитуды шума элементарных детекторов от коэффициента усиления

флуктуации их среднего сигнала, поскольку именно он используется при радиометрической коррекции изображений. За счет усреднения флуктуации среднего сигнала темновых детекторов не превышает 0,2.

Калибровка темнового сигнала

Темновой сигнал элементарных детекторов определялся по изображениям, полученным при закрытом объективе камеры, путем усреднения по $N = 1000$ строкам.

Зависимости темнового сигнала от времени экспозиции не выявлено, что свидетельствует о том, что он, в основном, формируется в электронных цепях считывания сигнала ПЗС, а вкладом эффекта тепловой генерации заряда в ПЗС можно пренебречь. Можно отметить небольшой рост темнового сигнала при повышении температуры, который, однако, не превышал 1 градации сигнала при $k = 1$.

Зависимость величины темнового сигнала от коэффициента усиления k представлена на рис. 2. Несмотря на частичную компенсацию эффекта изменения k путем подбора напряжения смещения, наблюдается значительный рост темнового сигнала с увеличением k . Указанная зависимость носит «пилообразный» характер, связанный с выбором раз-

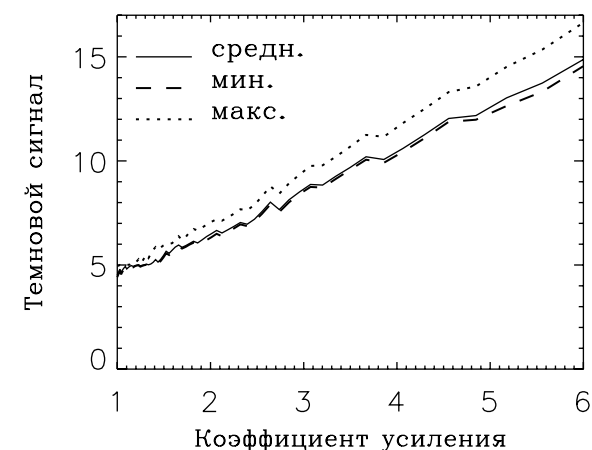


Рис. 2. Зависимость средней, минимальной и максимальной величин темнового сигнала элементарных детекторов от коэффициента усиления

личных напряжений смещения при разных коэффициентах усиления.

Разброс значений темнового сигнала элементарных детекторов существенно меньше 1 градации сигнала при $k = 1$ и увеличивается до 2 градаций сигнала при $k = 6$.

Средний сигнал темновых детекторов определялся усреднением темнового изображения по 40 детекторам отдельно для «четных» и «нечетных» детекторов.

Сигнал темновых детекторов можно использовать для коррекции зависимости темнового сигнала световых детекторов от коэффициента усиления и напряжения смещения. Для этого рассмотрим следующую модель формирования темнового сигнала:

$$DC(x, k) = ak(U(x) + \Delta U(x)), \quad (4)$$

где $U(x)$ — напряжение, считываемое с элемента x ПЗС; $\Delta U(k)$ — напряжение смещения, устанавливаемое в зависимости от коэффициента усиления k ; a — константа, связывающая напряжение на входе АЦП с цифровым сигналом на его выходе.

Аналогичным образом, средний сигнал темновых детекторов DC_{dark} описывается выражением

$$DC_{dark}(k) = ak(U_{dark} + \Delta U(k)).$$

Путем перехода к разности темновых сигналов световых и темновых элементов исключается влияние напряжения смещения $\Delta U(k)$:

$$DC(x, k) - DC_{dark}(k) = ak(U(x) - U_{dark}).$$

В частности, при некотором выбранном опорном коэффициенте усиления $k = k_d$ имеем

$$DC(x, k_d) - DC_{dark}(k_d) = ak_d(U(x) - U_{dark}).$$

Используя последние два выражения, получаем

$$DC(x, k) = \frac{k}{k_d} (DC(x, k_d) - DC_{dark}(k_d)) + DC_{dark}(k). \quad (5)$$

В рамках этой модели темновой сигнал световых элементов при коэффициенте усиления k может быть оценен по их темновому сигналу при коэффициенте усиления k_d и сигналам темновых элементов. В качестве k_d выбрано значение 1,588, которое близко к среднему используемому при реальной съемке значению коэффициента усиления.

Ошибки данной модели показаны на рис. 3. Средняя величина этой ошибки существенно меньше 0,1 градации сигнала. Максимальное значение ошибки, которое наблюдается на небольшом количестве «дефектных» элементов, не превышало 0,5 градации сигнала. Поскольку ошибки модели сопоставимы с уровнем шума, достаточно сохранить в калибровочных файлах значения темнового сигнала элементов только для выбранного значения k_d и далее использовать соотношение (5) для их оценки при произвольном значении коэффициента усиления и напряжения смещения.

Проверка линейности характеристики свет – сигнал

Проверка линейности характеристики свет – сигнал камер КМСС проводилась путем съемки интегрирующей сферы при трех временах экспозиции (в мс) $\tau_n = 2n$, где $n = 1, 2, 3$ – номер измерения. Усреднение сигналов элементарных детек-

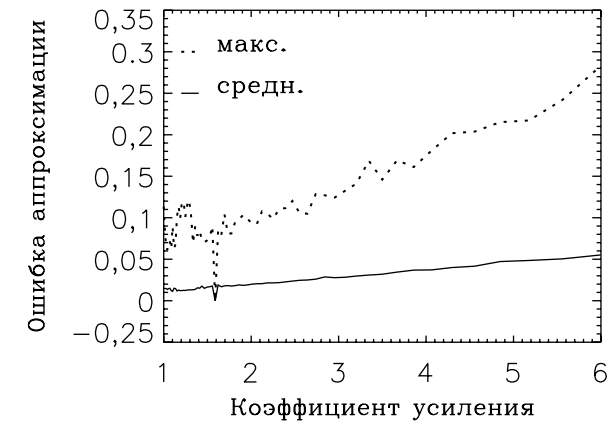


Рис. 3. Средняя и максимальная ошибка аппроксимации темнового сигнала в зависимости от коэффициента усиления

торов проводилось по 1000 строкам. При изменении коэффициента усиления яркость сферы подбиралась так, чтобы при максимальном времени экспозиции сигнал составлял 230...240 градаций.

Относительный коэффициент чувствительности определялся по соотношению (рис. 4)

$$c_{отн} = \frac{I_3 - DC}{3},$$

а коэффициент нелинейности канала – по соотношению

$$\gamma = \frac{\max(\Delta_1, \Delta_2)}{I_3 - DC} \times 100 \%,$$

где I_n – сигнал при времени экспозиции τ_n ; DC – темновой сигнал при том же k ; $\Delta_n = |I_n - \tilde{I}_n|$ – разность реально измеренного сигнала I_n и сигнала \tilde{I}_n , полученного при линейной аппроксимации характеристики свет – сигнал с определенным выше коэффициентом чувствительности $c_{отн}$.

По ТУ КМСС средний коэффициент нелинейности канала не должен превышать 2%. Это условие удовлетворялось для всех камер при $k > 1,3$, а в некоторых случаях – и при меньших коэффициентах усиления.

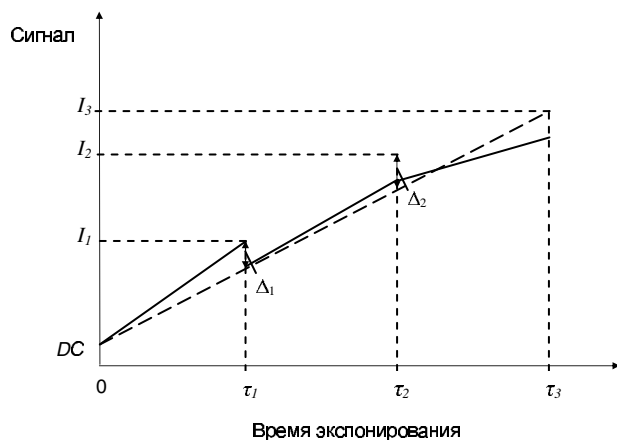


Рис. 4. Определение коэффициентов чувствительности и нелинейности

Калибровка относительного коэффициента чувствительности

Пример зависимости коэффициента чувствительности от номера элементарного светового детектора приведен на рис. 5. Систематический спад чувствительности к краю ПЗС-линейки связан с уменьшением освещенности фокальной плоскости при удалении от оптической оси. Кроме того, заметны флуктуации чувствительности между отдельными элементарными детекторами.

Форму распределения коэффициента чувствительности вдоль ПЗС-линейки можно характеризовать отношением $c_{\text{отн}}(x)/c_{\text{отн}}(0)$, где $c_{\text{отн}}(0)$ — коэффициент чувствительности первого элементарного светового детектора, а зависимость формы от коэффициента усиления — функцией

$$f(x, k) = \frac{c_{\text{отн}}(x)/c_{\text{отн}}(0)}{c_{\text{отн}}^0(x)/c_{\text{отн}}^0(0)}. \text{ Здесь } c_{\text{отн}}^0(x) \text{ — относительный}$$

коэффициент чувствительности при каком-либо фиксированном значении коэффициента усиления, при котором обеспечивается линейность характеристики свет — сигнал. В идеале, если форма распределения коэффициента чувстви-

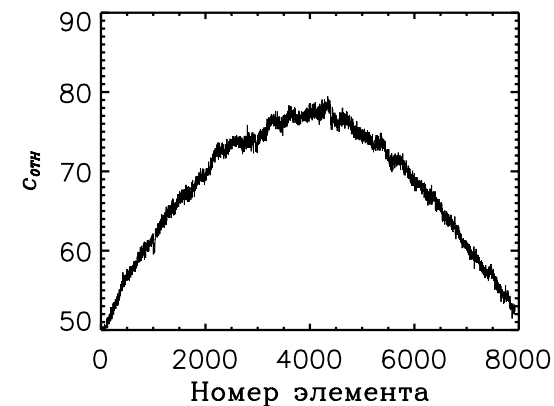


Рис. 5. Зависимость относительного коэффициента чувствительности от номера элементарного детектора при $k = 1,588$

тельности не зависит от коэффициента усиления, функция $f(x, k)$ должна быть равна 1.

На рис. 6 приведены максимальные и минимальные значения этой функции вдоль ПЗС-линейки в зависимости от k , оцененные по той же серии измерений, что и линейность

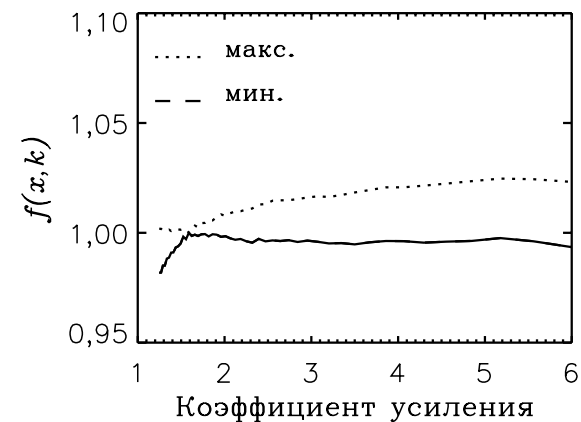


Рис. 6. Зависимость минимальных и максимальных значений функции $f(x, k)$ вдоль ПЗС-линейки от коэффициента усиления; $c_{\text{отн}}^0(x)$ выбрана при $k = 1,588$

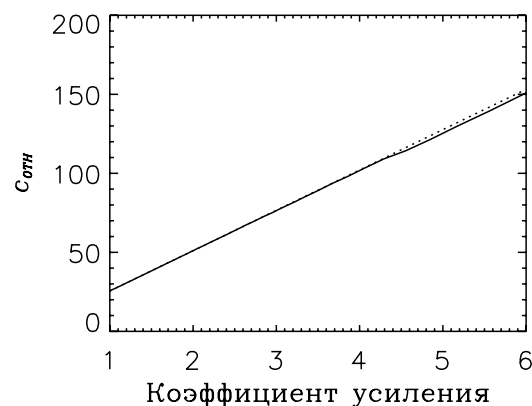


Рис. 7. Зависимость среднего относительного коэффициента чувствительности канала от коэффициента усиления: сплошная линия — измерения, пунктирная линия — пропорциональная зависимость

канала. В летных камерах МСУ-100 при изменении k форма распределения коэффициента чувствительности изменялась не более чем на 3%, а в летной камере МСУ-50 — не более чем на 6 %.

Сделав вывод о незначительной зависимости формы распределения коэффициента чувствительности от k , достаточно проверить зависимость от k среднего коэффициента чувствительности канала. Эти измерения проводились при постоянной яркости интегрирующей сферы. Средний коэффициент чувствительности каналов оказался с хорошей точностью пропорциональным коэффициенту усиления (рис. 7).

Расчет абсолютного коэффициента чувствительности

При известном распределении относительного коэффициента чувствительности переход к распределению абсолютного коэффициента чувствительности осуществляется по результатам абсолютной калибровки чувствительности группы выбранных элементов вблизи центра ПЗС-линеек (см. статью в настоящем сборнике, с. 549). Средний абсолютный ко-

эффициент чувствительности указанных элементов \bar{c}_0 приведен к минимальному времени экспонирования $\tau_0 = 2$ мс и коэффициенту усиления $k_0 = 1$. Распределение абсолютного коэффициента чувствительности для всех элементарных детекторов канала при указанных значениях τ_0 и k_0 находится по соотношению

$$c_0(x) = c_{\text{отн}}(x) \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_{\text{отн}}},$$

где $\bar{c}_{\text{отн}}$ — относительный коэффициент чувствительности, усредненный по тем же элементам, что и \bar{c}_0 .

3. Методика радиометрической коррекции видеоданных КМСС

Входной информацией для процедуры радиометрической коррекции являются приборный файл камеры МСУ50/100 и калибровочные файлы [1].

Приборный файл МСУ обрабатывается построчно. Из строк видеоданных КМСС выделяются:

- строки трех зональных изображений $DN(x, y)$;
- время экспонирования τ ;
- коэффициенты усиления k для каждого канала (переводятся в линейные единицы).

Преобразование цифрового сигнала пикселей изображения в абсолютную яркость проводится следующим образом:

$$B(x, y) = \frac{DN(x, y, k) - DC(x, y, k)}{c(x, k, \tau)},$$

где $B(x, y)$ — абсолютная зональная яркость в [Вт/(м²·мкм·ср)] пикселя; $c(x, k, \tau)$ — актуальный (т. е. соответствующий реальным значениям τ и k) коэффициент чувствительности элементов детектора; $DN(x, y, k)$ — актуальный темновой сигнал элементов детектора.

Актуальный коэффициент чувствительности равен

$$c(x, k, \tau) = c_0(x) \frac{k}{k_0} \frac{\tau}{\tau_0},$$

где $c_0(x)$ — калибровочный коэффициент чувствительности (при $k_0 = 1$ и $\tau_0 = 2$ мс).

Актуальный темновой сигнал световых элементов определяется из соотношения (5) по их темновому сигналу при коэффициенте усиления k_d и сигналам темновых элементов DC_{dark} .

Массивы абсолютных коэффициентов чувствительности $c_0(x)$ и темновых сигналов световых и темновых элементов $DC(x, k_d)$ и $DC_{dark}(u, k_d)$ вместе с соответствующими значениями τ_0 , k_0 и k_d входят в состав калибровочных файлов.

Проведенная радиометрическая калибровка камер КМСС позволяет решать задачу определения абсолютной зональной яркости снимаемых объектов по получаемым изображениям с точностью в пределах 10%.

Литература

1. Жуков Б.С., Зиман Я.Л., Полянский И.В., Жуков С.Б., Бекренев О.В., Пермитина Л.И. Предварительная обработка видеоданных комплекса многозональной спутниковой съемки с космического аппарата «Метеор-М». (Статья в настоящем сборнике, с. 530.)
2. Руководство пользователя видеоданными КМСС. КБДУ. 201231.014 РПВ.М.: АНО «Космос-НТ», 2006.

ВОСПОМИНАНИЯ О СОЗДАНИИ И РАБОТЕ В ИКИ САМОЛЕТНОЙ ЛАБОРАТОРИИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА (ИЗ ПРЕДЫСТОРИИ ОПТИКО-ФИЗИЧЕСКОГО ОТДЕЛА)

Я.Л. Зиман

Институт космических исследований
Российской академии наук, Москва

Описана история создания лаборатории для моделирования исследований Земли из космоса на самолетах Ил-14 и Ан-30.

The history of creating a laboratory for simulating Earth research from space on-board the Il-14 and An-30 aircraft is presented.

Хочу представить эмоционально-развлекательное воспоминание из предыстории нашего оптико-физического отдела.

При образовании ИКИ в нем не были предусмотрены исследования Земли. Однако почти четыре десятилетия тому назад в Институте, кроме традиционных астрофизических, планетных и плазменных космических исследований, было открыто направление исследований Земли из космоса. Основным инициатором развертывания в институте этих исследований был зам. директора института Ю.К. Ходарев. Положительно к ним отнесся и директор института, академик Г.И. Петров.

Проведение исследований Земли было возложено на отдел, возглавляемый В.В. Андриановым, в который из нашего коллектива были переведены Генрих Аванесов, Юрий Чесноков, Борис Дунаев. Я же был назначен зав. сектором самолетного моделирования исследований Земли из космоса, который был сформирован в комплексном отделе, руководимом Ю.К. Ходаревым.

Прибориста В.В. Андрианова не вдохновили методические проблемы исследования Земли, а серьезные приборные разработки он не спешил разворачивать, мотивируя это отсутствием целевого финансирования. Меня же и всех моих друзей — Г. Аванесова, Ю. Чеснокова и Б. Дунаева — идея самолетного моделирования увлекла, и мы, засучив рукава, стали из подручных средств «клепать» самолетные приборы.

Г. Аванесов с рядом сотрудников его лаборатории за полгода изготовил бортовой комплекс, включавший оптико-электронную сканирующую съемочную аппаратуру с преобразованием изображений земной поверхности в цифровую форму и записью их на цифровом магнитофоне, а также фототелеграфное устройство, регистрировавшее в реальном времени получаемые изображения на фотохимической бумаге. Последние позволяли контролировать, летит ли самолет по заданному маршруту и заснимается ли подлежащий исследованию участок.

Б. Дунаев с В. Савостьяновым для проведения многозональных аэросъемок соорудили блок синхронно работавших аэрофотоаппаратов А-39, оснащаемых разными светофильтрами и фотопленками.

Я же озаботился в первую очередь изысканием средств для аренды самолета; в институте, как уже упоминалось, не было запланировано финансирование по проблеме исследований Земли.

Хотелось оснастить самолет спектрометрической аппаратурой, включающей тепловой ИК-диапазон, которой не было в нашем институте. Важно было определить перечень задач, которые должны будут решаться по материалам самолетных съемок и измерений, а также найти тех, кто эти задачи будет решать. Наконец, нужно было согласовать технические вопросы установки на самолет нештатной аппаратуры и ее подключения к бортовой электросети самолета.

Проблема финансирования была решена следующим образом. Мы объездили около двух десятков отраслевых и академических институтов наук о Земле, предложив их руководителям провести на договорных началах многозональные фото- и цифровые аэросъемки интересующих эти институты районов. Многих это предложение заинтересовало, и 12 заключенных контрактов позволили арендовать аэросъемочный самолет Ил-14 на очередной летний сезон. После этого были решены и остальные вопросы.

Следует отметить, что эти институты определили участки с интересующими их природными комплексами, которые нужно было обнаружить и исследовать по материалам съемки из космоса. Для разработки соответствующей методики

интерпретации космических снимков эти природные полигоны планировалось одновременно исследовать на земле и снимать в нескольких спектральных зонах из космоса и с самолета. Многозональную аэросъемку именно таких полигонов, расположенных в самых разных природных зонах страны, мы должны были проводить. Сюда входили и вулканы Камчатки, и сибирская тайга, и мелиоративная система Ферганской долины, и сельхозкультуры Черноземья и многие другие природные и антропогенные объекты.

Созданная аппаратура была установлена на съемочный самолет Ил-14 (с люками для съемочной аппаратуры и блистерами для визуальных наблюдений), и разработчики этих приборов весной 1972 г. полетели выполнять 12 заключенных контрактов. Память сохранила немало эпизодов этого лета; вспомню некоторые из них.

Работаем в Средней Азии. Базируемся в Ташкенте, съемки ведем в Ферганской долине и окружающих ее горах. Летаем на высоте 6000 м с кислородными приборами. Температура в кабине около нуля, да еще при работе через открытые люки в кабину врывается встречный поток холодного воздуха. Вылетев в 6 утра, часов в 12 садимся обычно в Намангане, чтобы заправить самолет и подзаправиться самим. Б. Дунаев столько времени без курева обойтись не может; периодически подсовывает под маску сигарету, вдыхая никотин вместе с кислородом.

По мере снижения температура повышается до 35...40 градусов на земле. Поначалу это приятно, но очень скоро жара начинает угнетать. Наспех подкрепляемся шашлыком с зеленым чаем, покупаем ведро черешни и быстрее — на самолет. В самолете температура, как в хорошей финской бане. С нетерпением ждем, пока самолет взлетит и унесет нас вверх от этой жары. Пока набираем высоту, съедаем черешню, затем опять на высоте 6000 м еще часа четыре работы, и так каждый день.

Но вот непредвиденная остановка; у главного нашего прибора — оптико-электронной съемочной системы — в полете отваливается и улетает сканирующее зеркало. Что делать? Ведь мы заполучили самолет за материалы аэросъемки, в первую очередь, именно этим прибором. Получаемые им

видеоданные записывались на цифровой магнитофон, что позволяло вести их экспериментальную обработку и интерпретацию с помощью ЭВМ.

Каждый день простоя грозит нам невыполнением своих обязательств перед заказчиками, и, следовательно, нечем будет расплатиться с авиаотрядом за самолет. Не говоря уже о том, что заказ нового зеркала в Москве и поездка за ним остановит полеты минимум дней на десять. За это время, не летая, экипаж самолета нас «сгрызет», если не подвядет к другим работам, и не известно, когда к нам вернется.

Выручили нас Слава Глазков с Ваней Бариновым. В мастерских аэропорта им вырезали стальную пластинку по размеру зеркала, и за двое суток упорного труда они ее отшлифовали и отполировали до зеркального блеска. Сканер был восстановлен, и полеты возобновились.

В дальнейшем работа нашей самолетной лаборатории была включена в институтский план, стала полноправной составляющей проводимых исследований и, главное, обрела достаточное финансирование. Мы перешли с самолета Ил-14 на Ан-30 и, к радости наших партнеров, продолжили с ними сотрудничество, не требуя оплаты съемок интересующих их объектов.

На самолете Ан-30 были установлены описанный выше оптико-электронный сканирующий комплекс, многозональная фотоаппаратура и спектрометры.

Полеты этой самолетной лаборатории продолжались 8 лет, в течение которых проводились видеоспектрометрические аэросъемки в интересах не только нашего института, но и многих академических и отраслевых организаций наук о Земле нашей страны. В рамках международного проекта «Радуга», в основе которого лежали съемки фотоаппаратом МКФ-6 с пилотируемого космического корабля «Союз-22», наша самолетная лаборатория работала и в Германской Демократической Республике.

В инженерном плане самолетная лаборатория стала эффективной школой для специалистов, создавших впоследствии приборы для изучения из космоса поверхности Земли. В научно-методическом плане она обеспечила натурное моделирование съемок Земли из космоса, проведение под-

спутниковых съемок и автоматизированную обработку получаемых видеоданных на ЭВМ.

Мы думали, что самолетная лаборатория станет в институте постоянной базой для дальнейшего совершенствования методов и средств исследований Земли из космоса, и собирались перейти с Ан-30 на более высотный Ту-134. С таким предложением и с соответствующим разработанным нами ТЗ я поехал в КБ Туполева к главному конструктору Ту-134 Селякову. Ознакомившись с нашим ТЗ, Селяков сказал, что, в принципе, такой самолет они сделать могут, однако есть два НО!

Первое то, что сегодня нет проблем, чтобы создать новый самолет, но почти невозможно разработать на него ту техническую документацию, которую требуют оборзевшие министерские чиновники.

Второе то, что для создания нужного вам самолета необходимо, чтобы это вначале было нам предписано соответствующим постановлением Правительства, а затем указанием Министерства, что именно это правительственное решение нам следует выполнять. При этом он сказал, что из десяти правительственных постановлений они больше трех не выполняют.

Думаю, что такие порядки сохранились и сегодня в секторе нашей страны.

Самолетную лабораторию мы вынуждены были ликвидировать, когда в отделе были закрыты работы по исследованиям Земли и прекращено их финансирование.

055(02)2

Ротап rint ИКИ РАН

Москва, 117997, Профсоюзная ул., 84/32

Подписано к печати 13.07.2009 г.

Заказ 2185

Формат 70×108/32

Тираж 250

24,2 уч.-изд. л.